論文

Multi-Block 격자 기법을 이용한 초소형 비행체 주위 공력 특성 해석

김영훈*, 김우례**, 이정상**, 김종암***, 노오현***

Numerical Investigation of Aerodynamic Characteristics around Micro Aerial Vehicle using Multi-Block Grid

Younghoon Kim*, Woore Kim**, Jung Sang Lee**, Chongam Kim*** and Oh Hyun Rho***

ABSTRACT

Aerodynamic characteristics over Micro Aerial Vehicle(MAV) in low Reynolds number regime are numerically studied using 3-D unsteady, incompressible Navier-Stokes flow solver with single partitioning method for multi-block grid. For more efficient computation of unsteady flows, this flow solver is parallel-implemented with MPI(Message Passing Interface) programming method. Firstly, MAV wing with not complex geometry is considered and then, we analyze aerodynamic characteristics over full MAV configuration varying the angle of attack. Present computational results show a better agreement with the experimental data by MACDL(Micro Aerodynamic Control and Design Lab.), Seoul National University. We can also find the conceptually designed MAV by MACDL has the static stability.

초 록

3차원 비정상, 비압축성 Navier-Stokes 방정식 해석코드를 이용하여, 초소형 비행체 주위에 형성되는 저 레이놀즈수 유동장의 공력 특성을 연구하였다. 비정상 유동장의 효율적인 계산을 위하여, 개발된 코드는 MPI 프로그래밍 기법을 이용하여 병렬처리 하였으며, single partitioning 방법을 적용하여 3차원 형상에 대한 multi-block 격자계를 효율적으로 해석 하였다. 비교적 형상이 복잡하지 않은 초소형 비행체 주위 날개에 대해 해석한 후 초소형 비행체 전 형상에 대해 받음각을 변화시키며 공력계수 및 정안정성을 살펴보았다. 해석 결과, 서울대학교 미소공기역학실험실에서 수행한 아음속 풍동 실험데이터와 비교하여 보았을 때 대체로 잘 일치하였으며, 개념 설계한 비행체가 공기역학적으로 정안정성을 갖고 있음을 보일 수 있었다.

Key Words : Micro Aerial Vehicle(초소형 비행체), Low Reynolds Number Regime(저 레이놀즈수 영역), Unsteady Flow(비정상유동), Parallel-Implementation(병렬처리), Single Partitioning Method(단일 분할 기법), Multi-Block(다중 격자)

Ⅰ. 서 론

초소형 비행체(Micro Aero Vehicle, MAV)는 전장/전폭/전고가 각각 6 인치 이하이며, 위험한 작업환경에 놓인 상황에서 사람을 대신하여 자율비행을 하면서 각종 전자 송수신장비를 탑재하여 관측/수색/탐험을 하기 위해 개발하는 무인 비

† 2002년 12월 30일 접수 ~ 2003년 6월 1일 심사완료
* 정회원, 한국항공우주연구원
** 정회원, 서울대학교 기계항공공학부 대학원
*** 정회원, 서울대학교 기계항공공학부
연락저자, E-mail : chongam@snu.ac.kr
서울시 관악구 신림동 산56-1

행체를 뜻하는 것으로 정의할 수 있다. 개발 초기에는 주로 군사용으로 많이 연구 되었으나 최근에는 민간용으로까지 그 활용성이 넓어짐으로써 국내외의 많은 대학과 연구기관에서 관련 연구를 수행 중에 있다. 그러나 이러한 초소형 비행체의 개발에 있어서 한 가지 문제점으로 지적될 수 있는 것은 비행체 주위의 유동장이 일반적인 항공기와는 달리 레이놀즈수가 10^6 이하인 저 레이놀즈수 유동특성을 보인다는 것이다. 잘 알려진 대로 이러한 저 레이놀즈 수 유동장의 특성은 비교적 작은 받음각에서도 강한 역압력 구배의 존재로 경계층 박리가 쉽게 일어나고, 이에 따라 에어포일의 벽면 근처에서는 유동불안정성(flow instability)이 발생하여 난류로 천이되며, 따라서 운동량 증가에 따른 재부착(reattachment)에 의한 박리기포(Separation bubble)가 형성된다는 것이다. 이러한 일련의 공력특성들은 시간에 따른 비정상 유동특성을 보임으로써 기존의 아음속/천음속 상태에서 비행하는 여타의 항공기와는 달리 비정상/비압축성 유동장을 형성하게 된다. 또한 이러한 저 레이놀즈수 유동이 비행체의 성능에 미치는 영향으로는 양항비가 기존의 상업용 항공기에 비하여 대략 20%수준에 머무르게 하며, 유동이 쉽게 박리되는 특성에 따라 낮은 실속각과 함께 박리거품의 파괴로 인한 급작스러운 실속상태로 진행할 수 있다는 것이다. 또한 박리 이후의 vortex shedding에 따른 비정상 공력상태는 비행체의 비행 안정성에도 큰 영향을 미칠 수 있을 것이다. 따라서 이러한 복잡한 공력특성의 해석은 비행체주위에 나타나는 공력특성의 물리적 특성을 규명할 수 있을 뿐만 아니라, 향후 체계적인 초소형 비행체의 설계를 위한 유동제어 기법이나 최적설계기법을 도입하기 위한 기초적인 공력데이터의 제공 측면에서도 중요하다 하겠다.

