

Hybrid Cartesian/Immersed Boundary 법을 이용한 2차원 변형날개 주위 점성유동 해석

신상묵^{†*}, 김형태^{**}

부경대학교 조선해양시스템공학과^{*}
충남대학교 선박해양공학과^{**}

Numerical Simulation of a Viscous Flow Field Around a Deforming Foil Using the Hybrid Cartesian/Immersed Boundary Method

Sangmook Shin^{†*} and Hyoung Tae Kim^{**}

Dept. of Naval Architecture & Marine Systems Eng., Pukyong National Univ.^{*}
Dept. of Naval Architecture & Ocean Eng., Chungnam National Univ.^{**}

Abstract

A code is developed to simulate a viscous flow field around a deformable body using the hybrid Cartesian/immersed boundary method. In this method, the immersed boundary (IB) nodes are defined near the body boundary then velocities at the IB nodes are reconstructed based on the interpolation along the normal direction to the body surface. A new method is suggested to define the IB nodes so that a closed fluid domain is guaranteed by a set of IB nodes and the method is applicable to a zero-thickness body such as a sail. To validate the developed code, the vorticity fields are compared with other recent calculations where a cylinder orbits and moves into its own wake. It is shown the code can handle a sharp trailing edge at Reynolds number of 10^5 under moderate requirements on grids. Finally the developed code is applied to simulate the vortex shedding behind a deforming foil with flapping tail like a fish. It is shown that the acceleration of fluids near the flapping tail contributes to the generation of the thrust for propulsion.

※Keywords: Deformable body(변형물체), Velocity reconstruction(속도재구성), Hybrid staggered/non-staggered grid, Orbiting cylinder(선회하는 원주), Fish-like motion(물고기운동)

접수일: 2005년 12월 1일, 승인일: 2006년 7월 21일

† 교신저자: smshin@pknu.ac.kr, 051-620-6488

1. 서론

어뢰와 같이 프로펠러 소음의 감소가 중요하고

프로펠러의 크기도 상대적으로 작은 경우에는 소음 감소 성능이 우수한 재질로 프로펠러를 제작하려는 시도가 이루어지고 있다. 그러나 그러한 재질들은 일반적인 프로펠러용 재질에 비해 대단히 무른 특성을 가지고 있다. 이에 따라 프로펠러에 작용하는 유체역학적인 부하로 인한 변형을 무시할 수 없는 경우가 있으며, 이와 관련하여 점성을 고려한 프로펠러 주위 유탄성 해석 연구가 장기적으로 진행되고 있다. 본 연구에서는 이를 위한 기초연구로서, 2차원 직진 변형날개 주위의 점성유동 해석을 위한 코드가 개발되었다.

전산유체역학 기법의 발달 및 전산기의 성능 향상은 많은 실질적인 공학문제에 대한 전산유체역학 기법의 적용을 가능하게 하고 있다. 그러나 변형물체 주위의 점성유동 해석은 아직도 많은 연구가 필요한 분야로서 여러 가지 기법들이 시도되고 있다. 복잡한 물체 형상을 고려하기 위한 기법들은 물체 경계면과 항상 일치하는 경계를 가진 격자계가 존재하는가에 따라 크게 boundary conforming 기법과 non-boundary conforming 기법으로 나눌 수 있다. 물체가 강제 운동만 하는 경우, 물체 주위의 격자를 물체와 같이 이동시키는 중첩격자 기법도 boundary conforming 기법에 속한다(박종천 등 2003). Boundary conforming 기법에서는 물체 형상의 변형이 발생하면 매순간 요소의 변형을 피할 수 없으며, 이 경우에 적용 가능한 기법으로는 arbitrary Lagrangian-Eulerian 방법을 생각할 수 있다(김문찬과 하동대 2002, 신상욱 등 2005). 이러한 boundary conforming 기법에서는 물체 주위의 경계층 내에서 급격히 변화하는 종속변수들을 고려하기 위한 물체 표면 수직 방향으로의 격자 조밀도 조절이 용이하고, 따라서 높은 Reynolds 수의 난류 유동장 해석에 장점을 갖고 있다. 그러나 물체 형상 변화에 따라 변형된 격자계 질에 대한 보장이나 이동하는 검사표면에서의 강건하고 정확한 flux처리 기법 등 아직 많은 연구가 필요한 분야이다.

최근 들어 non-boundary conforming 기법들이 갖는 경계면 처리의 유연성을 활용하고자 하는 연구들이 활발히 진행되고 있다. 이러한 방법들에서는 배후 격자로 단순한 Cartesian 격자를 이용

하여 유동해석을 수행하면서 경계면 처리를 위한 다양한 방법들을 사용한다. 이러한 방법들에서는 물체의 변형이나 형상의 복잡성에 따른 어려움은 회피할 수 있으나 물체 경계면의 수직방향으로의 격자 조밀도 조절이 어려워 높은 Reynolds 수의 유동 계산에는 과도한 계산량이 요구되는 단점을 갖고 있다. 이러한 방법의 대표적인 기법들로는 가상경계법(immersed boundary method)과 Cartesian 기법을 생각할 수 있다. Peskin (1972)에 의해 박동하는 심장 주위의 혈류를 해석하기 위해 제안되었던 가상경계법은 그 후 많은 연구자들에 의해 발전되어오고 있다(Kim et al. 2001). 이 방법에서는 물체 경계조건을 만족시키기 위해 운동량 보존식에 추가적인 외력을 사용한다. 그러나 이러한 외력을 물체 경계 주위의 한 점에 집중시키는 경우 수치해석상의 불안정성이 초래되어 몇 개의 격자에 걸쳐 분포시키게 된다. 이러한 외력의 분포는 가상경계법의 공통적인 특징으로서, 주어진 격자계에서 정확히 해석할 수 있는 물체 표면의 최소 곡률반경에 제한을 초래한다. 이러한 문제를 해결하기 위해 LeVeque and Li(1997)은 IIM(immersed interface method)을 제안하였다. 한편, Cartesian 기법에서는 물체 경계면 주위의 격자를 변형시킴으로써 배후 격자의 크기와 물체 형상에 관계없이 물체 표면을 정확하게 표현할 수 있다(Kirkpatrick et al. 2003). 그러나 물체 경계면 주위에서 요소들을 물체 표면과 일치시키는 과정에서 불규칙하고 수치해석상 불리한 형상의 요소가 형성되는 등의 어려움이 따른다.

