



초소형 비행체 주위의 저 레이놀즈수 영역에 대한 수치 해석 및 실험적 연구

Numerical Analysis and Experimental Study for Low Reynolds number region around Micro Air Vehicle

*김영훈¹⁾, 김우례¹⁾, 김종암¹⁾, 노오현¹⁾

Y. H. Kim, W. R. Kim, C. Kim, O. H. Rho

A three-dimensional incompressible Navier-Stokes solver is developed for the flow analysis around Micro Air Vehicle(MAV) designed by MACDL(Micro Aerodynamic Control and Design Lab), Seoul National Univ.. Validations of this solver are presented for two cases, first flow over the circular cylinder with infinite length, second flow over infinite wing with wing section, E387 airfoil. Simultaneously, Wind Tunnel test is performed with Platform Wire type six-component balance and model designed by MACDL. The numerical results are also examined through comparison with experimental data.

1. 서론

현재 국방이나 민간분야에서 초소형비행체(Micro Air Vehicle)에 대해 관심이 높아지고, 또한 그것에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다. 초소형비행체를 연구, 개발하는데 있어서 주위 유동장에 대한 정확한 해석은 공력특성이나, 유동장의 제어, 최적설계등의 분야에 있어서 필수적인 요소임에 분명하다. 초소형비행체 주위 유동장은 저 레이놀즈수 영역으로 레이놀즈수가 10^5 부근이다. 이 영역에서의 유동특성으로 층류 박리거품(laminar separation bubble)생성을 들 수 있다. 이는 양력의 감소와 항력의 증가를 야기하기 때문에 이를 해석함으로써, 초소형비행체 공력특성을 효과적으로 예측할 수 있다.

본 연구는 병렬처리기법을 이용하여 3차원, 비정상, 비압축성 Navier-Stokes 방정식 해석코드를 개발하고, 또한 서울대학교 미소공기역학실험실에서 설계하고 실험을 수행하고있는 초소형 비행체에 적용하여 봄으로써, 초소형비행체 주위의 유동을 해석하고 실험결과와 비교하는데 목적이 있다.

2. 수치 해법

지배방정식은 3차원, 비정상, 비압축성 Navier-Stokes 방정식을 사용하였다. 비압축성 방정식은 유동의 속도장과 압력장이 연결되어 있지 않으므로, pseudo-compressibility 기법을 적용하여 해를 구하였다.

공간이산화방법으로는 유한 체적법(Finite Volume Method)을 사용하였다. 비점성 플럭스를 계산하기 위해서는 Osher의 플럭스 차이 분할기법(Osher's Flux Difference Splitting scheme)에 기초를 둔 upwind difference방법을 사용하였고, 점성플럭스를 계산하기 위해 2차의 정확도를 갖는 central difference방법을 사용하였다. 고차의 공간정확도를 얻기 위해 MUSCL(Monotone Upstream Centered Scheme for Conservation Laws) 기법을 사용하였다. 그리고 시간적분법은 Yoon[2]의 LU-SGS 방법을 사용하였다. 효율적인 계산을 위해 병렬처리기법 중 하나인 MPI(Message Passing Interface)기법을 사용하였다.

3. 해석 코드 검증

3차원 비정상 비압축성 Navier-Stokes 방정식 solver를 검증하기 위해서 두 가지 경우의 유동을 해석하였다. 첫 번째로 원형 실린더 주위의

1) 서울대학교 항공우주공학과
(151-742 서울특별시 관악구 신림동
산56-1)

유동을 해석하였고, 두 번째로 단면이 E387 의 형인 무한 날개 주위의 유동을 해석하였다.

3.1 원형 실린더

원형 실린더 주위의 3차원 유동을 해석하기 위하여 y방향의 길이가 무한하다고 가정하였다.

3차원 유동 계산을 위해 129×81크기의 2차원 격자(Fig.1)를 y방향으로 5개 만들어 사용하였다. 레이놀즈수는 100으로 고정한 후 계산을 수행하였다. 계산 결과, 원형 실린더 주위의 vortex shedding에 의해 공력 계수가 주기적으로 변하는 것을 알 수 있었다. 계산 결과를 선행 연구자의 계산 결과와 비교했을 때, 잘 일치하는 것을 확인 할 수 있었다.(Table 1) pseudo compressibility β 값을 변화시켜 가며 계산을 수행했는데 β 값이 너무 크거나 너무 작은 경우에는 올바르게 못한 해를 얻었다. 계산 과정에서 β 는 100으로 고정하였다.