본 연구는 3차원, 비정상, 비압축성 Navier-Stokes 방정식의 효율적 해석을 위하여 MPI기법을 이용한 병렬처리기법을 해석코드에 적용하였으며, 비행체의 3차원 형상에 대한 정확한 유동장 시뮬레이션을 위하여 복잡한 물체 주위의 유동 해석에 사용되는 multi-block 격자계를 도입하였고, 이를 single partitioning 병렬처리기법으로 해석 하였다. 개발된 해석코드를 이용하여 서울대학교 미소공기역학실험실에서 설계한 모델에 대해 아음속 풍동을 이용한 실험 데이터와 비교하여, 해석기법의 타당성을 검증하여 보고 공력특성을 해석하였다.

II. 수치 해법

2.1 지배 방정식

3차원, 비정상, 비압축성 Navier-Stokes 방정식을 보존형으로 나타내면 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\frac{\partial u_k}{\partial x_k} = 0 \tag{1}$$

$$\frac{\partial u_i}{\partial t} = -\left(\frac{\partial \hat{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j}(u_j u_i) - \frac{\partial \hat{\tau}_{ij}}{\partial x_j}\right) \tag{2}$$

식(1)의 연속방정식에는 시간에 관련된 항이 없고, 또한 식(2)의 운동량 보존식에 나타난 압력과 속도장을 연결시켜 주기 위해서 artificial-compressibility와 pseudo-time을 도입하여 식(3)과 같이 연속방정식을 수정하여 지배방정식을 쌍곡선형 방정식으로 나타낸다.

$$\frac{\partial p}{\partial \tau} = -\beta \nabla \cdot \overline{u} \tag{3}$$

여기서 τ는 pseudo-time을 나타내고, β는 pseudo-compressibility parameter를 나타낸다. β값은 경험치에 의해 결정된다[2].

2.2 수치 기법

유한 체적법에 근거한 공간이산화방법으로는 다음과 같다. 비점성 플럭스를 계산하기 위해서는 Osher's flux difference spliting scheme을 적용하였고, 점성플럭스는 2차의 정확도를 갖는 중심차분법을 적용하였다. 고차의 공간정확도를 얻기 위해 MUSCL(Monotone Upstream Centered Scheme for Conservation Laws) 기법을 사용하였다. 시간적분에 있어서는 코드 적용이 간편한 Yoon과 Kwak[3]의 LU-SGS 방법을 사용하였으며, 비정상 계산을 위하여 이중시간전진법(dual time stepping)을 사용하였다.

막대한 비정상 유동장의 효율적 계산을 위해서 MPI(Message Passing Interface) programming기법을 이용하여 해석 코드를 병렬화 하였고, 그 결과 프로세서수가 증가함에 따라 속도향상율이 선형적으로 증가함을 확인 할 수 있었다.

2.3 다중격자(Multi-Block)의 병렬처리

다중 격자를 병렬 처리 하는 방법에는 두 가지가 있는데, 계산 블록 하나에 단 하나의 프로세서가 맡아 계산하는 single partitioning 방법이 있고, 계산 블록 하나에 다수의 프로세서를 할당하여 계산하는 multi partitioning 방법이 있다. single partitioning 방법은 알고리듬이 간단한 반

면 블록간의 격자수가 다를 경우 로드밸런싱(load balancing)에 문제가 발생할 수 있고 multi partitioning 방법은 로드밸런싱에 문제는 없지만 알고리듬이 복잡해지고 경계면의 증가에 따른 데이터의 교환량이 많아진다는 단점이 있다.

본 연구에서는 single partitioning 기법을 적용하여 다중 격자의 병렬처리를 수행하였으며 로드밸런싱 문제를 해결하기 위하여 각 계산 블록마다 격자수를 일정하게 맞추어 주었다.

III. 유동 해석 결과

초소형 비행체는 작은 크기로 인하여 공력특성과 제작에 있어서 여러 가지 제약이 뒤따르게 된다. 즉, 작은 날개면적으로 인해 충분한 양력을 발생시키기 힘들고, 협소한 크기로 인해 비행안정성을 위한 수평미익의 장착이 어렵게 된다. 따라서 서울대학교 미소공기역학실험실에서는 이러한 초소형 비행체의 문제점을 보완하기 위하여 최대한의 양력면을 얻을 수 있는 전익기 형상으로 비행체를 설계 하였으며, 이에 따른 종안정성 문제를 해결하기 위해 reflexed airfoil인 S5010을 채택하였다. 제작한 실험 모델은 taper비가 0.818이고, 가로세로비는 0.5이다. 또한 롤 안정성을 최대한 부여하기 위하여 동체는 날개 아랫면에 위치시켰다. 본 연구에서는 해석의 순차적 흐름을 위하여 동체를 제외한 3차원 날개 주위 유동장의 공력특성을 먼저 해석한 후 동체의 효과까지 고려한 전형상에 대해 해석하기로 한다.