최근 Gilmanov and Sotiropoulos(2003, 2005)는 형상이 복잡하고 시간에 따라 변형되는 물체 주위의 점성유동 해석에 적용 가능한 새로운 기법인 hybrid Cartesian/immersed boundary(HCIB)법을 제안하였다. 이 방법에서는 가상경계법과 같이 배후 격자를 변화시키지 않으나, 운동량 보존식에 외력을 추가하여 사용하지 않는다. 대신 유동영역 내에서 물체 주위의 격자점들을 IB node로 정의한 다음, 각각의 IB node에서의 속도를 물체 표면에 수직인 방향으로 보간하여 재구성한다. 초기 방법(Gilmanov and Sotiropoulos 2003)에서는 IB node의 정의상 두께가 영(zero)인 물체를

제대로 표현할 수 없었고, IB node에서의 속도 보간의 편의를 위해 non-staggered grid에서의 속도 보간 및 유동 해석을 수행하였으나, 이후, 배후 격자의 조밀도와 상관없이 두께가 영(zero)인 형상에도 적용이 가능하게 하였고, 속도 보간은 non-staggered grid에서, 유동해석은 staggered grid에서 수행함으로써 압력에 대한 경계조건이 필요 없도록 하였다(Gilmanov and Sotiropoulos 2005). 그러나 이 방법 역시 IB node를 정의하는 물체표면으로부터의 거리에 대한 기준이 불명확하고, 경우에 따라서는 hybrid staggered/non-staggered grid에서의 보간 과정에서 문제를 초래할 수도 있는 단점을 가지고 있다. 본 연구에서는 새로운 IB node 정의 방법을 도입하여 Gilmanov and Sotiropoulos(2005)에 의해 제안된 HCIB 법의 단점을 개선하고 이를 사용하여 2차원 직진 변형날개 주위의 점성유동을 해석하였다.

2. 수치해석 기법

2.1 지배방정식 및 경계조건

지배방정식은 비압축성 매질에 대한 비정상 Navier-Stokes 방정식이다.

$$\frac{\partial u_j}{\partial x_j} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial u_i}{\partial t} + u_j \frac{\partial u_i}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{1}{R_e} \frac{\partial^2 u_i}{\partial x_j \partial x_j} \quad (2)$$

여기서 u_i 는 Cartesian 속도 성분이고, p 는 압력, 그리고 R_e 는 Reynolds 수 이다. 경계조건으로는 물체 표면에서 no-slip 조건이 사용되었으며, 유동 계산에 있어 staggered grid를 이용하기 때문에 압력에 대한 경계조건은 사용하지 않는다.

물체 표면은 그 위에 분포된 유한한 개수의 Lagrangian 제어점들로 이산화 되었고 이러한 제어점들을 연결하는 선분들의 집합은 닫힌 물체 경계면을 정의한다. 3차원 확장의 경우에는 이러한 Lagrangian 제어점들을 이용하여 삼각형 요소들을 구성한 후 이러한 삼각형 요소들의 집합이 닫힌 물체 경계면을 정의하도록 하면 아래에 설명되는

속도 재구성 방법을 유사하게 적용할 수 있다.

배후 격자계는 Cartesian grid로서 속도 경계조건의 재구성을 위해서는 non-staggered grid를 사용하고 유동해석에는 staggered grid를 사용하는 hybrid staggered/non-staggered grid를 사용하였다. 이러한 방법에서는 두 격자계 간의 추가적인 보간이 요구되는 단점이 있지만, 비정상 비압축성 유동에서 물체의 변형으로 초래될 압력의 급격한 변화 가능성을 고려할 때 압력 경계조건을 위한 보간을 사용하지 않는다는 점은 HCIB 기법의 적용에 있어서 중요한 장점을 가져다줄 것으로 생각된다.

2.2 IB node 정의 및 속도 보간

IB node들은 유동영역 내에 속한 격자점들 중에서 물체 경계에 가까이 있는 절점들이다. 초기에 Gilmanov and Sotiropoulos(2003)은 IB node들을 유동영역 내의 절점들 중 그 절점에 연결된 edge가 하나라도 유동영역 밖의 절점과 연결되면 IB node로 정의하였다. 이 방법은 IB node들의 집합에 의해 닫힌 경계가 명확히 주어짐으로써 IB node에서의 속도 재구성에 의한 경계조건이 유동해석 문제를 well-posed 시킨다는 점을 쉽게 확인할 수 있다. 그러나 이 방법은 얇은 날개와 같이 두께가 거의 없는 물체를 제대로 표현할 수 없다는 문제점이 있다. 이에 따라 Gilmanov and Sotiropoulos(2005)는 물체표면으로부터의 거리를 기준으로 IB node들을 정의할 것을 제안하였다. 이 방법은 두께가 영(zero)인 물체에도 적용이 가능하나 거리에 대한 기준 등이 다소 불명확하며 경우에 따라서는 유동영역 내의 절점과 유동영역 외부의 절점이 하나의 edge로 연결될 수도 있다. 또 이 경우 hybrid staggered/non-staggered grid에서의 보간 과정에서 문제를 초래할 수도 있다. 이에 따라 본 연구에서는 다음과 같은 새로운 IB node 정의 방법을 제안하였다. 즉 IB node는 유동영역 내부의 절점들 중에서 그 절점에 연결된 하나의 edge라도 물체 표면(Lagrangian 제어점을 연결하는 선분 또는 삼각형 요소)을 통과하면 IB node로 분류된다. 이 경우 IB node들의 집합은 명확한 유동 영역의 경계를 형성하며 두께가 영

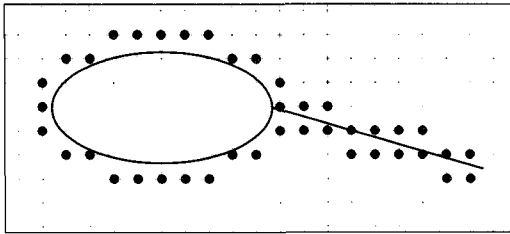


Fig. 1 Body boundary and IB nodes distribution

(zero) 인 물체도 표현이 가능하다. 이러한 정의에 의한 물체경계와 IB node 분포의 예를 Fig. 1에 나타내었다. 이 방법은 물체 표면의 최소 곡률반경을 한 개의 격자 간격으로 제한하는 경우에는 Gilmanov and Sotiropoulos(2003)이 초기에 제안한 방법과 동일한 결과를 주며 매우 얇은 물체 표면 주위에서만 추가적인 IB node들이 정의된다.

