

상대운동이 있는 이차원 비정상 점성 유동 해석을 위한 비정렬 중첩격자기법 개발

정문승^{*1}, 권오준²

DEVELOPMENT OF AN UNSTRUCTURED OVERSET MESH METHOD FOR 2-D UNSTEADY VISCOUS FLOW SIMULATION WITH RELATIVE MOTION

Mun Seung Jung^{*1} and Oh Joon Kwon²

An unstructured overset mesh method has been developed for the simulation of unsteady viscous flow fields around multiple bodies in relative motion. For this purpose, a robust and fast search technique is proposed for both triangle and high-aspect ratio quadrilateral cell elements. The interpolation boundary is defined for data communication between grid systems and an interpolation method is suggested for viscous and inviscid cell elements. This method has been applied to calculate the flow fields around 2-D airfoils involving relative motion. Validations were made by comparing the predicted results with those of experiments or other numerical results. It was demonstrated that the present method is efficient and robust for the prediction of unsteady time-accurate flow fields involving multiple bodies in relative motion.

Key Words: 비정렬 중첩격자 기법(Unstructured Overset Mesh Method), 비정상유동(Unsteady Flows), 상대운동(Relative Motion), 점성유동(Viscous Flow)

1. 서 론

물체간의 상대운동이 있는 비정상 유동은 현실적으로 많은 응용문제에 대한 적용가능성을 가지고 있어 이를 해석하기 위한 방법의 개발은 여러 연구자들에 의해 많은 관심의 대상이 되고 있다. 일반적으로 상대운동이 있는 비정상 유동을 해석하기 위해서는 운동하는 물체의 위치변화에 따른 격자 및 격자면의 처리를 필요로 한다. 대표적인 이동 격자계의 처리 방법으로는 변형격자기법과 중첩격자기법을 들 수 있다.

먼저 변형격자기법은 비정렬 격자계에서 각각의 격자면을 유연한 성질을 가진 스프링으로 가정하고 이를 이용하여 격자를 변형시키는 방법이다. 이 방법은 작은 변위를 가지는 물체의 이동에는 매우 간단하게 적용될 수 있으나, 물체의 변위

가 클 경우에는 격자계의 재생성을 필요로 하게 되어 해석에 요구되는 시간을 크게 증가시키게 된다. 중첩격자기법은 독립적으로 생성된 격자계를 중첩하여 전체유동장을 계산하는 방법으로, 물체를 포함하는 격자계를 이동하여 상대운동을 모사할 수 있다. 이 방법은 큰 이동변위에 대해서도 격자의 질이 나빠지지 않기 때문에 격자의 재생성을 요구하지 않으나, 독립된 격자계간의 정보전달을 위해 삽간(interpolation)을 사용하기 때문에 유동변수가 중첩영역에서 보존적(conservative)이지 못하다는 문제점이 있다.

본 연구에서는 유연한 성질의 비정렬 격자를 기반으로 하고, 물체의 이동에 따른 계산의 부담이 작다고 판단되는 중첩격자기법을 사용한 비정렬 중첩격자기법[1]을 이차원 점성 유동 해석을 위해 확장하였다. 점성 유동의 해석을 위해서는 물체 표면에서의 수직 방향으로의 큰 유동변화를 갖는 경계층의 유동을 정확히 포착하기 위해 경계층 내에 많은 수의 격자를 분포시켜 주어야 한다. 그러나 각 변의 길이가 비슷한 격자를 분포시킬 경우, 필요 이상으로 격자의 수가 크게 증가하게 되어 일반적으로 높은 중형비를 가지는 격자를 사용한

접수일: 2006년 2월 16일, 심사완료일: 2006년 4월 12일.

1 학생회원, 한국과학기술원 항공우주공학과 대학원

2 정회원, 한국과학기술원 항공우주공학과

* Corresponding author E-mail: chimera@kaist.ac.kr

다. 본 연구에서는 경계층 내부에는 높은 종횡비를 가지는 사각형 격자를 생성시키고 나머지 유동장에서는 삼각형 격자를 사용하는 혼합격자(hybrid mesh)를 사용하였으며, 비정렬 중첩 격자기법이 격자의 모양에 독립적으로 적용될 수 있도록 grid-transparent[2]한 성질을 가지도록 하였다.

비정렬 격자기반의 중첩격자기법은 격자점들이 무작위적으로 분포되어 있는 격자계의 특성상 독립적으로 생성된 격자계의 격자점을 탐색(searching)하는 과정을 필요로 하며, 이런 탐색과정은 높은 종횡비를 가지는 격자를 사용하는 경우에는 큰 문제점이 될 수 있다. 본 연구에서는 선형형상함수의 특성을 사용한 이웃간 탐색방법을 개발하여 삼각형 격자와 사각형 격자에 모두 성공적으로 적용하였다. 독립적으로 계산되는 격자계 간의 유동변수는 홀-컷팅과정에서 결정되어진 삼각형 격자계에서 삼각을 통해 구해진다. 비점성 영역의 삼각형 격자에는 넓이 좌표계로 변환된 가중치를 이용하여 삼각을 수행하였으며, 점성영역의 사각형 격자에 대해서는 isoparametric element로 변환하여 얻어진 가중치를 사용하여 삼각을 수행하였다.