3.1 초소형 비행체 날개 주위 유동장 해석

순날개 주위 계산 격자를 생성하기 위해서, root의 격자로 사용한 2차원 격자는 벽면에서 10^{-5}, 앞전에서 10^{-3}, 뒷전에서 10^{-4}의 크기로 모아주었다. 효율적인 계산을 위해 날개의 반 쪽 부분만 해석에 고려했으며 전 영역을 해석하는 효과를 주기 위해 root 부분의 경계조건으로 대칭(symmetric)경계조건을 사용하였다. 이 root 격자와 설계된 taper비, 가로세로비를 바탕으로 3차원 O-O type 격자(241×48×81)를 형성하였다. [Fig. 1] 해석 시 pseudo compressibility β의 결정은, 그 값을 변화시켜가며 수렴성과 해의 정확성을 동시에 고려했을 때 최적의 결과를 얻을 수 있었던 20으로 고정하였다. 해석기법의 타당성과 해석 코드의 검증을 위해 실험결과와 비교하기 위해서 아음속 풍동 실험에서 사용한 레이놀즈수인 1.5×10^5을 적용하였다.

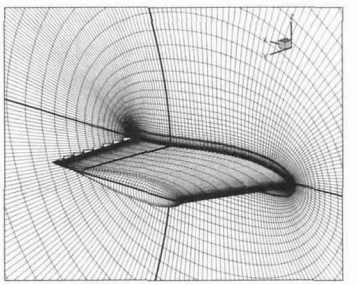

Fig. 1. 초소형 비행체 날개 주위 격자계

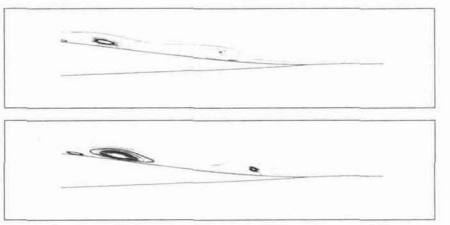

Fig. 2. Flow at y/span=0.5 (α=3°, Wing only)

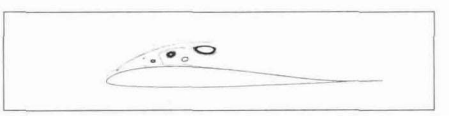

Fig. 3. Flow at y/span=0.5 (α=25°, Wing only)

3.1.1 받음각 3° 인 경우

Fig. 2를 보면 와류가 날개 표면에서 발생하여 뒤쪽으로 이동한 뒤 날개 뒷전에서 떨어져 나가는 것을 확인 할 수 있다. 일반적으로 저 레이놀즈수 유동에서는 받음각이 크지 않더라도 날개 전반부에서 큰 규모의 유동 박리현상이 나타난다. 유동장은 박리점(separation point) 이후 난류로 천이되어 재부착(reattachment)하게 되는데, 이에 대한 시간평균의 유동장 형상으로부터 박리가 일어난 시점부터 재부착한 점까지를 층류박리기포(laminar separation bubble)이라고 한다. 이 층류박리기포 위를 흐르는 유동은 그 뒷부분에서 전단층이 말려 올라가기 때문에 vortex의 shedding 현상이 계속 발생 하게 된다. 이러한 현상을 계산결과를 통해 확인 할 수 있었다.

3.1.2 받음각 25° 인 경우

수행한 풍동실험에서 얻은 실속각이 21도 부근이기 때문에 받음각이 25도인 경우에 대해 해석하였다. Fig. 3을 보면 받음각이 실속각보다 크기 때문에 유동이 날개를 따라 흐르지 않고 leading edge부터 다양한 크기와 형태의 vortex가 생겨 날개에서 떨어져 나가는 복잡한 유동특성을 보임을 확인 할 수 있었다.

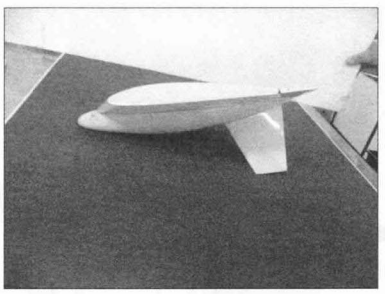

Fig. 4. Experiment model

3.1.3 실험결과와 비교

수치해석결과의 타당성을 살펴보기위해 실험결과와 비교해 보았다. 수치해석결과는 비정상 유동특성을 보이기 때문에 각 시간대의 공력계수의 평균값을 실험결과와 비교해 보았다. Table 1에서는 실험결과와 수치해석결과 사이에 차이가 있음을 나타내 주고 있다. 이는 수치해석에서 사용한 격자는 날개만 포함하고 있으나 실제 실험에 쓰인 모델[Fig. 4]은 날개, 동체, 수직꼬리날개를 모두 포함하고 있기 때문에 각 부분들 간의 간섭을 고려하지 않은 영향이 가장 클 것으로 판단되어 진다. 그러나 전체적인 공력계수의 대략적인 크기만을 비교 하였을 때는 수치해석결과가 실험결과에 크게 다르지 않음을 알 수 있었다.