이렇게 정의된 IB node들에서는 속도가 재구성되어 유동해석의 경계조건을 제공한다. Gilmanov and Sotiropoulos(2005)에 의해 제안된 HCIB 법의 핵심은 IB node들에서 속도를 물체 표면에 수직인 방향으로의 보간을 이용하여 재구성한다는 점이다. Fig. 2는 물체 표면에 수직인 방향으로의 보간에 의해 IB node에서 속도를 재구성하기 위해 계산되어야 할 거리들을 보여준다. 임의의 IB node에 대해 그 점을 통과하면서 물체 표면과 수직으로 만나는 직선을 찾는다. 만약 날카로운 윗날 주위 IB node들처럼 수직으로 물체 표면과 만나는 직선이 없는 IB node들에서는 가장 가까운 Lagrangian 제어점과 연결하는 직선이 사용된다. 그리고 수직으로 만나는 점에서 주위의 Lagrangian 제어점들까지의 거리를 이용하여 그 교점에서 물체 표면의 속도를 계산한다. 그리고 유동영역 쪽으로 연장된 수직방향 직선과 인접 절점들을 연결하는 edge 와의 교점을 찾는다. 그러한 edge 양쪽 절점에서의 속도들로부터 그 edge 와 표면에 수직인 직선의 교점에서의 속도를 계산한다. 이렇게 IB node를 통과하면서 물체 표면과 수직으로 만나는 선분의 양 끝점에서의 속도가 주어지면 그 선분 상에서의 IB node의 위치로부터 IB node에서의 속도를 추정한다.

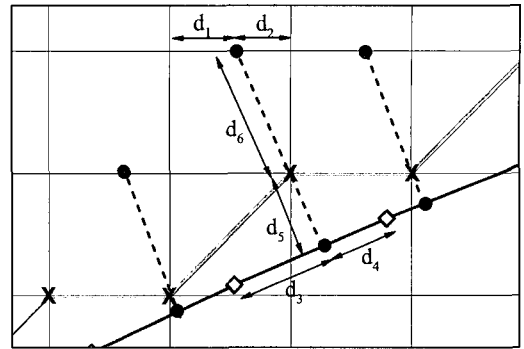


Fig. 2 Six distances for the velocity reconstruction at a IB node (Lagrangian control points: diamonds, IB nodes: X)

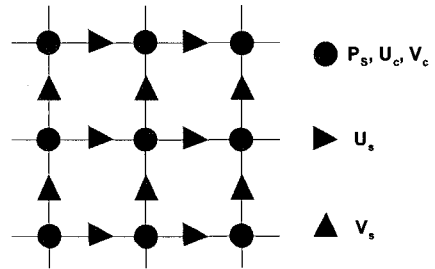


Fig. 3 Arrangement of dependent variables in the hybrid staggered/non-staggered grid

2.3 Hybrid staggered/non-staggered grid에서의 유동해석

물체 표면 주위의 IB node들에서 속도를 재구성하는 단계에서는 격자계의 각 절점들에서 모든 종속변수들이 정의된 non-staggered grid가 사용되었다. 그러나 앞서 기술된 바와 같이 유동해석에는 non-staggered grid가 추가로 사용되었다. Fig. 3은 이러한 hybrid staggered/non-staggered grid에서 종속변수들의 배치를 보여준다. 그림에서 보듯이 압력은 격자계의 절점에만 정의되었고 non-staggered grid의 모든 속도 성분도 이 절점들에서 정의되었다. Staggered grid에서의 속도는 절점들을 연결하는 edge들의 중점에서 그 edge방향으로의 속도 성분이 정의되었다. 이러한 배치에서는 압력 계산을 위한 divergence 계산 또는 staggered grid에서의 속도 계산을 위한 압력 기울기 등이 모두 인접한 종속변수들만

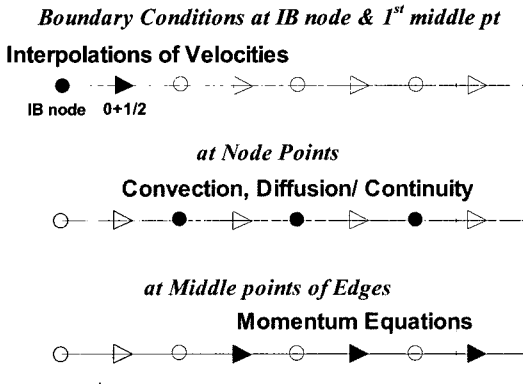


Fig. 4 Calculations of residuals and dependent variables for the hybrid staggered/non-staggered grid near a boundary

사용하여 계산된다.

Gilmanov and Sotiropoulos(2005)가 제안한 바와 같이 격자의 절점에서 non-staggered grid의 속도를 사용하여 대류항과 확산항에 의한 잉여항들을 계산한 후 이 잉여항들을 staggered grid의 속도 계산 위치에서 보간하였다. 이러한 방법에서는 물체 경계 주위에서 항상 의미 있는 종속변수들만 잉여항 계산에 사용되도록 주의하여야 한다. 만약 IB node가 아닌 모든 내부 절점에 대하여 다음 조건이 보장되면 의미 있는 종속변수만의 사용은 쉽게 만족된다. 즉 IB node가 아닌 모든 내부 절점에 연결된 edge의 다른 쪽 절점은 다른 내부 절점 혹은 IB node이어야 하고 잉여항 계산에 필요한 stencil이 필요한 경우 중심에서 한 개의 인접 node로 제한될 수 있어야 한다. 첫 번째 조건은 IB node의 정의에 의해 보장되지만 두 번째 조건은 경계면 주위에서 대류항 계산에 추가적인 고려를 필요로 한다. 본 계산에서는 공간에 대한 2차 정도를 유지하기 위해 대류항은 2차의 upwind-biased 차분식이 사용되고 확산항에는 중앙 차분식이 사용되었다. 따라서 만약 IB node에 연결된 내부 절점에서의 속도가 IB node에서 그 절점 방향인 경우 IB node 건너편 절점에서의 속도가 필요하게 된다. 그 절점이 다른 IB node가 될 수도 있으나 유동영역 밖이 될 수도 있다. 만

