

고영각의 델타익에서 발생하는 와류동에 관한 수치해석적 연구

김현섭* · 권용훈* · 김희동* · 손명환**

A Computational Study of the Vortical Flows over a Delta Wing At High-Angle of Attack

Hyun-Sub Kim*, Yong-Hun Kweon*, Heuy-Dong Kim* and Myong-Hwan Shon**

Keywords : Delta Wing(델타익), Vortex Core(와류코어), Vortex Strength(와류강도), Vortex Breakdown(와류붕괴), Sharp Leading Edge(날카로운 전연), Low Speed Aerodynamics(저속공기 역학)

Abstract

This paper depicts the vortical flow characteristics over a delta wing using a computational analysis for the purpose of investigating and visualizing the effect of the angle of attack and free stream velocity on the low-speed delta wing aerodynamics. Computations are applied to the full, 3-dimensional, compressible, Navier-Stokes Equations. In computations, the free stream velocity is changed between 20m/s and 60m/s and the angle of attack of the delta wing is changed between 16° and 28°. For the correct prediction of the major features associated with the delta wing vortex flows, various turbulence models are tested. The standard k-ε turbulence model predict well the vertical flows over the delta wing. Computational results are compared with the previous experimental ones. It is found that the present CFD results predict the vertical flow characteristics over the delta wing, and with an increase in the free steam velocity, the leading edge vortex moves outboard and its streangth is increased.

1. 서론

현대 초음속 항공기나 높은 기동성을 필요로 하는 대부분의 전투기들은 음속부근에서 충격파의 발생이 주는 여러가지 영향을 최소화 하여 음속돌파시 안정성을 유지하며 원활히 비행할 수 있는 장점을 가진 델타익(delta wing)을 대부분 채택하고 있다. 그러나 저속비행시의 기동성의 급감과 큰 유도항력의 발생, 날개자체의 프로파일특성의 변화를 야기시키는 플랩(flap)과 같은 고양력 장치의 사용 곤란, 실속(stall)등으로 인한 이착륙시의 높은 영각(angle of attack)의 필요성 등 델타익은 아직까지 많은 문제점을 가지고 있다.

특히 델타익 표면에서 유동의 박리에 의해 발생하는 와류(wing vortex)는 항공기의 양력과 기동성을 증가시키나 고 영각(high-angle of attack)에서는 익 상에서 생성된 와류의 붕괴, 주기적인 와류의 shedding현상 등으로 비행체에 불안정성을 야기시킴으로 이에 대한 적절한 제어가 요구되고 있다.

종래 델타익에 관한 연구는 선진항공기술 보유국에서는 1950년 이후 지금까지 실험적, 수치해석적으로 꾸준히 수행되어 고영각에서의 와류의 형태와 이들이 공력특성에 미치는 영향, 적절한 제어방법 등에 관한 내용은 상당부분이 알려져 있다. 실험적 연구의 경우, Erickson^[1], Verhaagen^[2,3] 등에 의하여 각각 아음속, 천음속, 초음속 영역에서 델타익 상에서의 와류의 형성과 발달, 붕괴, 와류간 상호작용, 와류와 충격파 간의 상호작용 등의 연구가 수행되었으며, 수치해석적 연구의 경우,

Ekaterinaris^[4,5], Kern^[6] 등에 의해 고 영각에서의 와류제어에 관한 연구가 수행되었다. 그러나 국내에서 델타익을 지나는 와류동에 관한 와류연구^[7-10]는 매우 제한된 주제에 대하여 몇몇 연구자에 의해 간헐적으로 수행 되어져 오고 있을 뿐, 고 영각 와류에서 가장 심각한 문제로 대두되고 있는 와류간의 상호작용, 와류붕괴 및 제어에 대한 종합적이고 체계적인 연구는 아직 미비한 실정이다.

본 연구에서는 유동의 유속과 영각의 변화에 따른 고 영각 공기역학에 있어서 와류에 대한 기본특성인, 와류구조의 특성, 와류의 발달과 붕괴, 델타익의 공력특성 등을 파악, 실험결과와 비교를 수행하며, 실험에서 예측하기 곤란한 pathline, density contour, vorticity, particle trajectory 등을 수치해석적인 접근을 통하여 가시화 하였다.

2. 수치해석

2.1 지배방정식

본 연구의 수치계산에서는 3차원 압축성 Navier-Stokes방정식을 적용하였다. 3차원 압축성 Navier-Stokes방정식을 유한체적법으로 이산화하여 공간항에 대해서는 upwind scheme, 시간항에 대해서는 4단계 Runge-Kutta법을 적용, 수치계산 하였다. 난류모델로는 여러 난류모델을 시험하였지만 Boussinesq가설을 도입한 와점성 모델인 표준 k-ε난류모델이 실험결과를 잘 예측하는 것으로 보였다.