Table 1. Computation vs. Experiment (α= 3°)

α		C_L	C_D	L/D
3°	Computation (Wing, 241×31×81)	0.1501	0.026	5.868
	Computation (Wing, 241×48×81)	0.155	0.027	5.728
	Computation (Full Body, Single Block)	0.205	0.032	6.406
	Computation with Modified Code (wing only)	**0.155**	**0.027**	**5.728**
	Computation with Modified Code (Full body, Multi-Block)	**0.226**	**0.041**	**5.56**
	Experiment (Full body)	0.215	0.038	5.622

3.2 Single Block 격자 기법을 이용한 초소형 비행체 주위 유동장 해석

날개 주위 유동만을 고려한 수치해석결과와 실험결과가 차이를 보인 원인중 하나로 생각되어

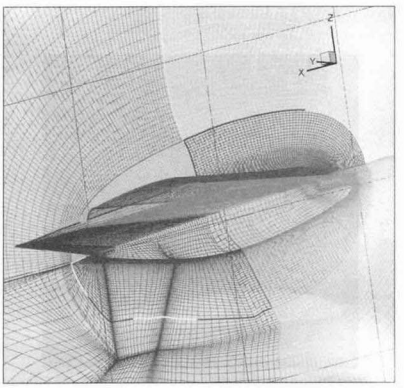

Fig. 5. 초소형 비행체 주위 Single block 격자계

지는 동체와 수직꼬리날개의 간섭을 고려하지 않은 점을 보완하기 위해 실험모델과 일치하는 형상에 대해 수치해석을 수행하였다. 해석코드는 3.1에서 사용한 동일한 코드를 사용하였고 수직꼬리날개 주위 유동해석을 위해 경계조건을 개선하였다. η방향 대칭면의 대칭경계조건을 수직꼬리날개 부분에서 벽면경계조건으로 변경하였다. 계산격자는 수직꼬리날개가 계산영역에 추가되었기 때문에 비행체 주위 격자 개수를 증가시킨 305×32×79개를 사용하였다[Fig. 5]. 계산격자는 CAD 프로그램을 통해 얻은 초소형 비행체 표면 형상의 iges화일을 바탕으로 하나의 블록, 즉 Single block으로 형성하였다. 동체와 수직꼬리날개의 추가 고려로 인해 표면격자형상이 복잡해졌기 때문에 날개만을 고려한 계산격자 만큼 격자를 밀집시키지 못했다.

single block 격자에 있어서는 벽면, leading edge, trailing edge에서 각각 10^{-3}의 크기로 격자를 모아주었다. 계산에 사용한 레이놀즈수와 β값, CFL 수는 3.1과 같은 각각 1.5×10^5, 20, 2를 사용하였다. physical time step은 computation time 0.1로 하여 계산을 수행하였다.

3.2.1 받음각 3° 인 경우

먼저 3.1과 결과 비교를 위해 받음각을 3°도로 고정하고 계산을 수행하였다. Fig. 6을 보면 3.1과 같이 날개 중반부터 경계층 박리에 의한 vortex shedding을 관찰할 수 있었다. 하지만 날개 뒷부분에서 vortex shedding 현상이 뚜렷하게 나타나지 않으므로 multi-block 격자로의 개선이 요구된다. 또한 유동장을 3.1과 비교해 보면 동체 특히 기수 부분의 부착으로 인해 유동형상이 다른 것을 알 수 있다. 동체와 수직꼬리날개 주위 유동해석을 통해 날개만을 고려했을 경우와 유동

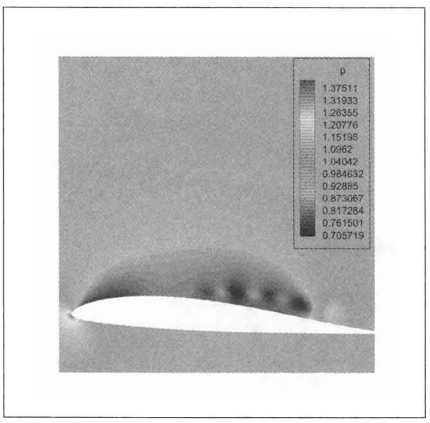

Fig. 6. 등압력선 분포 (α=3°, Single Block)

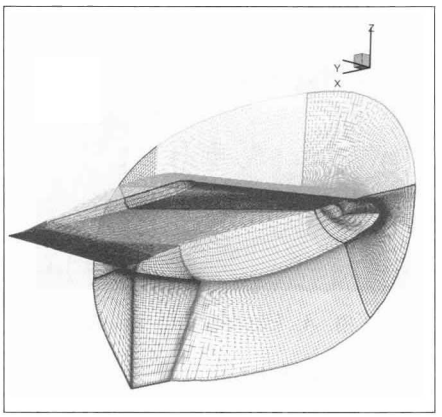

Fig. 7. 초소형 비행체 주위 Multi-Block 격자계

형상이 차이가 나는 것을 확인 할 수 있었고 이를 통해 공력특성에도 큰 차이가 있음을 알 수 있었다.

3.2.2 실험결과와 비교

Table 1을 통해 실험결과와 공력계수를 비교해 보면 받음각 3°의 경우 날개만을 해석했을 경우 보다 동체와 수직 꼬리날개까지 고려한 결과가 실험치와 더 잘 일치함을 확인할 수 있었다.

3.3 Multi-Block 격자 기법을 이용한 초소형 비행체 주위 유동장 해석

조종면의 각 변화나 초소형 비행체의 안정성 또는 공력성능을 향상시키기 위한 보조장치로 vortex generator, wing-let 등을 부착하였을 경우, 표면격자가 상당히 복잡해지기 때문에 이들 주위의 격자, 특히 형상구배가 심한 곳에서 양질의 격자를 형성하기 위해서는 multi-block 격자기법을 적용하는 것이 해의 정확성 측면에서 더욱 타당하다고 하겠다. 따라서 형상구배가 심한 수직꼬리날개와 비행체의 기수(nose)부분이 속한 블록의 격자를 우선적으로 구성한 후 이들 격자를 기본으로 하여 다른 블록의 격자를 구성하였다. multi-block 격자기법을 이용하여 구성한 격자의 총 개수는 325×32×93이고 각 블록의 격자 개수는 55×32×47이다[Fig. 7].