3.2 단면이 E387 의형인 무한 날개

개발한 코드를 검증하기 위해서 E387 airfoil을 이용하여 계산결과와 실험치를 비교하여 보았다. E387 airfoil은 저 레이놀즈수용으로 개발된 airfoil이기 때문에 이를 선택하여 계산함으로써 저 레이놀즈수의 유동 특징인 층류박리를 관찰하고 계산결과를 실험치와 비교할 수가 있다.

계산에 사용된 격자는 3차원 계산을 위해 241×81크기의 2차원 airfoil격자(Fig. 2)를 y방향으로 같은 모양으로 5개를 만들었다. 여기에 periodic 경계조건을 줌으로써, y방향으로 무한히 긴 에어포일의 계산 결과를 얻어낼 수 있었다. 2차원 airfoil 격자는 O타입으로 제작되었다.

E387 Airfoil의 효율적인 계산을 위해서 격자를 ξ 방향으로 4개, ζ 방향으로 2개로 나누어 병렬 처리를 수행하였다. 모든 계산은 레이놀즈수를 10^5 , 받음각을 1° 로 고정하고 수행하였는데, 10^5 정도의 레이놀즈수는 실제로 초소형비행체가 제작되어 운영될 레이놀즈수영역이므로, E387 Airfoil의 계산을 통해서 코드를 검증했을 때 결과의 타당성을 얻어낼 수가 있다.

날개표면과 앞전에서의 격자 크기를 바꿔가며

세 가지 경우(Table 2)의 격자계를 이용하여 계산을 수행하였는데, 날개표면으로 격자를 모을수록 실험치와 잘 맞는 것을 확인할 수 있었다.(Fig. 3) 앞전의 격자크기는 해의 정확도에 많은 영향을 끼치지 않는 것을 알 수 있었다. 오히려 뒷전으로 격자를 모을수록 실험치에 가까움을 알 수 있었는데 이는 날개 중간 부근에서 발생한 층류박리가 후반부의 공력특성에 많은 영향을 주기 때문에 뒷전 부근의 격자 수를 늘리는 것이 더 정확한 해를 얻을 수 있기 때문이다. 뒷전 부근에서 오차가 발생하는 것은 층류박리 거품의 뒷부분에 존재하는 난류영역을 해석하는데 층류의 영향만 고려했기 때문이다.

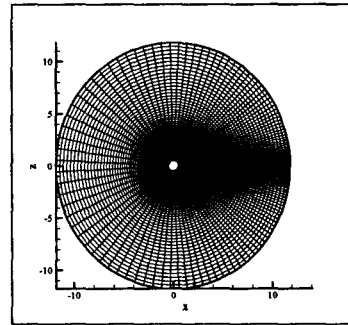


Fig. 1 Circular cylinder grid(129×81)

Table 1. Comparison of Cl, Cd and St.

	Cl	Ca	St
Rogers et al.	± 0.358	1.376 ± 0.011	0.163
Honam Ok	± 0.379	1.379 ± 0.011	0.164
Present	± 0.354	1.370 ± 0.018	0.164

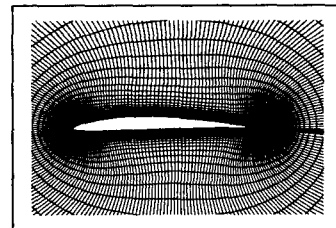


Fig. 2. E387 airfoil grid (241×81)

Table 2. Three cases of grid system

	Wall	Leading Edge
Case 1	10^{-5}	10^{-4}
Case 2	10^{-5}	5×10^{-4}
Case 3	5×10^{-5}	10^{-4}