약 IB node의 배치나 속도 분포에 따라 유동영역 밖의 속도가 잉여항 계산에 필요한 경우는 Gilmanov and Sotiropoulos(2003, 2005)가 제안한 대로 1차의 upwind를 이용하여 대류항 계산 stencil을 축소 시켰다. 그러나 Gilmanov and Sotiropoulos(2003)는 격자 크기에 대한 log-log 선도 상의 오차의 거동으로부터 이러한 방법으로도 공간에 대한 2차의 정도가 유지됨을 보였다. Fig. 4는 경계면 근처에서의 잉여항 및 종속변수 계산 과정을 보여준다. 첫 번째 그림은 IB node에서 재구성된 속도와 이와 연결된 edge의 중심에서 staggered grid의 속도 성분이 보간에 의해 결정됨을 의미한다. 두 번째 그림은 내부 절점에서 잉여항과 확산항을 계산하는 과정이다. 세 번째 그림은 양쪽 절점이 모두 IB node가 아닌 내부 절점들인 edge의 중심에서 잉여항이 보간되고 주위의 압력을 이용하여 운동량 보존식이 사용됨을 의미한다. 그러한 모든 edge의 양쪽 끝점들에서는 잉여항이 저장되어 있기 때문에 경계면 근처에서도 non-staggered grid에서 staggered grid로의 잉여항 보간에 최소 2차의 정도를 유지할 수 있다.

시간 전진을 위해서는 이중-시간 전진법(dual-time stepping)이 도입되었다. 그리고 가상 시간(pseudo-time)에 대해서는 의사 압축성(artificial compressibility)이 사용되었다.

$$\frac{\partial p}{\partial \tau} + \beta \frac{\partial u_j}{\partial x_j} = 0 \tag{3}$$

$$\frac{\partial u_i}{\partial \tau} + \frac{\partial u_i}{\partial t} + u_j \frac{\partial u_i}{\partial x_j} = - \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{1}{R_e} \frac{\partial^2 u_i}{\partial x_j \partial x_j} \tag{4}$$

여기서 τ 는 가상시간이며 β 는 의사 압축성 계수이다. 물리적 시간전진을 위해서는 2차의 3점-후방차분법이 사용되었다. 그리고 압력 계산을 위한 가상시간에 대한 반복에서는 외재적(explicit) 방법이 사용되었다.

각각의 물리적 시간단계마다 새로운 Lagrangian 제어점들의 위치로부터 IB node들을 정의한다. 각각의 IB node들에서의 속도 보간을 위해 계산된 거리들로부터 Lagrangian 제어점과

인접 절점의 가중치를 저장해 둔다. 그리고 연속 방정식 만족을 위한 가상시간에 대한 반복계산 단계마다 저장된 가중치들을 사용하여 IB node에서의 속도를 바꾸어나간다. 그리고 non-staggered grid에서 새로운 잉여항을 계산하고 staggered grid에서 속도를 운동량 보존식을 이용하여 가상시간에 대해 전진시킨다. 이렇게 계산된 staggered grid에서의 속도로부터 다음 가상시간 단계에서의 non-staggered grid에서의 속도를 다시 보간한다. 이러한 반복을 통해 비압축성 조건이 만족되면 물리적 시간을 전진시킨다.

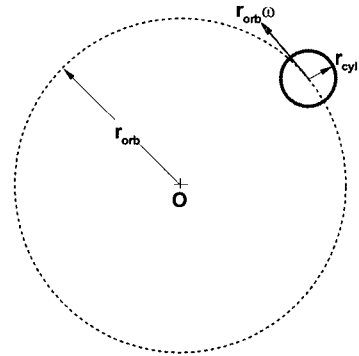


Fig. 5 Schematics of a orbiting cylinder

3. 계산결과 및 고찰

3.1 선회하는 원주 주위 유동해석

개발된 코드의 검증을 위하여 다른 계산 결과가 있는 선회하는 원주 주위의 유동을 해석하였다. 이 문제에서는 선회가 진행됨에 따라 물체가 자신의 후류 속으로 움직이게 되어 복잡한 비정상 유동의 특성을 갖고 있으며 Teschauer et al.(2002)에 의한 결과가 보고되어 있다. Fig. 5는 이 문제에 대한 개략도를 보여준다. 그림에서 r_{orb} 는 선회 반경이고 r_{cyl} 은 원주의 반경으로서 두 가지 무차원수 Keulegan-Carpenter(KC) 수와 Reynolds 수는 다음과 같이 정의되었다.

$$KC = \frac{|V_{cyl}|}{wr_{cyl}} = \frac{r_{orb}}{r_{cyl}} \quad (5)$$

$$Re = \frac{2r_{cyl}|V_{cyl}|}{\nu} \quad (6)$$

갈이는 원주 지름으로 무차원화 되었고, 계산에 사용된 배후격자의 크기는 선회중심으로부터의 거리 $r=4$ 까지 0.03으로 유지하고, 그 이후에는 일정한 비율로 확대되었다. 계산영역 바깥경계 $r=40$ 에서는 교란이 없다는 조건이 주어졌다. 물리적 시간간격 Δt 은 0.01로, 가상시간 반복횟수 제한 N_{max} 는 20회로 하였다. Fig. 6은 KC가 5이고 Re 가 75인 경우에 대하여 각각 1, 2, 3 회전 후의 와류 분포를 Teschauer et al.(2002)의 결과와 비교한 그림이다. 선회의 반복에 따른 선회반경 안

쪽과 바깥쪽 와류분포의 비대칭성 증가, 바깥쪽에서 와류가 박리되면서 안쪽 와류분포에 급격한 굴곡이 발생하는 위치 그리고 3 회전 후에는 거의 원주의 앞 까지 후류가 강하게 나타나는 현상 등이 좋은 일치치를 보이고 있음을 확인 할 수 있다.