3.3.1 해석 코드 개선 및 검증

앞서 사용했던 3차원 비정상 비압축성 Navier-Stokes 해석코드는 single block 격자를 이용하는 코드이기 때문에 multi-block 격자기법을 사용할 수 있는 코드로의 개선을 위해 single partitioning 병렬처리기법을 사용하여 multi-block 격자를 이용할 수 있도록 알고리듬을 구성하였다. 이를 이용하여 3.1에서 계산한 초소형 비행체 날개 주위

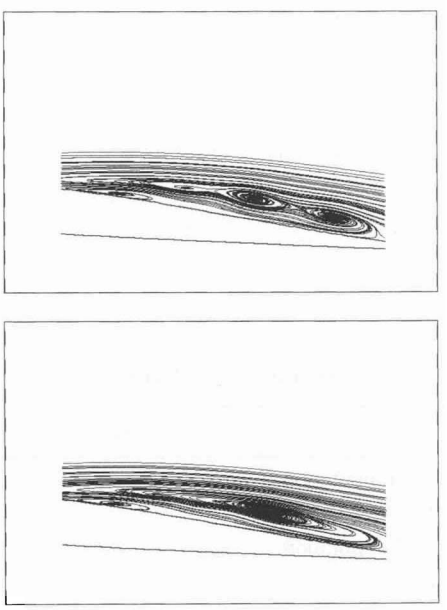

Fig. 8. Flow at y/span=0.5 (α=3°, Multi-Block)

유동장을 동일한 조건으로 해석하였다. Table 1을 통해 개선한 코드를 이용하여 얻은 공력계수가 개선전의 코드를 이용하여 계산한 결과와 잘 일치하는 것을 통해 코드를 검증할 수 있었다.

3.3.2 받음각 3° 인 경우

검증한 해석코드와 새로 구성한 multi-block 격자를 이용하여 서울대학교 미소공기역학 실험실에서 설계한 초소형 비행체 주위의 공기역학적 특성을 해석했다. 12개의 격자 블록을 이용하여 해석하기 위해 각 블록 당 1개의 cpu를 배치하여 총 12개 cpu를 이용하여 계산하였다. 유동조건은 레이놀즈 수 1.5×10^5, β값 20, CFL 수 2로 고정하였다. sub-iteration 횟수는 400번 까지 증

가 시켰을 경우 residual이 큰 폭으로 감소하였으나 500번으로 증가 시켰을 경우 큰 차이가 없었으므로 400번으로 하여 계산을 수행하였다. 또한 physical time step은 computation time 0.1로 하여 계산을 수행하였다. 먼저 수행한 연구와 비교하기 위해 받음각을 3°로 정하고 계산을 수행하였다. Fig. 8을 통해 single block 격자를 이용한 경우와 비교해 볼 때 유동장의 큰 변화는 나타나지 않고 저 레이놀즈수 영역 유동 특성인, 연속적인 외부 운동량의 유입에 의한 vortex shedding이 계속해서 일어나는 것을 확인 할 수 있다. 하지만 압력 contour의 시간에 따른 변화를 보여주는 Fig. 9를 보면 single block 격자보다 trailing edge 부분으로 격자를 더 모아주었기 때문에 날개 뒷부분의 유동현상의 해상도가 향상된 것을 알 수 있다. 또한 Fig. 9는 초소형 비행체 표면 등압력선 분포의 시간적 변화를 나타내므로, 이를 통해 날개 앞부분에서 경계층 박리 이후 vortex shedding에 의해 등압력선이 계속적으로 변하는 것을 확인 할 수 있다. 등압력선의 시간적 변화와 유선의 변화[Fig. 8]를 통해 역압력구배의 영향으로 두 개의 vortex가 합쳐지는 현상을 관측할 수 있다. 즉, 앞서 가는 vortex는 역압력구배 때문에 속도가 느려지게 되고 뒤 따라오는 vortex와 결국 합쳐지게 된다.(vortex pairing) 결국, 본래 두 개였던 vortex는 하나의 커다란 vortex로 날개끝단을 향하여 이동한다.

3차원 유동에서는 span방향 유동이 있기 때문에 유동장이 ξ, ζ방향 속도 이외에 η방향 속도의 영향도 받으므로 초소형 비행체 주위 유동은 시간 변화에 따른 복잡한 운동을 한다. Y-Z 평면에서의 유선 변화[Fig. 10]를 보면 wing tip vortex에 의해 η방향으로의 유동이 형성되므로 vortex가 root 방향으로 움직이는 것을 확인 할 수 있다. 또한 wing tip vortex에 의해 날개 윗면으로 운동량이 전달되어 wing tip 부근에서는 vortex shedding 현상이 일어나지 않음을 확인할 수 있다. vortex는 주위 공기보다 압력이 작기 때문에 초소형 비행체 주위 등압력선의 변화를 통해 vortex shedding의 변화양상을 확인할 수 있다 [Fig. 11]. 이를 통해 η방향 유동의 영향으로 날개 중심부에서 생긴 vortex가 날개 끝단으로 이동하면서 시위선과 평행하게 빠져나가는 것이 아니라 중심부에서 root 근처로 사선을 그리며 빠져나감을 알 수 있고 root에 가까워질수록 wing tip vortex에 의한 운동량 첨가의 영향을 덜 받기 때문에 vortex shedding 현상이 날개 앞전 부분에 더 가까운 곳에서 시작함을 알 수 있다. 또한