개발되어진 기법의 검증을 위해 실험 및 타 연구자의 계산에 의해 얻어진 결과를 본 연구의 결과와 비교하였다. 먼저 비정상 유동의 적용을 위해 진동하는 이차원 에어포일 주변의 유동을 해석하였으며, 물체간의 상대운동이 있는 비정상 유동의 적용을 위해 tandem 형상의 에어포일이 추력발생을 위해 진동하는 문체와 플랩이 진동하는 NLR7301 에어포일 주위의 유동을 해석하였다.

2. 수치해석 기법

2.1 지배방정식 및 수치기법

상대운동이 있는 유동장을 해석하기 위한 비정상, 점성, 압축성 Navier-Stokes 방정식을 적분형태로 표현하면 다음과 같다.

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V Q dV + \oint_{\partial V} F(Q) \cdot \vec{n} dS = \oint_{\partial V} G(Q) \cdot \vec{n} dS \quad (1)$$

여기서 보존변수 $Q=(\rho p u v e_0)^T$ 이며, $F(Q) \cdot \vec{n}$ 는 격자 속도를 포함한 비점성 플럭스 벡터, $G(Q) \cdot \vec{n}$ 는 점성 플럭스 벡터를 나타낸다. 또한 V 는 제어체적을 나타내고, ∂V 는 제어 표면, \vec{n} 은 제어표면의 바깥방향으로의 법선벡터를 나타낸다. 식 (1)은 비정렬 격자계에서 사용하기 위해서 격자점 중심 방법의 유한 체적법으로 이산화하였다. 제어체적은 median dual을 사용하여 구성되며, 비점성 플럭스는 Roe의 평균값을 이용한 FDS 방법을, 점성 플럭스는 중심 차분(central difference)

방법을 이용하여 계산하였다. 시간 적분을 위해 내재적 시간 적분방법의 하나인 point Gauss-Seidel 방법을 사용하였다. 정상유동의 해석에서는 해의 수렴성을 향상시키기 위해 국부시간 전진기법을, 비정상 유동의 해석에는 이중시간 전진기법을 사용하였다. 경계조건은 원방경계의 적용을 위한 1차원적 유동에 대한 Riemann invariant를 이용하였고, 물체경계에서는 유동 점착 조건(no-slip condition)을 사용하였다. 또한, 점성 유동장에서의 난류의 영향을 고려하기 위해 Spalart-Allmaras 난류모형을 사용하였다.

계산격자의 생성은 점성 경계층 영역의 종횡비가 높은 사각형 격자에 대해서는 ALM(advancing layer method)를 사용하고, 나머지 영역에 분포되는 삼각형 격자에 대해서는 AFM(advancing front method)를 사용하였다.

2.2 비정렬 중첩격자기법

앞서 설명한 바와 같이 비정렬 격자에서의 중첩격자기법은 불규칙적인 자료구조로 인해 격자요소를 구성하는 격자점의 위치를 파악하기 위한 탐색을 필요로 한다. 탐색을 거쳐 얻어진 격자점의 위치 정보는 계산에서 제외될 격자요소를 구분하고, 삼각되어야 할 격자점에 유동변수를 가중치에 따라 부여하는 기준이 된다. 탐색과정은 격자계의 모든 격자점을 찾아야 하기 때문에 많은 계산시간을 필요로 하며, 또한 경계층에 분포된 높은 종횡비를 가지는 격자에 적용하기 위해서는 정확한 탐색이 이루어져야 하므로 해석코드의 성능을 높이기 위해서는 빠르고 강건한 탐색방법을 선택하여야 한다. 본 연구에서는 선형형상함수의 특성을 이용한 이웃간 탐색방법[2]을 이용하였으며, 이 방법은 시작점과 목표점까지의 직선을 긋고, 그 직선과 격자면의 교점을 찾아 탐색을 진행하여 이웃간 탐색방법 중 가장 빠르고 정확한 성능을 보인다.

독립적으로 생성되어 중첩된 격자계에서 격자계간의 서로 겹쳐진 부분을 모두 삼각하는 것은 계산 시간이나 정확도 측면에서 바람직하지 못하다. 그러므로 계산의 효율성과 격자처리의 합리성 때문에 격자계를 계산에 포함될 영역과 제외할 영역으로 나누게 되는데 이 과정을 홀-컷팅이라 한다. 일반적인 비정렬 격자계에서의 홀-컷팅은 격자요소를 구분하는 과정을 통해 이루어지며, 격자요소를 구분하기 위해서는 이를 구성하는 격자점을 구분하여야 한다. 본 연구에서는 Distance-to-Wall[3] 방법을 이용하여 모든 격자점을 활성/비활성격자점으로 구분하였으며, 격자요소를 구성하는 모든 격자점이 활성 격자점이면 활성격자요소, 모두 비활성격자점이면 비활성 격자요소 그리고 나머지에 대해서는 삼각격자요소로 구분하였다.