수치해석 변수에 대한 계산 결과의 의존도를 조사하기 위해 가상시간 상의 반복횟수 제한 N_{max} 나 물리적 시간간격 Δt 를 2배로 변화시켜 각각 40과 0.005로 한 경우에 대해 원주가 2회전한 직후의 압력 및 전체속력 분포를 Fig. 7과 8에 포함시켰다. 두 그림으로부터 본 계산에 사용된 N_{max} 와 Δt 는 이 경우에 있어서 수렴된 수치결과를 얻기에 충분한 것으로 판단된다.

3.2 $Re=10^5$ 에서 NACA0012 단면에 대한 HCIB 법 적용

이미 기술한 바와 같이 non-boundary conforming 기법들은 물체 표면에 대한 수직방향으로의 격자 조밀도 조절이 어렵기 때문에 얇은 경계층 해석에 어려움이 따른다. 특히 가상경계법은 외력을 몇 개의 격자에 분포시킴으로써 날개단면의 뒷날과 같은 형상을 정확히 고려하기가 어렵다고 알려져 있다. HCIB 법도 얇은 경계층 해석에는 격자에 대한 과도한 요구조건이 발생하는 어려움이 있으나, 물체형상의 최소 곡률반경에 따른 어려움은 피할 수 있는 것으로 알려지고 있다. 이러한 특성을 파악하기 위해 $Re=10^5$ 에서 영각 5°의 NACA0012 단면 주위의 층류유동을 계산하였다.

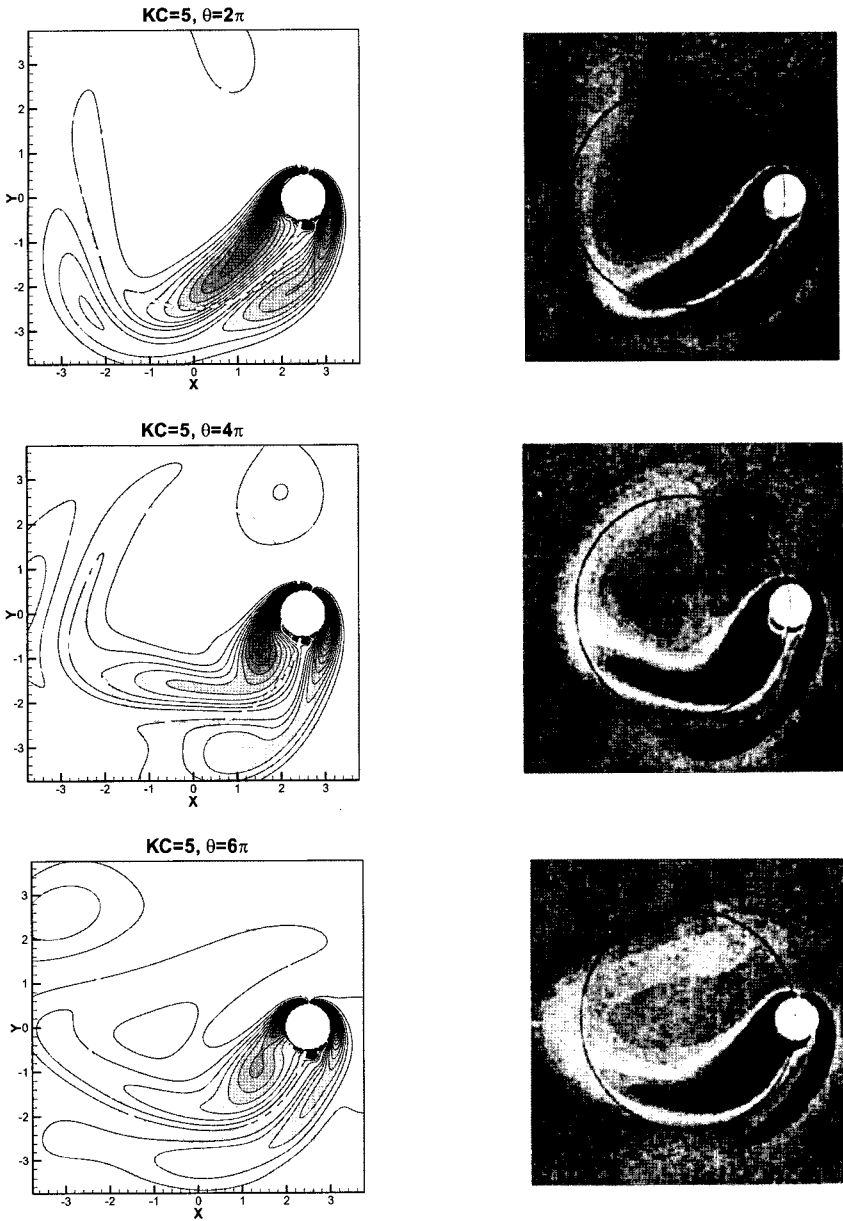


Fig. 6 Comparisons of calculated vorticity fields around the orbiting cylinder with results of Teschauer et al. (from J. Fluids and Structures, 2002)

날개 길이로 무차원화된 격자 간격을 0.002와 0.005로 변화시켜보았으며 그 결과 뒷날 주위에서는 두 격자계 모두 비슷한 결과를 주었으나 앞날 주위의 suction peak는 격자 간격이 커지면서 다

소 작게 추정되는 것으로 나타났다. 이러한 특성은 HCIB 법의 속도 재구성 특성상 물체 형상의 곡률 반경보다는 그 지점에서의 경계층 두께와 격자 간격의 상대적인 비가 더 중요할 것이라는 추

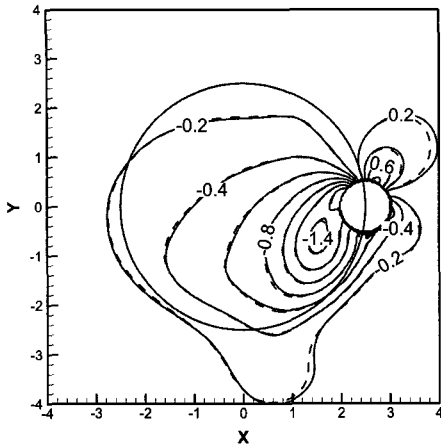


Fig. 7 Effects of pseudo-time iteration limits N_{max} on pressure contours, $KC=5$, $\theta=4\pi$, (solid line: $N_{max}=20$, dashed line: $N_{max}=40$)