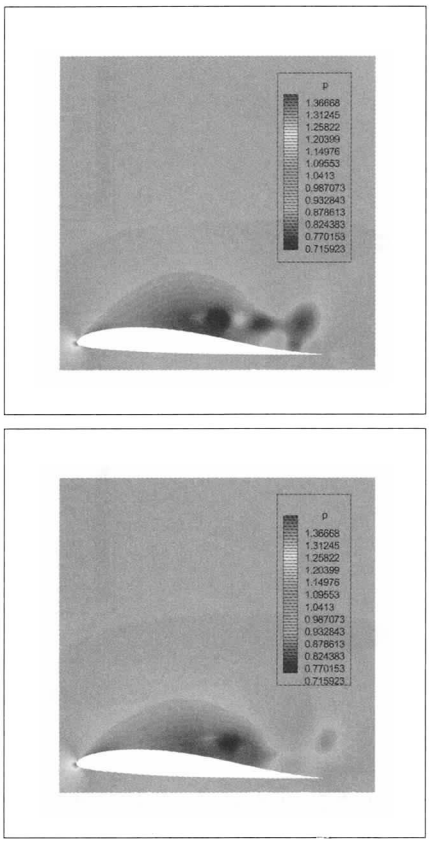

Fig. 9. 등압력선 분포 (α=3°, Multi-Block)

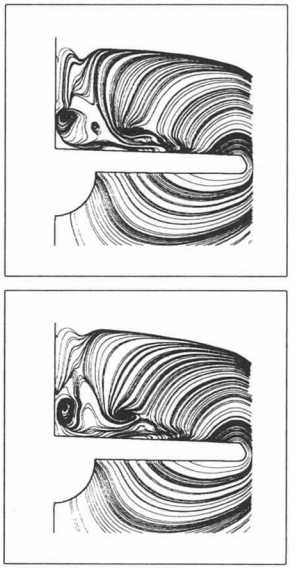

Fig. 10. Y-Z 평면에서의 유선 변화 (α= 3°, Multi-Block)

reflexed airfoil인 S5010을 사용했기 때문에 날개 뒷전 부근에서 압력이 증가함을 확인할 수 있다.

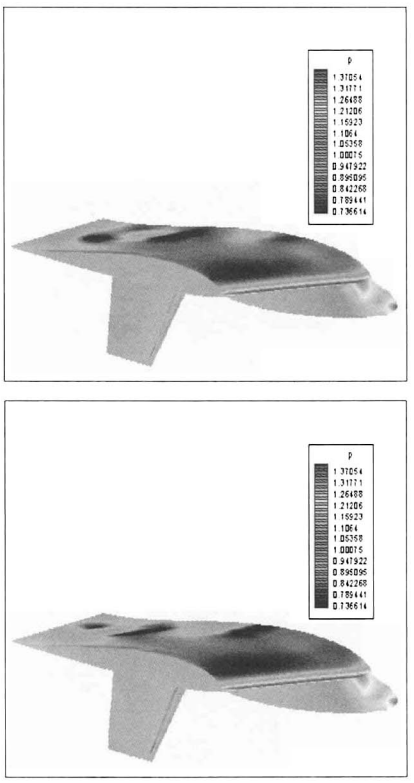

Fig. 11. 초소형 비행체 표면의 등압력선 변화 (α= 3°, Multi-Block)

3.3.3 실험결과와 비교

Table 1를 통해 실험결과와 공력계수를 비교해 보면 single block을 사용하였을 때 보다 multi-block을 이용한 결과가 양항비 면에서, 실험결과와 더 잘 일치함을 확인할 수 있다. 실험결과와 더 정확한 비교를 위해서는 천이점 이후에 나타나는 난류영역의 유동특성을 고려하는 난류모델의 추가가 요구된다. 또한 선행연구자의 연구결과에 따르면, 사용한 난류모델에 따라 결과가 달라지기 때문에 초소형 비행체가 운용하는 유동장에 적합한 난류모델의 적용이 필요하고, 천이점 이후에만 난류의 영향을 고려하지 않고, 전 유동장에 난류의 영향을 고려할 경우, 초소형 비행체로 유입하는 난류 유동의 영향에 의한 운동량의 증가로 경계층 박리가 지연되고 재부착이 빨리 일어나므로 층류박리기포의 크기가 작아지게 때문에 정확한 유동장 해석을 위해서는 천이점을 예측하는 연구 역시 요구된다[1].