중첩격자를 처리하는 해석코드에서 모든 격자계는 독립적으로 처리되기 때문에 격자계간의 유동변수를 교환하기 위한

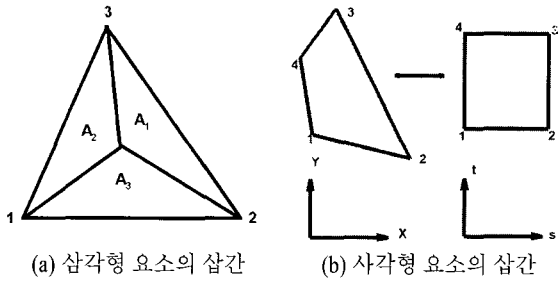


Fig. 1 삼각 방법

정보전달과정을 필요로 하며, 이를 위해 일반적으로 삼각을 사용한다. 삼각을 통한 격자계간의 유동변수의 전달은 비록 보존적이지 않고, 삼각되는 영역에서 격자의 크기가 크게 차이나는 경우 오차가 증가하는 단점이 있다. 그러나 이 방법은 격자를 변형하여 유동 플럭스를 보존하는 보존-중첩격자기법 (conservative overset mesh method)보다 계산에 대한 부담이 적고 격자크기를 비슷하게 위치시키는 경우 만족할 만한 오차 범위를 보여주기 때문에 본 연구에서도 정보전달을 위해 삼각을 이용하였다. 본 연구에서는 비활성격자요소와 삼각격자요소를 공유하는 격자면을 삼각경계면으로 설정하였으며, 삼각경계면 위에 위치한 격자점을 삼각에 대한 기준으로 설정하였다. 타 격자계로부터 유동정보를 전달받게 될 삼각수여자는 삼각경계면에 위치한 격자점의 median dual에서의 유동 플럭스 계산을 위해 사용될 격자점 중 비활성격자점으로 설정하였다. 앞서 설명한바와 같이 각각의 격자계는 점성영역의 사각형 격자와 비점성영역의 삼각형 격자로 이루어져 있으며, 격자의 모양에 따라 삼각방법도 다르다. 본 연구에서는 유한요소법(FEM)에서 많이 사용하는 형상함수[4]를 이용한 삼각을 수행하였다. 먼저 Fig. 1(a)에서와 같이 삼각수여자가 삼각형 격자의 내부에 위치하는 경우 이를 삼각형의 넓이를 이용한 넓이 좌표계로 변환하여 삼각을 수행한다. 여기서 삼각형의 총 넓이를 A 라고 하면 각각의 넓이 좌표 $\xi_i = A_i/A$ 를 얻을 수 있고 이는 다음의 관계에 의해 유동변수의 삼각을 위한 식으로 사용될 수 있다.

$$f = f_a \xi_i = f_a N_i, \quad Q = Q_a N_a \quad (2)$$

사각형 격자요소에 둘러싸인 삼각수여자의 경우에는 isoparametric element의 bilinear interpolation을 사용하였다. 이는 Fig. 1(b)에서와 같이 임의의 모양을 가지는 사각형을 $-1 \leq s \leq 1, -1 \leq t \leq 1$ 의 영역으로 변환하여 삼각을 수행하는 방법이다. 일반적으로 사용되는 bilinear interpolation은 다음의 식으로 나타내어지며, isoparametric element의 형상함수는

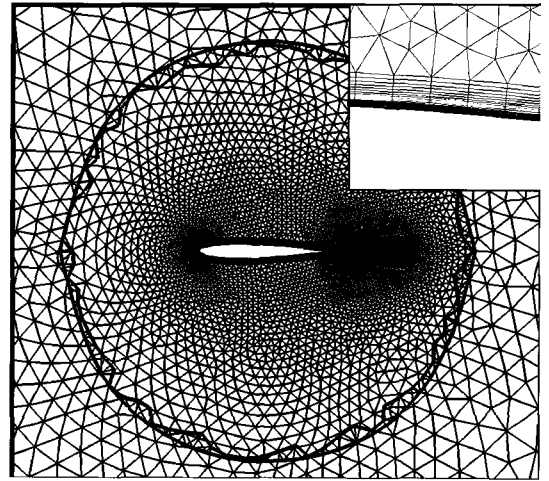


Fig. 2 홀-컷팅 이후의 계산격자

식 (4)에 나타내었다.

$$x = a_0 + a_1 s + a_2 t + a_3 st \quad (3)$$

$$y = \beta_0 + \beta_1 s + \beta_2 t + \beta_3 st$$

$$N_1 = 0.25(1-s)(1-t) \quad (4)$$

$$N_2 = 0.25(1+s)(1-t)$$

$$N_3 = 0.25(1+s)(1+t)$$

$$N_4 = 0.25(1-s)(1+t)$$

위에 설명된 삼각방법은 그 적용이 매우 쉽고 또한 다른 삼각방법에 비해 정확도가 떨어지지 않기 때문에 본 연구에서 매우 효율적으로 사용되었다.