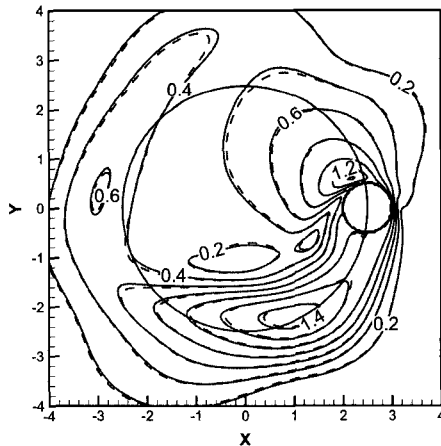


Fig. 8 Effects of physical time step size Δt on total velocity distributions, $KC=5$, $\theta=4\pi$, (solid line: $\Delta t=0.01$, dashed line: $\Delta t=0.005$)

정을 뒷받침한다. Fig. 9는 앞날 주위의 압력 분포를 보여준다. Cartesian 격자의 특성으로 물체 경계면이 계단 형태로 인식되지만 이러한 불연속적 경계가 계산된 압력 분포에는 거의 영향을 주지 않음을 확인할 수 있다. 또한, 정체점에서의 압력 계수도 정확히 추정되고 있음을 볼 수 있다.

Fig. 10은 물체 경계면의 표현을 위하여 사용된 Lagrangian 제어점(원)들과 이에 따라 정의된 IB node(contour내에 포함된 격자점)들의 배치와 계

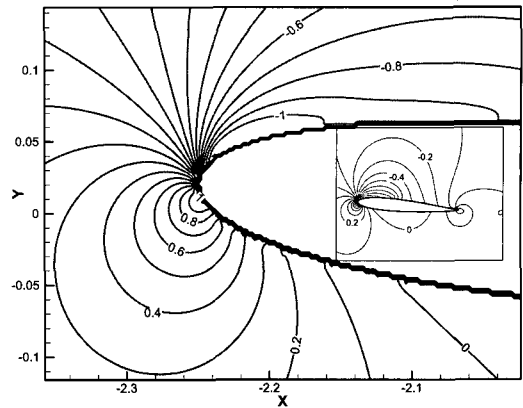


Fig. 9 Pressure distribution around the leading edge of NACA0012 at $Re=10^5$ and angle of attack of 5°

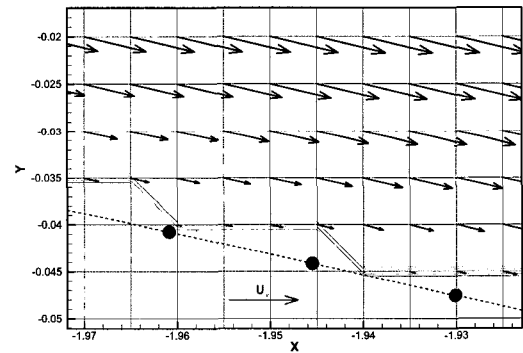


Fig. 10 Lagrangian control points, IB nodes and velocity vectors near the body boundary

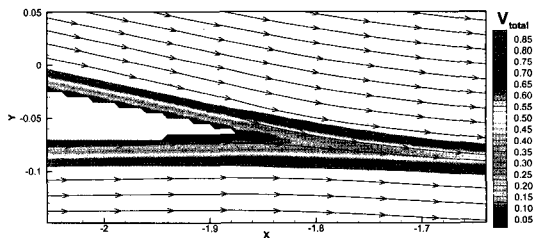


Fig. 11 Total velocity contours and streamlines near the trailing edge

산된 속도 분포를 보여준다. 계단 형태인 IB node들의 배치에도 불구하고 IB node에서의 속도들은 물체 표면으로부터의 거리에 따라 부드럽게 변화

되고 있음을 확인 할 수 있다.

날개 뒷날같이 예리한 형상에서 HCIB 기법의 거동을 보여주기 위해 Fig. 11은 뒷날 주위에서의 전체속력 분포와 유선을 보여준다. 이 그림에서도 계단 형태의 IB node들의 분포에도 불구하고 그 외곽을 연결하는, 물체 경계면으로부터의 수직 거리가 일정한 선상에서는 전체 속력이 부드럽게 연속되어 분포함을 확인할 수 있다. 또 유선들도 뒷날에서 매끄럽고 부드럽게 연결되고 있음을 볼 수 있다.

3.3 HCIB 법을 이용한 직진 변형날개 주위의 점성유동 해석

개발된 코드를 이용하여 직진하면서 뒷부분이 주기적으로 진동하는 날개단면 주위의 점성유동을 해석하였다. Fig. 12는 이 문제에 대한 개략도를 보여주고 있다. NACA0012 단면이 V_∞ 으로 전진하면서 $x_m = 0.5$ 이후 부분이 수직방향으로 다음과 같은 형태로 변형된다고 가정하였다.

$$Y/c = A_{dis}(x/c - x_m)^2 \sin(\omega t) \quad (7)$$

Reynolds 수는 직진 속도 V_∞ 와 코드 c 를 기저로 하였으며, 변형된 reduced frequency K^* 는 다음과 같이 정의되었다.

$$K^* = \frac{\omega(1 - x_m)}{2V_\infty} \quad (8)$$

본 논문에서는 $Re=500$, $K^*=0.5\pi$ 이고 $A_{dis}=0.3$ 인 경우에 대한 계산이 수행되었다.

Fig. 13은 한 주기 동안의 와류 분포 변화를 보여준다. 왼쪽 그림들은 뒷날이 최저점에 이르기 직전부터 최고점으로 올라가는 과정이고 오른쪽 그림들은 최고점 이후 뒷날이 다시 내려오는 과정을 보여준다. 뒷날이 최저점을 통과해서 위로 올라가기 시작한 이후에도 날개 윗면에서 뒷날을 통과하면서 내려오던 유체는 계속 아래로 내려가는 속도를 유지한다. 이렇게 아래쪽으로 흐르는 유동은 뒷날을 따라 다시 올라가기 시작한 아랫면의 경계층을 절단함으로써 고립된 와류가 생성된다. 한편, 오른쪽 그림들은 뒷날이 내려오는 동안 아랫면을 통과한 유체들이 위로 움직이던 관성으로

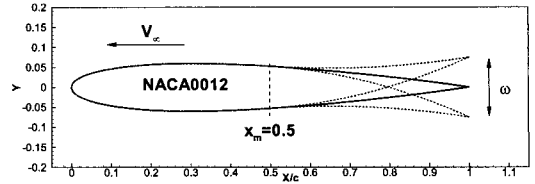


Fig. 12 A schematic drawing of a deforming foil with flapping tail

계속 올라가면서 윗면의 경계층을 절단하여 부호가 반대인 고립된 와류를 생성하는 과정을 보여준다.