3.3.4 받음각 변화에 따른 공력 특성 해석

Table 1를 통해 확인한 바와 같이 특정 받음각에서의 해석결과를 실험결과와 견주어 보고 정

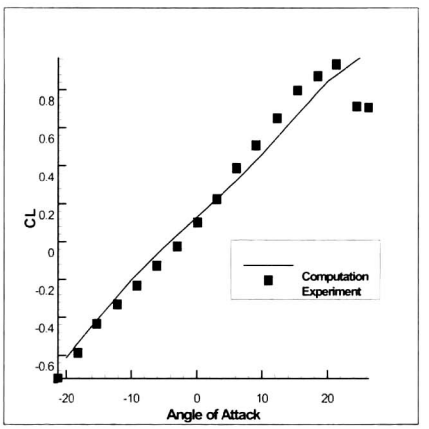

Fig. 12. 받음각 변화에 따른 양력계수 변화

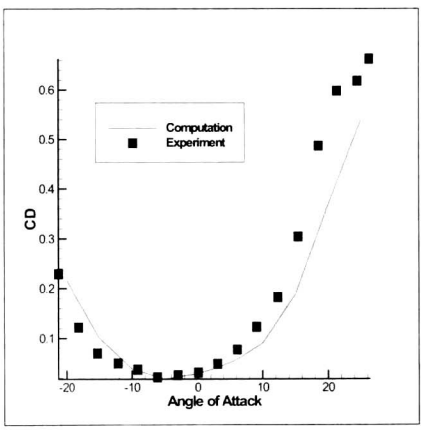

Fig. 13. 받음각 변화에 따른 항력계수 변화

확성을 판단하는 것은 문제가 있으므로 공력계수의 전체적인 변화 양상을 풍동실험결과와 비교하기 위해 받음각을 -20°부터 25°까지 바꾸어 가며 계산을 수행하였다. 유동조건과 β, CFL값 등은 위에서 사용한 것과 같은 값을 사용하고 받음각만 변화시켜 가며 계산을 수행하였다.

Fig. 12와 Fig. 13을 통해 받음각이 아주 큰 경우를 제외하고는 실험결과와 비교적 잘 일치함을 알 수 있다. 받음각이 큰 경우에는 수치 해법상의 문제 뿐 만 아니라 실속근방에서의 강한 비정상 유동특성과 함께 난류의 영향을 많이 받으므로 층류만 고려했을 경우 정확한 값을 예측하지 못하고 실속특성 또한 정확히 예측하지 못함을 알 수 있다. 선행연구자[4]의 연구 결과 난류모델에 따라 실속특성을 예측하는데 차이가 있음을 확인 할 수 있었다. Fig. 12에서 실험치와 비교적 결과가 잘 일치하는 -20°부터 18°까지 받음각 변화에 따른 양력곡선 기울기를 구해보면, $C_{L_\alpha} = 2.085/rad$ 이다. 실제 본 연구실에서 초

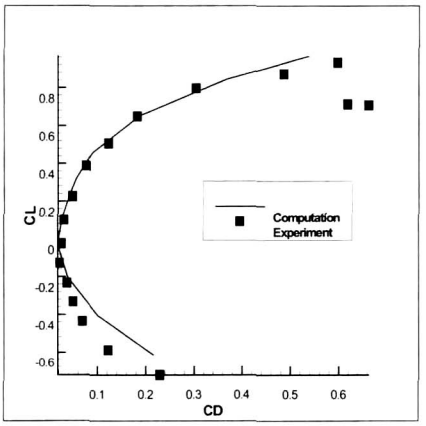

Fig. 14. Drag Polar

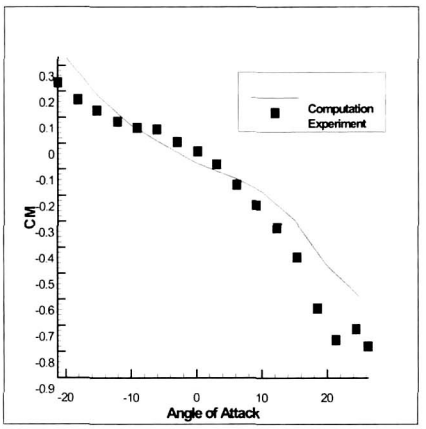

Fig. 15. 받음각 변화에 따른 피칭모멘트계수 변화

소형 비행체를 설계할 때 날개단면의 C_{l_α}와 가로세로비를 가지고 이론적으로 구한 값이 대략 $C_{L_\alpha} \approx 2.063/rad$ 이므로 계산결과가 설계 시에 예상한 수치와 비교적 잘 일치함을 알 수 있다. Fig. 14를 통해 받음각이 변하면서 양력계수와 항력계수의 변화를 동시에 볼 수 있다.

설계한 초소형 비행체가 정안정성을 갖기 위해서는 양의 받음각에서는 기수내림모멘트($C_M<0$)가, 또한 음의 받음각에서는 기수올림모멘트($C_M>0$)가 공기역학적 힘에 의해 발생해야 한다. 이를 만족시키기 위해 받음각이 변함에 따라 피칭모멘트 곡선의 기울기가 음의 값을 갖어야 한다.($C_{M_\alpha}<0$) Fig. 15에서 기수 중심에 대한 피칭모멘트 곡선의 기울기가 받음각이 증가함에 따라 음의 값을 갖는 것으로 보아 본 연구실에서 설계한 초소형비행체가 공력적으로 정안정성을 갖고 있음을 확인할 수 있었다.