3. 결과 및 토론

개발된 중첩격자기법을 이용하여 비정상 유동을 해석하였다. 먼저 코드의 검증에 위해 일반적으로 이차원 비정상 유동 해석의 검증에 많이 사용되는 진동하는 이차원 에어포일의 해석[5]을 수행하였으며, 두 번째로 상대운동이 있는 비정상 유동을 해석하기 위해 Tuncer[6]에 의해 수행되었던 두 개의 이차원 에어포일이 tandem 형상을 가지고 진동하여 추력을 발생시키는 문제를 해석하였다. 또한 진동하는 플랩이 있는 NLR7301 에어포일 주변의 유동을 해석하였다[7].

3.1 진동하는 이차원 에어포일 주위의 유동

진동하는 NACA0012 에어포일 주위의 유동을 해석하여 비정상 유동해석에 대한 검증을 수행하였다. Fig. 2에서 홀-컷팅 이후 계산에 사용된 격자계와 에어포일 윗면의 격자계를 나

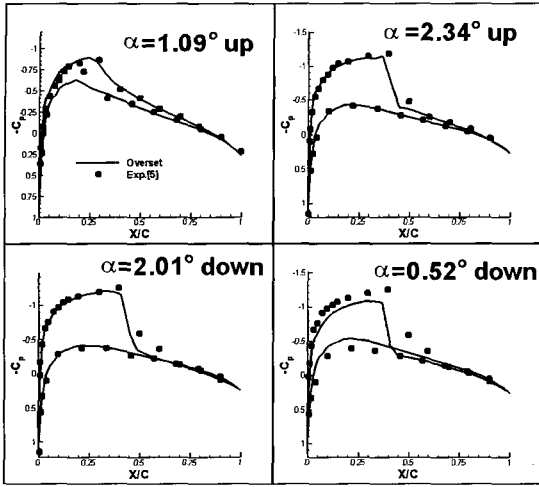


Fig. 3 진동하는 에어포일의 표면 압력 분포

타내었다. 주 격자계는 물체가 없는 배후면 격자로 20,032개의 삼각형 격자요소와 10,036개의 격자점으로 이루어져 있으며, 부 격자계는 물체표면에는 중횡비가 큰 사각형 격자를 이용하고 나머지 영역에 삼각형 격자를 이용한 NACA0012 에어포일을 위치시켰으며 12,131개의 격자요소와 9,348개의 격자점으로 이루어져 있다. 비정상 유동을 모사하기 위해 중첩격자계의 주 격자계는 정지해 있으나, 부 격자계가 전체적으로 진동하도록 하였다. 부 격자계의 진동은 아래의 식 (5)를 따르며 진동의 중심점은 에어포일의 공력중심인 1/4 코드지점이다.

$$a = a_0 + a_m \sin(2\kappa M_\infty t) \quad (5)$$

위 식에서 평균받음각 a_0 는 0.016°이고, 진동크기각인 a_m 은 2.51°이다. 감쇄주파수 κ 는 0.0814, 자유류 마하수 M_∞ 는 0.755, 레이놀즈수는 5.5E6이다. 비정상 계산을 위해 이중시간 적분기법을 사용하였고, 시간 및 공간정확도는 2차를 유지하였다.

중첩격자를 이용하여 얻은 결과를 Landon[5]의 실험치와 비교하였다. Fig. 3에는 진동하는 에어포일의 네 가지 다른 받음각에서의 표면압력계수를 실험치와 비교하였다. 실험치와 약간의 차이는 보이나 비교적 정확한 결과를 보임을 확인할 수 있다. 받음각이 0°보다 큰 위치에 있는 경우에는 에어포일의 윗면에서 충격파가 나타나고 받음각이 0°보다 작아지면 점차적으로 충격파가 작아졌다가 어느 정도까지 작아지면 반대로 충격파가 에어포일의 아랫면에서 나타나는 등 에어포일의 운동과 충격파의 위치에 위상차가 존재하는 것을 볼 수