Fig. 14는 뒷날이 아래로 움직이면서 최저점에 도달하기 직전과 최저점 통과 후 올라가기 시작한 직후의 압력분포를 보여준다. 두 순간들에서 날개의 형상들은 거의 동일하다. 날개의 순간적인 형상만을 고려하면 뒷날 근처에서 아랫면의 압력이 높아야 되지만 두 경우 모두 뒷날 부근에서는 아랫면의 압력이 낮으며 이러한 현상은 뒷날이 올라가기 시작한 경우 더욱 심화되는 것을 볼 수 있다. 이러한 뒷날 근처의 압력 분포는 양력을 감소시키면서 추력을 발생시키는 방향으로 작용한다. 이러한 현상의 원인은 두 가지로 나누어 생각할 수 있다. 첫 번째 원인은 두 경우 모두 뒷날의 가속도가 위쪽으로 큰 순간들에 해당한다. 이렇게 위쪽으로 가속되는 뒷날은 주위 유체를 위로 가속시키기 위한 압력의 기울기, 즉 유체영역에서 위로 갈수록 점점 감소하는 압력 분포를 형성시킬 것이다. 이러한 경향은 물체의 아랫면에 낮은 압력과 윗면의 높은 압력을 형성할 것이다. 두 순간에 있어서 거의 동일한 뒷날의 가속도에도 불구하고 아랫면에서의 압력 감소가 뒷날이 올라가기 시작한 후 더욱 강해지는 이유는 대류항의 기여에 의한 것으로 생각된다.

Fig. 15에는 수직방향 속도 v 분포를 나타내었다. 뒷날이 최저점에 도달한 직후 뒷날 윗면에는 아직 아래로 움직이는 속도가 분포되어 있으나 물체 표면 주위에서는 올라가는 속도가 바로 형성된다. 뒷날이 최저점에 도달하기 직전의 경우에는 대류에 의한 효과가 유체 입자를 아래로 가속시키기 위하여 아래로 향하는 압력 기울기를 형성하여 물체 가속에 의한 효과를 상쇄할 것이다. 그러나

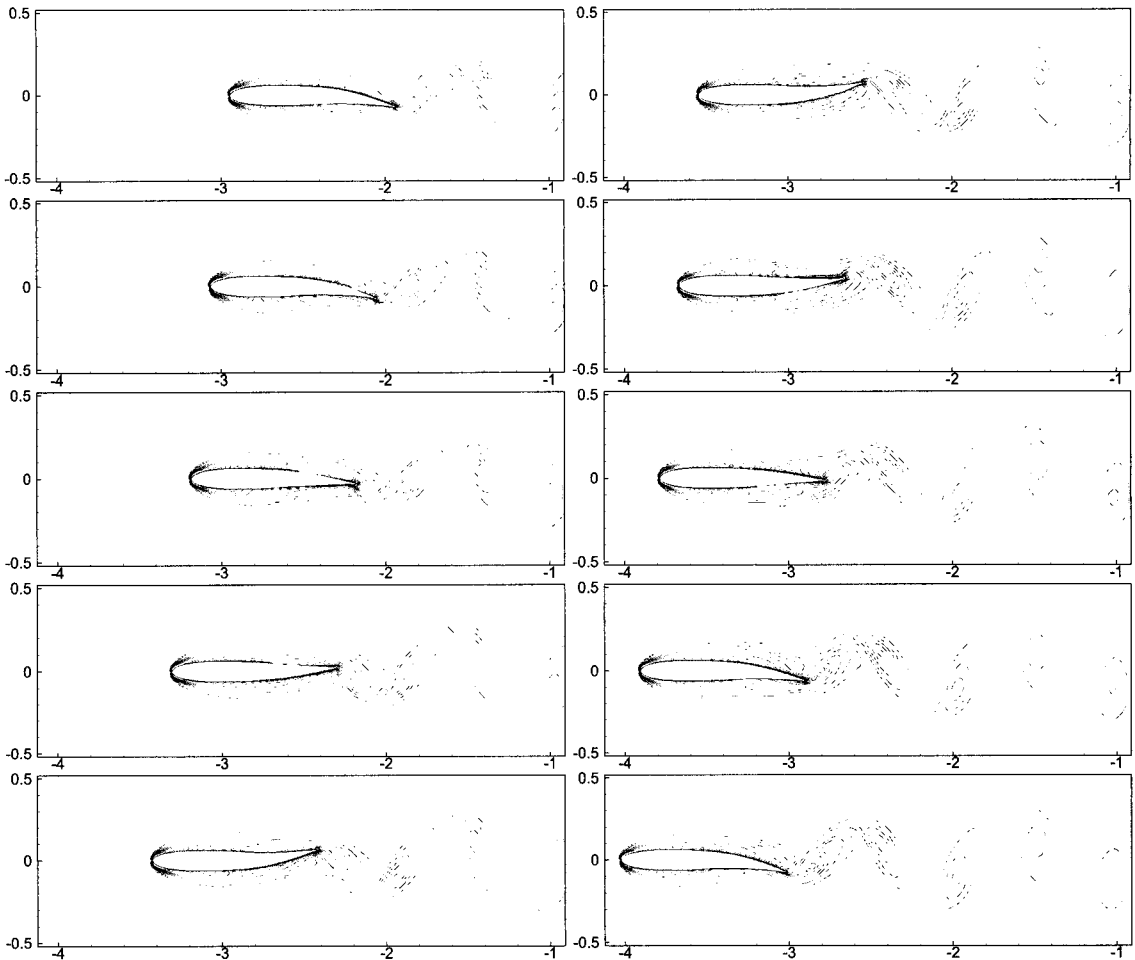


Fig. 13 Evolution of vorticity fields around a deforming foil with flapping tail

위로 움직이기 시작한 직후에는 대류에 의한 효과도 물체 표면의 가속처럼 유체 입자를 위로 가속시키기 때문에 압력의 기울기가 같은 방향으로 중첩됨으로써 추력 성분의 기여를 더욱 증가시킨다.