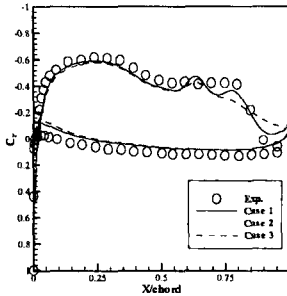


Fig. 3 Comparison of C_p as cell size variation

4. 계산 결과

초소형 비행체는 작은 크기로 인하여 제작시, 여러 가지 제약이 따르게 된다. 일단 작은 날개 때문에 양력을 발생시키기 힘들고, 양력의 손실을 줄이기 위해서는 작은 조종면이 요구된다. 미소공기역학실험실에서 개발한 초소형비행체는 전익기 형상을 띄고 있기 때문에 종안정성에 문제가 발생할 수 있다. 이러한 조종성이나, 안정성의 두 가지 문제점을 동시에 만족시키기 위해서 날개 단면을 reflexed airfoil인 S5010으로 선택하였다. reflexed airfoil은 기존의 airfoil과는 달리 camber가 S자 형태인데 기존 C자형의 camber를 가진 airfoil과 달리 airfoil 후부가 윗 쪽으로 휘어져 있기 때문에 후부 윗 면 압력이 상승해서 양력의 손실을 야기한다. 하지만 후부에서 압력이 높아짐으로써, 통상의 airfoil에서 발생하는 nose down moment를 감소시키는데 효과를 나타낼 것이다. 따라서 이와 같은 airfoil로 전익기 형상의 초소형비행체를 만든다면 수평꼬리날개가 없어서 발생할 수 있는 종안정성의 문제점을 보완할 수가 있다. S5010 airfoil을 선택하여 제작한 실험 모델은 taper비가 0.818이고, 가로세로비는 0.5이다. 그리고 동체는 날개 아래면에 위치하게 되는데 본 연구에서는 동체를 제외한 날개부분만 계산하기로 한다. 날개의 격자

를 생성하기 위해서 root의 격자로 사용한 2차원 격자는 벽면에서 10^{-5} , 앞전에서 10^{-3} , 뒷전에서 10^{-4} 로 모아주었다.(Fig. 4)

먼저 받음각을 3도로 고정하고 계산을 수행하였다. 이때 실험과 동일하게 레이놀즈수를 1.5×10^5 로 계산하였고 β 는 20으로 고정했다.

Fig. 5을 보면 와류가 날개 표면에서 발생하여 뒷 쪽으로 이동한 뒤 날개 뒷전에서 떨어져 나가는 것을 확인 할 수 있다. 이때, vortex shedding이 2차원 유동에서와 같이 주기적으로 일어나지 않고 불규칙하게 생기는 것을 알 수 있다. 레이놀즈수가 낮아지게 되면 받음각이 크지 않더라도 날개 전반부에서 유동의 박리가 일어난다. 박리된 유동은 날개를 따라 흘러가다가 외부 난류유동의 운동량을 받아들여 다시 날개 표면에 재부착하게 된다. 박리가 일어난 시점부터 재부착한 점을 층류박리거품(laminar separation bubble)이라고 한다. 이 층류박리거품 위를 흐르는 유동은 층류박리거품 뒷 부분에서 전단층이 말려 올라가기 때문에 vortex의 shedding 현상이 계속 발생 하게 된다. 이러한 현상을 계산결과를 통해 확인 할 수 있었다. 개발한 코드에 난류의 영향을 무시 했기 때문에 재부착이 일어 나지는 않아서, 완벽한 층류박리거품은 관찰할 수 없었다.

Fig. 6은 날개 끝단에서의 유동을 관찰한 것이다. 날개 끝에서는 vortex shedding을 관찰할 수 없었는데, 이는 wing tip vortex의 영향으로 날개 주위 유동에 운동량을 더해 줌으로 박리가 생기지 않았고 층류박리거품 역시 생기지 않았음을 뜻한다 3차원유동에서는 span방향 유동이 있기 때문에 와류가 x, z방향 속도뿐만 아니라 span방향속도의 영향도 받는다. 이로 인해 2차원 유동보다 복잡하고 불규칙한 운동을 한다.

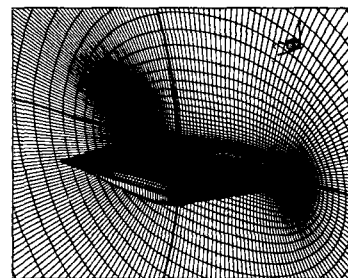
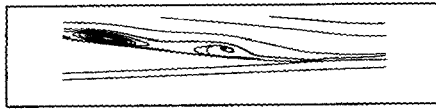
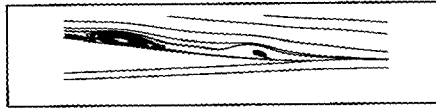


Fig. 4. O-O type grid around MAV wing



t=6.8



t=7.0



t=7.2

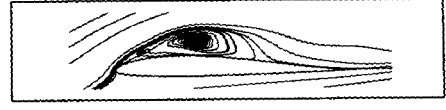


t=7.4

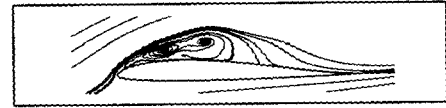


t=7.6

Fig. 5 Flow at $y/\text{span}=0.5$
($\alpha=3^\circ$, $241 \times 48 \times 81$)



t=6.8



t=7.0



t=7.2



t=7.4



t=7.6

Fig. 7 Flow at $y/\text{span}=0.5$
($\alpha=25^\circ$, $241 \times 48 \times 81$)



Fig. 6 Flow at wing tip

다음으로 서울대학교 미소공기역학실험실에서 수행한 실험에서 얻은 실속이 20도에서 23도 사이에 일어나기 때문에 받음각을 25도로 계산을 수행했다. Fig. 7를 보면 실속이 일어났기 때문에 날개 앞쪽에서부터 와류가 발생하여 떨어져 나가는 것을 확인할 수 있다.