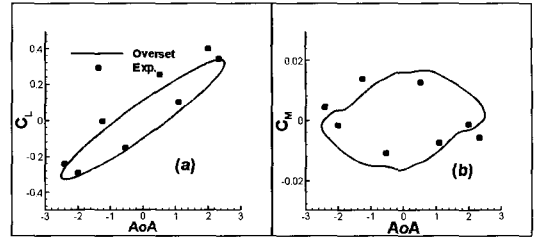


Fig. 4 에어포일의 진동에 따른 수직력 및 모멘트 계수

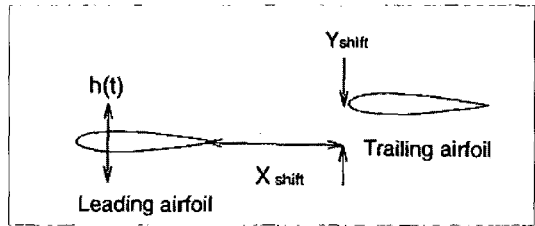


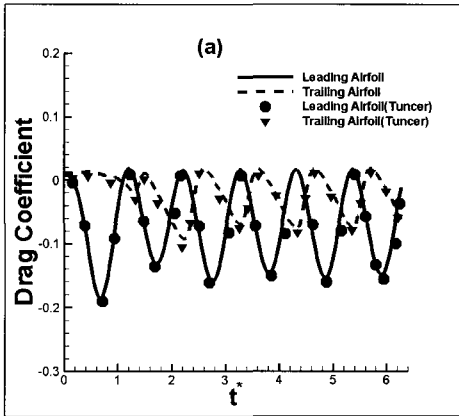
Fig. 5 Tandem 에어포일의 형상 및 변수

있다. 이것은 받음각의 빠른 변화로 인한 공기력의 지체현상으로 볼 수 있다.

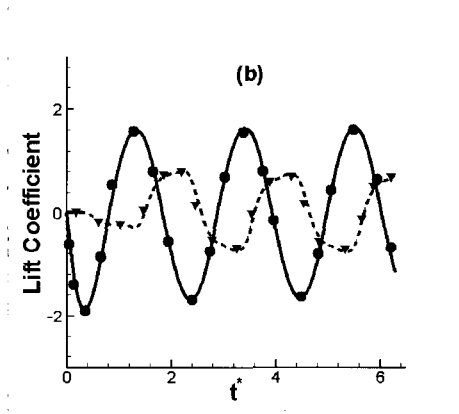
Fig. 4(a)에는 진동에 의해 변하는 받음각에 따른 수직력 계수를 나타내었으며, Fig. 4(b)에는 모멘트 계수를 나타내었다. 여기서 수직력 계수, 모멘트 계수 모두가 실험치와 오차가 있음을 볼 수 있는데, Landon의 실험은 공력계수의 대칭성을 이루지 못하는 등의 실험오차가 있는 것으로 알려져 있다. 정성적으로 비교하면 수직력 계수의 경우에는 실험값과 그 크기 및 평균경사가 잘 일치하는 것으로 판단되며, 모멘트 계수의 차이는 충격파에 따라 그 값이 매우 민감하게 변화하기 때문이다.

3.2 추력발생을 위한 Tandem 에어포일의 진동운동

물체간의 상대운동이 있는 비정상 유동의 적용을 위해 Tuncer[6]에 의해 연구가 수행된 tandem 형상의 에어포일의 진동문제를 해석하였다. 이 문제는 앞쪽에 위치한 에어포일이 진동하면서 뒤쪽의 에어포일과 유동이 간섭되어 추력이 발생하는 메커니즘을 관찰하기 위해 수행되었으며, 실험치는 존재하지 않아 Tuncer의 계산값과 그 결과를 비교하였다. Fig. 5에는 tandem 형상을 나타내었다. 앞 쪽에 위치한 에어포일은 $h = -A \cos(\omega t)$ 로 진동하게 된다. $\omega = 2\kappa M_\infty$ 으로 정의되며, 계산에 사용된 유동조건은 자유류 마하수 M_∞ 는 0.3, 받음각 0도, 레이놀즈수는 3.0E6이다. 에어포일 형상은 NACA0012이며, $A=0.1c$, $\kappa=1.5$, $X_{shift}=1.0c$, $Y_{shift}=0$ 이다. 비정상 유동을 해석하기 위해 에어포일의 위치가 $h = -A$ 인 정상유동에



(a) 항력계수



(b) 양력계수

Fig. 6 무차원시간에 대한 항력 및 양력계수

대한 해를 수립시켜 이를 비정상유동의 초기해로 사용하였다. 이 문제에 대해서는 정지해 있는 뒤 쪽의 에어포일을 포함하는 주 격자계와 진동하는 앞 쪽의 에어포일을 포함한 부 격자계로 구성하였다. 주 격자계는 20,632개의 격자요소와 16,591개의 격자점으로 이루어지고, 부 격자계는 15,080개의 격자요소와 10,966개의 격자점으로 구성되었다.