4. 결론

HCIB 법을 이용하여 2차원 변형물체 주위의 점성유동 해석을 위한 코드가 개발되었다. IB node 들의 집합에 의해 닫힌 유동영역이 명확히 보장되고 또한 물체 두께가 영(zero)인 경우에도 적용 가능한 새로운 IB node 정의 방법이 제안되었다.

선회하면서 자신의 후류 속으로 운동하는 원주 주위 유동장 해석 결과를 다른 계산 결과와 비교하였다. 1, 2, 3 회전에서 선회반경 바깥쪽 부분에서의 경계층 박리에 의한 안쪽 경계층의 굴절 위치나 후류 분포의 확대 양상 등이 기존의 연구 결과와 비교적 좋은 일치를 보였다.

개발된 코드로 $Re=10^5$ 에서 NACA0012 단면이 영각 5° 로 전진하는 경우에 대한 계산이 수행되었다. 가상경계법과 비교하여 뒷날 근처의 예리한 물체 형상 고려에는 어려움이 없었으나 국부 경계층 두께와 격자 간격의 비가 수치해의 정확도에 중요한 영향을 미침을 관찰하였다.

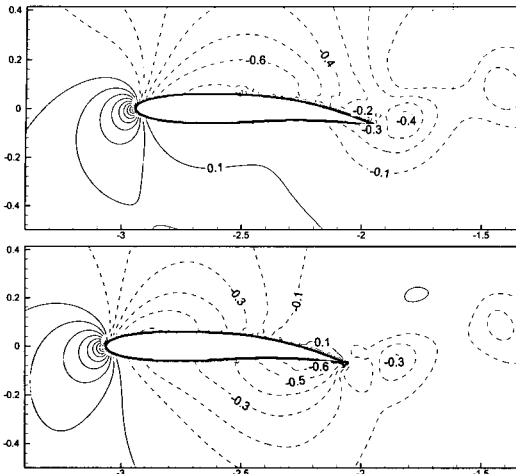


Fig. 14 Pressure distributions at moments of the same configuration (above: downward motion, below: upward motion)

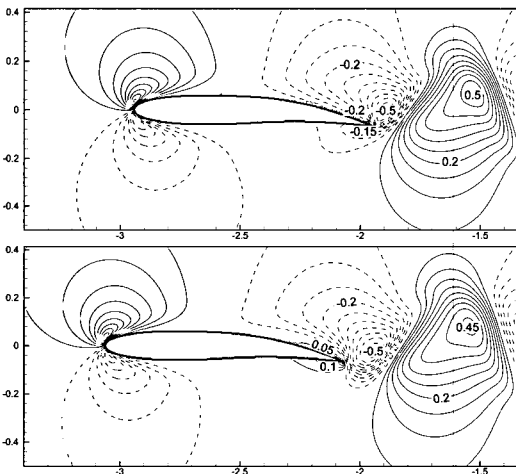


Fig. 15 Upward velocity distributions at moments of the same configuration (above: downward motion, below: upward motion)

개발된 코드는 직진하면서 변형하는 2차원 날개 주위의 점성유동 해석에 적용되었다. 날개 후반부의 퍼덕거림으로 발생한 수직방향 속도에 의해 경계층이 절단되면서 떨어져 나온 와류의 형성 과정이 자세히 설명되었으며, 물체 표면의 가속과 날개 전진 속도에 의한 대류항의 영향으로 뒷날 근처에서의 압력 분포가 추력을 발생시키는 형태

로 형성됨을 확인하였다.

후 기

본 논문은 국방과학연구소의 수중운동체특화센터의 지원(UVRC SM-42)으로 수행된 연구의 일부이다.

참 고 문 헌

- 김문찬, 하동대, 2002, "비정규 격자를 이용한 극소 로봇의 추진 해석," 대한조선학회 논문집, 제 39권, 제 3호, pp. 1-7.
- 박종천, 전호환, 송기종, 2003, "중첩 격자계를 이용한 물체운동의 수치 시뮬레이션," 대한조선학회 논문집, 제 40권, 제 2호, pp. 21-27.
- 신상욱, 김인철, 김용직, 2005, "ALE Godunov법을 이용한 1차원 압축성 이상유동 해석," 대한조선학회 논문집, 제 42권, 제 4호, pp. 330-340.
- Gilmanov, A. and Sotiropoulos, F., 2003, "A General Reconstruction Algorithm for Simulating Flows with Complex 3D Immersed Boundaries on Cartesian Grids," Journal of Computational Physics, Vol. 191, pp. 660-669.
- Gimmanov, A. and Sotiropoulos, F., 2005, "A Hybrid Cartesian/Immersed Boundary Method for Simulating Flows with 3D, Geometrically Complex, Moving Bodies," Journal of Computational Physics, Vol. 207, pp. 457-492.
- Kim, J., Kim, D. and Choi, H., 2001, "An Immersed-boundary Finite-volume Method for Simulations of Flow in Complex Geometries," Journal of Computational Physics, Vol. 171, pp. 132-150.
- Kirkpatrick, M.P., Armfield, A.W. and Kent, J.H., 2003, "A Representation of Curved Boundaries for the Solution of the Navier-Stokes Equations on a Staggered Three-dimensional Cartesian Grid," Journal of Computational Physics, Vol. 184(1), pp. 1-36.
- LeVeque, R.J. and Li, Z., 1997, "Immersed

- Interface Method for Stokes Flow with Elastic Boundaries or Surface Tension," SIAM Journal on Scientific Computing, Vol. 18, pp. 709–735.
- Peskin, C.S., 1972, "Flow Patterns around Heart Valves: a Numerical Method," Journal of Computational Physics, Vol. 10, pp. 252–271.
 - Teschauer, I., Schafer, M. and Kempf, A., 2002, "Numerical Simulation of Flow Induced by a Cylinder Orbiting in a Large Vessel," Journal of Fluids and Structures, Vol. 16(4), pp. 435–451.



< 신 상 목 >



< 김 형 태 >