5. 실험

5.1 밸런스 제작

MAV의 6분력 측정을 위해서는 미소 힘을 측정할 수 있는 초소형 밸런스의 개발이 요구된다. 내장형 밸런스의 경우 MAV에 적용하면 모멘트 팔이 작아서 그 모멘트를 정확히 측정하는데 어려움이 따르고, 초소형 내장형 6분력 밸런스는 제작의 기술적 문제가 있다. 외장형 밸런스의 경우, 힘 측정, 제작에 대한 문제점은 없으나, 모델과 strut에 의한 간섭이 제시된다. 이를 최소화하기 위해 wire지지 형태를 제안하고 간단한 구조와 설계가 용이한 Platform Type으로 wire지지 형태의 외장형 6분력 밸런스(Fig. 8)를 설계했다.

6분력 중 Drag, Pitching, Yawing의 경우 간섭이 5%를 넘었는데, 지지 형식이 wire 타입이어서 70% 이상의 하중이 가해지면 loading tee가 하중 방향으로 이동하는 현상으로 인해서 생기는 에러로 예측되어 진다. 그러나 이들 36개의 전압과 하중사이의 관계식으로 보정방정식을 완성하고 그 방정식을 통해서 각각의 분력에 대한 보정을 실시하였다.

5.2 초소형 비행체 실험

실험에 사용한 풍동의 시험부는 1350 × 950 × 2440mm이다. 속도 변화율과 정압 변화율은 평균 1%이내의 성능을 가지며, 난류도는 0.5% 이내이다. 실험시 자유류의 범위는 7.5m/sec이며, ±0.04m/sec사이의 신뢰구간을 가지고 있다. Pitot-Static probe와 MKS의 220CD 압력변환기를 사용하여 자유류 속도를 측정하였다. 자체개발한 초소형 6분력 밸런스의 각 Load Cell의 데이터 처리를 위해 Dynamic Strain Amplifier를 사용하였고, 데이터 취득은 Data Translation의 8채널, 16bit A/D board를 사용하였다. 받음각 변화는 밸런스에 장착된 inclinometer를 이용하여 측정했다. 데이터는 desktop PC의 LabVIEW를 사용하여 취득했다. MAV 모델은 작은 크기와 미소 공력, 그리고, 풍동의 신뢰성 있는 속도 조절을 위해 2배의 확대 모델을 제작하여 공력을 측정하였다.

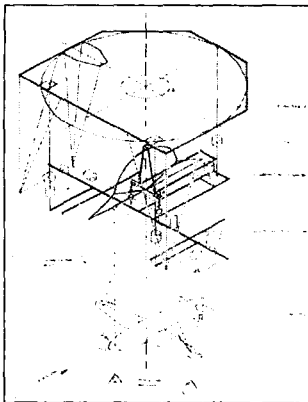


Fig. 8 Wire type balance

데이터는 3초간 30번 측정하여 이것을 평균하여 구하였고, 선형영역에서의 신뢰구간은 5%이며, 다른 구간에서는 신뢰구간이 8%, 재현성의 경우 5% 이내이다. 속도는 7.5m/sec ($Re_c=150,000$)이고, 압력은 763mmHg, 온도는 10도에서 15도 사이에서, 받음각은 -16에서 24도까지 변화시켰다.

5.3 실험 결과

양력 특성(Fig. 9)을 보면 일단 -4도에서 12도까지가 선형화 된 분포를 보이고 있으며 이 구간에서 받음각에 따른 양력의 기울기 $C_{L\alpha}$ 는 1.96747/rad으로써 기준에 비해 작은 값을 가진다. 또한 최대 양력 계수는 22도 정도에서 1.02 정도로 나오고 있다. stall 경우에는 20도에서 23도 사이에 일어난다. 항력(Fig. 10)은 -16도부터 감소하여 -5도에서 0도 사이에 최소 항력이 나타났다. Fig. 11을 보면 16도에서 18도 사이에서부터는 양력의 증가가 거의 없이 항력만이 급격히 증가한다는 것을 알 수 있으며, -5도에서 5도 내외에서 최소한의 항력을 가지면서 양력 또한 증가하는 영역이 됨을 확인할 수 있었다.