Fig. 6(a)에는 무차원시간에 대한 항력계수를 나타내었다. 앞 전 에어포일이 진동하면서 에어포일의 항력이 음의 값을 가지는 것을 확인할 수 있으며 이는 에어포일에 추력이 발생하는 것을 의미한다. 계산결과를 Tuncer의 계산결과와 비교하였으며 peak값과 위상이 정확히 일치하는 것을 볼 수 있다. Fig. 6(b)에는 무차원 시간에 대한 양력계수를 나타내었다. 에어포일의 진동에 따라 주기적으로 양력이 발생하는 것을 확인할 수 있다.

Fig. 7(a)에는 에어포일이 진동하는 순간의 중첩격자계를,

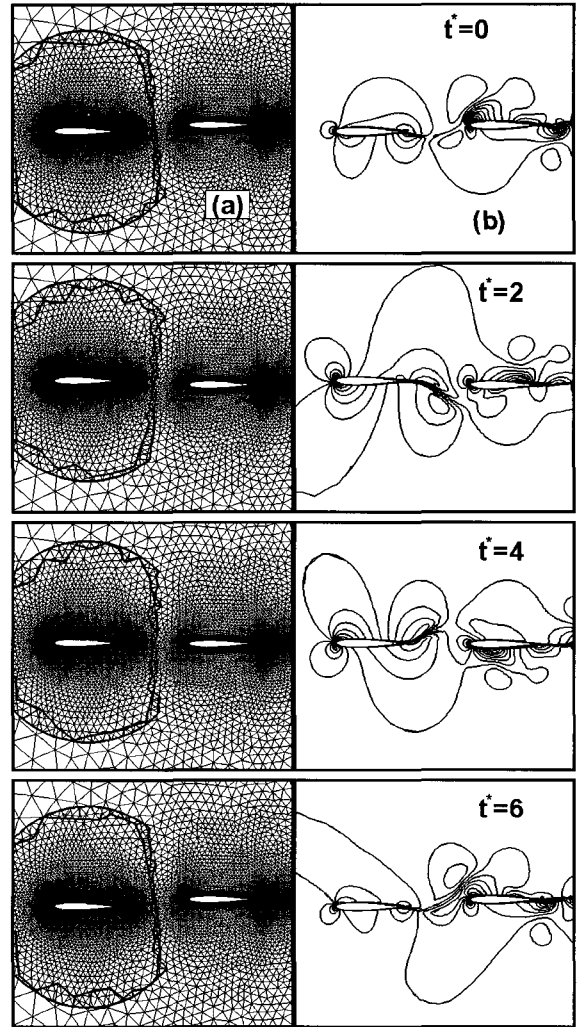


Fig. 7 무차원 시간에 대한 중첩 격자계의 변화와 등마하수 선도

(b)에는 같은 순간에서의 등마하수선도를 나타내었다. Fig. 7(a)에서 보는 바와 같이 격자계가 운동하는 비정상 유동에 대해서도 중첩 격자계가 자동으로 잘 생성됨을 알 수 있고 해 역시 삼간 경계에서 잘 전달되는 것을 확인할 수 있다.

3.3 플랩이 진동하는 NLR7301 에어포일 주위의 유동 해석

항공기의 이착륙시 고양력을 얻기 위해 많이 사용되는 플랩의 운동에 대한 해석을 수행하였다. 이 형상은 1979년 NLR의 technical report[7]에서 반응각에 따른 정상유동에 대한 실험을 수행하였으나 비정상유동에 대한 실험을 수행하지 않아 정상유동에서의 계산을 실험치와 비교하고 플랩의 운동을 입