V. 결 론

저 레이놀즈 수 영역에서 운용하는 초소형 비행체 주위의 공력특성을 해석하기 위해 기존의 3차원 비정상, 비압축성, Navier-Stokes 방정식 해석코드를 single partitioning 기법을 적용하여 multi-block 격자계에 대한 해석 코드로 개선하였다.

기존의 해석코드를 이용한 초소형 비행체 날개 주위 유동 특성 해석을 통해, 낮은 받음각에서도저 레이놀즈수 영역의 유동 특성인 층류 경계층박리로 인한 vortex shedding이 일어나는 것을 관찰할 수 있었다. 또한, 동체를 제외한 날개만을 해석하였을 때 공력계수들의 크기가 대체적으로 비슷한 경향을 보이는 것으로 나타났다. 3차원 전 형상에 대한 해석결과로 먼저 기존의 해석코드와 single block 격자를 이용하여 초소형 비행체 주위 유동특성을 해석하여 보았고, 이후 양질의 격자를 구성할 수 있는 multi-block 격자 기법을 이용하여 새로 구성한 격자와 개선한 해석코드를 이용하여 초소형 비행체 주위 공력 특성을 해석하였다. 격자를 많이 심고, 격자의 질이 향상되었기 때문에 single block 격자를 이용한 결과보다 유동현상의 해상도가 개선된 것으로 나타났고 이에 따라, vortex pairing 현상, η방향 유동에 의한 vortex의 이동 등을 관찰 할 수 있었다. 또한 받음각 변화에 따른 공력 계수 변화양상 해석을 통해, 아음속 풍동을 이용한 실험결과와 잘 일치함을 알 수 있었고 양력곡선기울기를 구해 봄으로써 초소형 비행체를 설계했을 때 이론적으로 예측한 수치와 잘 일치함을 확인할 수 있었다. 받음각 변화에 따른 피칭모멘트곡선을 통해 본 연구실에서 설계한 초소형 비행체가 공기역학적 힘에 의해 정안정성을 갖고 있음을 확인할 수 있었다.

향후 실험결과와 더 정확한 비교를 위해 천이점 이후의 난류영역 특징을 잘 모사 할 수 있는 난류모델을 추가할 계획이다. 또한 사용한 난류모델에 따라 결과가 달라지기 때문에 초소형 비행체가 운용하는 유동장에 적합한 난류모델의 개발과 천이점 이후에만 난류의 영향을 고려하지 않고, 전 유동장에 난류의 영향을 고려할 경우, 물리적으로 타당하지 않으므로 정확한 천이점 예측을 위한 많은 연구가 요구된다.

후 기

본 연구는 산업자원부 연구지원과제와 한국과

학재단 특정기초연구과제 "R01-2002-000-00329-0"의 일부로 수행된 것으로, 관계자 여러분께 감사드립니다.

참고문헌

1) J. C. Muti Lin and L. L. Pauley, "Low-Reynolds-Number Separation on an Airfoil," AIAA Journal, Vol. 34, No. 8, August 1996.

2) H. Ok, "Development of an incompressible Navier-Stokes Solver and Its Application to the Calculation of Separated Flows," Ph. D. Dissertation, Dep's of Aeronautics and Astronautics Eng., Univ. of Washington, 1993.

3) S. Yoon, and D. Kwak, "Three-Dimensional Incompressible Navier-Stokes Solver Using Lower-Upper Symmetric-Gauss-Seidel Algorithm," AIAA Journal, Vol. 29, June 1991, pp. 874-875

4) C. Kim, "Sensitivity Analysis for the Navier-Stokes Equations with Two-Equation Turbulence Models and Its Applications," PH. D. Dissertation, Dep's of Aerospace Eng., Seoul Nat'l Univ., Seoul, Korea, Feb. 2001.

5) S. E. Rogers, and D. Kwak, "Upwind Differenceing Scheme for the Time Accurate Incompressible Navier-Stokes Equations," AIAA Journal, Vol. 28, No. 2, Feb. 1990, pp. 253-262

6) S. E. Rogers and D. Kwak, "Steady and Unsteady Solutions of the Incompressible Navier-Stokes Equation," AIAA Journal, Vol. 29, No. 4, April 1991.

7) Yukiya Aoyama and Jun Nakano, "RS/6000 SP:Practical MPI Programming," IBM, SG24-5380-00

8) L. F. Crabtree, "Effect of Leading-Edge Separation on Thin Wings in Two-Dimensional Incompressible Flow," Journal of The Aeronautical Sciences, August 1957, pp. 597-604

9) Tuncer Cebeci, Hsun J. Chen and Beng P. Lee, "Calculation of Three-Dimensional Low Reynolds Number Flows," Journal of Aircraft, Vol. 31, No. 3, pp. 564-571

10) 이정상, 김종암, 노오현, "저 레이놀즈수 유동에서 Flapping-Airfoil의 수치적 공력특성 연구," 한국항공우주학회지, 제30권, 제4호, 2002.

11) Robert I. Bowles, "Transition to turbulent flow in aerodynamics," The Royal Society, 2000, pp. 245-260

12) C. P. Haggmark, A. A. Bakchinov and P. H. Alfredsson, "Experiment on a two-dimensional laminar separation bubble," The Royal Society, 2000, pp. 3193-3205

13) Thomas J. Muller, "Fixed and Flapping Wing Aerodynamics for Micro Air Vehicle Applications," AIAA, Vol. 195, Progress in Astronautics and Aeronautics.