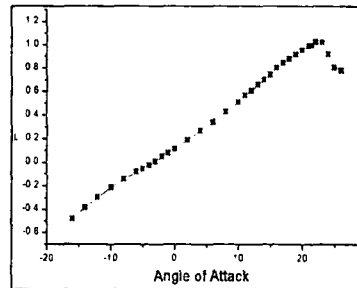


Fig. 9 Lift coefficient

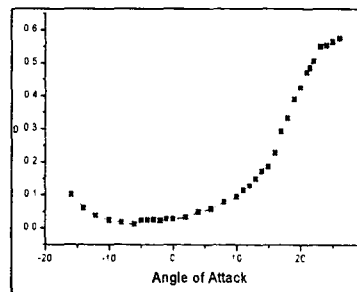


Fig. 10 Drag coefficient

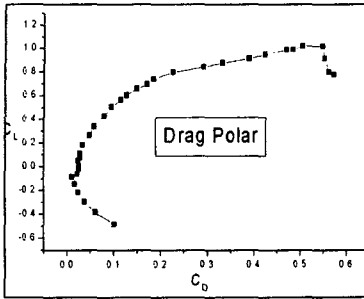


Fig. 11 Drag Polar

실험에서 측정한 공력계수와 수치계산결과 비교해 보았다. Table 3에서 알 수 있듯이 실험결과와 수치계산결과가 차이를 보임을 알 수 있다. 이는 수치계산에서 사용한 격자는 주날개만 포함하고 있고 실제 실험에 쓰인 모델(Fig. 12)은 날개, 동체, 수직꼬리날개를 모두 포함하고 있기 때문에 수치계산에서 동체, 날개, 수직꼬리날개 서로의 간섭이 고려 안 되었기 때문이라고 예상할 수 있다.

Table 3. Computation results vs. Experimental results

α		C_L	C_D	양항비
3°	Computation (Wing, 241×31×81)	0.1501	0.026	5.868
	Computation (Wing, 241×48×81)	0.155	0.027	5.728
	Experiment (Full body)	0.215	0.038	5.622
25°	Computation (Wing, 241×48×81)	0.8896	0.436	2.039
	Experiment (Full body)	0.816	0.562	1.452



Fig. 12 Experiment model

6. 결론

저 레이놀즈수에서 운용하는 초소형비행체 주위의 유동을 해석하기 위해서, 병렬처리를 이용한 3차원 비정상, 비압축성, Navier-Stokes 방정식 코드를 개발하고, 수치모사를 수행하였고 개념설계를 통해 개발, 제작한 6분력 외장형 wire 지지형태의 밸런스를 이용하여 풍동실험을 수행하였다. 설계한 초소형 비행체의 날개 주위의 유동 계산을 통해 2차원 문제와 마찬가지로 층류박리와 3차원 효과로 인한 불규칙한 vortex shedding을 관찰할 수 있었고 풍동실험을 통해 양력의 선형 구간이 -4도에서 12도이고, $C_{L_{max}}$ 는 1.02이며, stall은 20~23도 부근이고 양력기울기는 1.96747/rad임을 알 수 있었다. 이들을 이용하여 설계한 비행체의 기본적인 공력 데이터를 얻을 수 있었다. 또한 수치 모사한 결과를 full body 모델로 실험한 결과와 비교해 보았다. 향후 실험치와 동일한 조건에서의 비교를 위해 천이점을 정확하게 예측할 수 있고, 천이점 이후의 난류의 특징을 잘 모사할 수 있는 난류모델과 동체, 수직꼬리날개, 주날개의 간섭까지 고려한 계산결과가 요구된다.

참고문헌

- [1] 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
- [2] 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
- [3] J. C. Muti Lin and L. L. Pauley, "Low-Reynolds-Number Separation on an Airfoil," AIAA Journal, Vol. 34, No. 8, August 1996.
- [4] Thomas J. Mueller, "Aerodynamic Measurements at Low Reynolds Numbers for Fixed Wing Micro-Air Vehicles," RTO AVT/VKI Special Course, September. 1999.
- [5] Mueller, T. J., and B. J. Jansen, Jr., "Aerodynamic Measurements at Low Reynolds Numbers," AIAA Paper #82-0598, March. 1982.