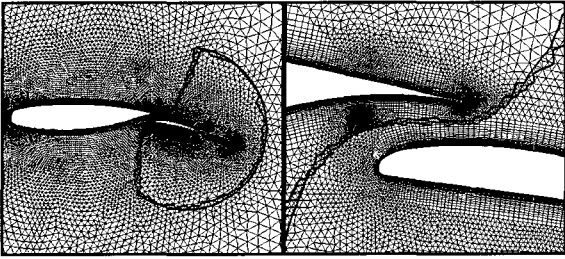


Fig. 8 홀 컷팅후의 계산 격자계와 삼간 영역

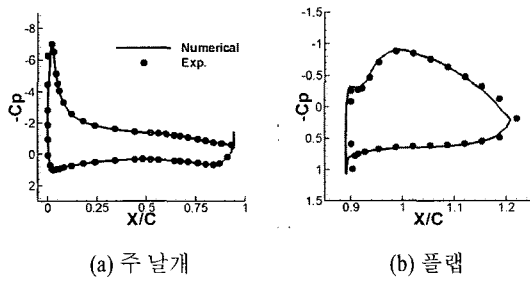


Fig. 9 받음각 6도에서의 표면압력분포

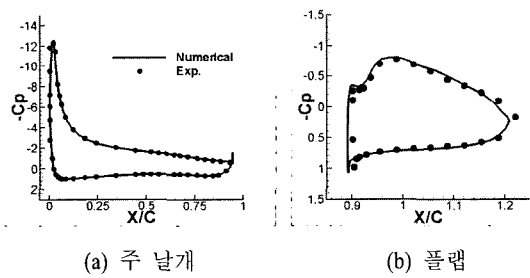


Fig. 10 받음각 13.1도에서의 표면압력분포

의로 정의하여 해석을 수행하였다. 주 날개의 에어포일 형상은 NLR7301 에어포일이며, 주 격자계는 41,215개의 격자요소와 27,773개의 격자점으로 구성되어있다. 플랩은 부 격자계로 21,819개의 격자요소와 15,195개의 격자점으로 구성되어있다. 이 문제는 주 날개의 뒷 전과 플랩사이의 간격이 매우 작아서 그 사이에 원활한 중첩격자계의 구성을 위해 많은 격자가 필요로 하게 된다. Fig. 8에서 홀 컷팅후의 계산격자계와 날개사이의 삼간영역을 나타내었으며, 정상유동의 계산은 참고문헌에 있는 조건을 사용하였으며, 자유류 마하수는 0.185, 레이놀즈수는 2.51E6의 난류유동이다. 받음각은 참고문헌에 있는 조건 중 6도와 13.1도의 값을 이용하였다.

Fig. 9에서는 받음각 6도, Fig. 10에서는 받음각 13.1도에서

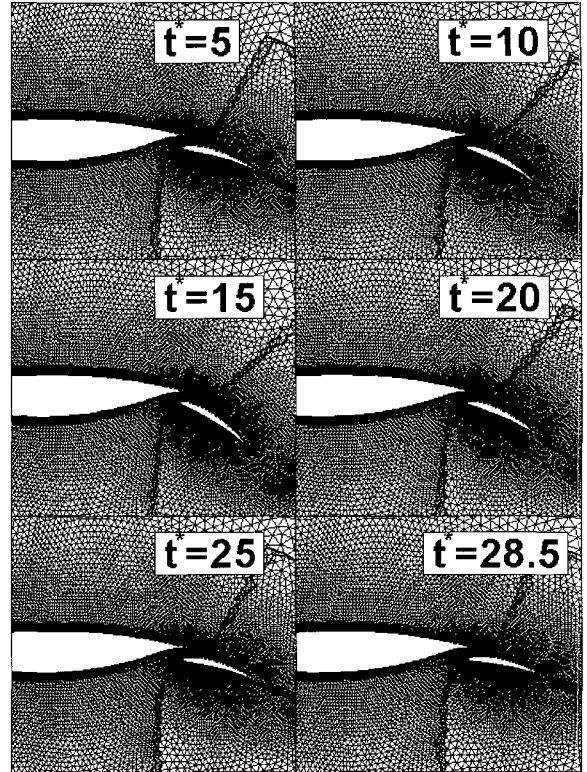


Fig. 11 무차원 시간 5 간격의 중첩격자계

의 표면압력분포를 나타내었고 실험치와 비교하여 그 값이 일치하는 것을 확인하였다.

계산된 정상해를 초기해로 하여 플랩이 진동하는 비정상유동을 해석하였다. 플랩의 운동은 본 연구를 위해 임의로 정의하였으며 다음의 식을 따른다.

$$a = a_m \cos(\omega t) - a_m, \quad \omega = 2\kappa M_\infty \quad (6)$$

여기서 a_m 은 10도이며 κ 는 0.6 이다. 그러므로 플랩은 초기 위치에서 20도 만큼 아래로 움직인 후에 다시 원위치로 돌아온다. 플랩이 한번 진동하는데 필요한 무차원시간은 28.3이며 시간간격을 0.01을 사용하여 2,830번의 반복계산을 필요로 한다.

Fig. 11에는 무차원시간 5의 간격으로 격자의 운동을 나타내었다. 플랩이 진동하면서 적절히 중첩격자계가 구성되는 것을 확인할 수 있다. Fig. 12에는 받음각 6도에서의 무차원시간 5의 간격의 등압력선도와 표면압력분포를 나타내었다. 플랩이 아래로 운동하면서 주 날개와 플랩의 suction peak가 증가하여 양력을 증가시킬 것으로 기대된다. 또한 무차원시간 20에서

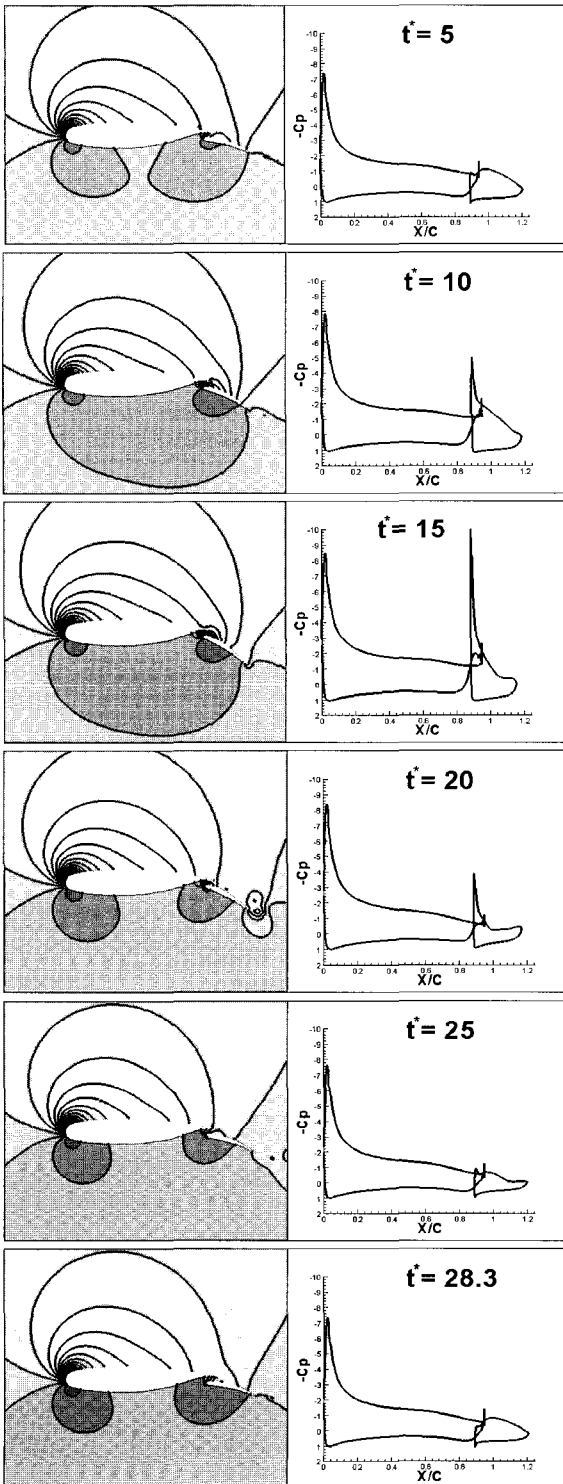


Fig. 12 무차원 시간 5 간격의 등압력선도 및 표면압력분포

플랩의 뒷 전에서 생성된 vortex가 떨어져 나가는 것을 확인할 수 있다. 본 해석을 통해 간격이 매우 작은 유동장 내에서도 개발된 중첩격자기법이 성공적으로 적용될 수 있음을 확인하였다.

4. 결 론

상대운동이 있는 이차원 비정상 점성유동을 해석하기 위한 비정렬 중첩격자기법을 개발하였다. 개발된 기법은 경계층에 분포하는 사각형 격자 및 삼각형 격자 모두에 좋은 성능을 나타내었다. 해석코드의 검증 및 적용을 위해 이차원 에어포일 주위의 유동들을 해석하였으며 얻어진 결과는 실험치 및 타 연구자의 계산치와 잘 일치하였다. 추후 본 연구는 삼차원 점성 유동장에서의 비정렬 중첩격자기법 개발로 확장될 예정이다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소 수중운동체 기술 특화연구센터의 '전산유체역학을 이용한 수중운동체의 선체-제어판-추진기 상호작용연구(SM-21)' 과제의 지원에 의한 결과의 일부이며, 이에 감사드립니다.

참고문헌

- [1] 정문승, 권오준, 2005, "상대운동이 있는 물체주위의 비정상 유동해석을 위한 병렬화된 비정렬 중첩격자기법 개발," *한국항공우주학회지*, Vol.33-2, p.1-10.
- [2] Peroomian, O., Chakravarthy, S., and Goldberg, U.C., 1997, "A "Grid-Transparent" Methodology for CFD," *AIAA* 97-0724.
- [3] Nakahashi, K., Togashi, F., and Sharov, D., 2000, "Intergrid-Boundary Definition Method for Overset Unstructured Grid Approach," *AIAA J.*, Vol.38-11, p.2077-2084.
- [4] Hughes, J.R. Thomas, 1987, "The Finite Element Method," *Prentice-Hall International, Inc. New Jersey.*
- [5] Landon, R.H., 1982, "NACA0012 Oscillatory and Transient Pitching, Compendium of Unsteady Aerodynamic Measurements," *AGARD Rept.702.*
- [6] Tuncer, I.H. and Platzer, M.F., 1996, "Thrust Generation due to Airfoil Flapping," *AIAA J.*, Vol.34-2, p.324-331.
- [7] Van den Berg, B., 1979, "Boundary Layer Measurements on a Two-Dimensional Wing with Flap," *NLR TR 79009U.*