2.2 수치계산 영역 및 grid system

Fig.1은 본 연구에 사용한 델타익의 개략도를 나타낸 것이다. 모형의 날개는 65°의 후퇴각을 가지며, 날개중심의 chord

* 안동대학교 기계공학부, kimhd@andong.ac.kr

** 공군사관학교 항공우주공학과, myongsohn@hanmail.net

는 600mm, 뒷전에서의 날개폭은 475.4mm, 날개의 두께는 15mm인 평판이며 leading edge는 윗면에서 25°의 경사각(bevel angle)을 가진다. 본 모형은 실험결과와 비교를 수행하기 위하여 참고문헌(7)의 형상을 그대로 사용한 것이다. 수치계산에서는 모형의 대칭성을 고려하여 중심축에 대하여 반쪽만을 수치 계산에 적용하였으며, 영각(angle of attack)을 16~28° 로, 자유속도(free stream velocity) V 를 $V=20, 40, 60$ m/s로 변화시켜 수행하였다. 그림에서 30, 45, 60, 80%는 chord length를 기준으로 한 위치를 나타내며 이 위치에서 익의 폭 방향으로 데이터를 획득하여 실험결과와 비교를 수행하였다.

Fig.2는 고 영각의 델타익 윗면에서의 전형적인 아음속 유동장을 개략적으로 나타낸 것이다. 그림에서 V 는 유속을, α 는 영각을 나타낸다. 델타익에서 익 밑면에서의 압력은 익 윗면보다 높기 때문에 leading edge 근처에서의 유동은 익 밑면에서부터 윗면으로 회전하게 되며 sharp leading edge의 영향으로 유동은 익 전체에 대하여 박리하여 그림에 표시한 주와류(primary vortex)를 형성한다. 이 주와류는 익 윗면에서 재부착선(primary attachment line)을 따라 재부착 된 후 다시 박리하여 주와류 하부의 보조와류(secondary vortex)를 형성한다. 주와류 하부에 형성된 보조와류 역시 그림에 표시된 보조와류 재부착 위치(secondary vortex attachment line)를 따라 재부착 되어 델타익 상에서의 복잡한 와류 유동장을 형성하게 된다. 이 그림으로부터 sharp leading edge 근처에서부터 발생한 와류유동이 델타익 전체를 지배하고 있음을 알 수 있으며 주와류와 보조와류, 그리고 이들의 박리위치와 재부착 위치 등을 확인할 수 있다.

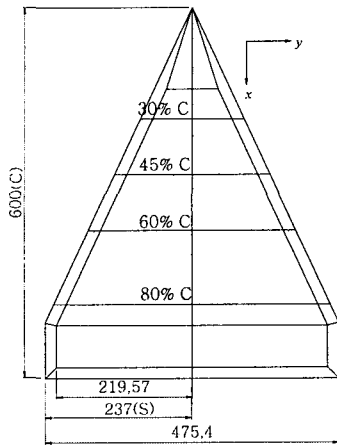


Fig.1 Schematic diagram of the delta wing used in computation

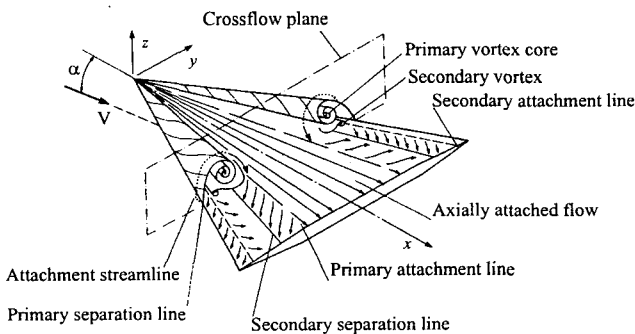
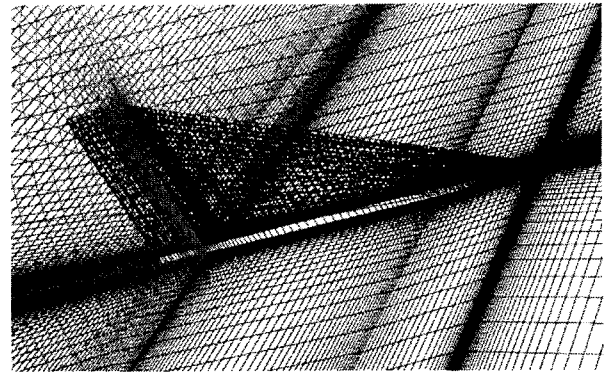
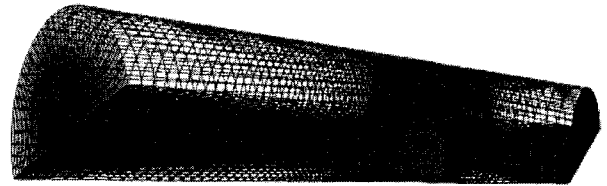


Fig.2 Schematic diagram of the subsonic flow field over delta wing (Ref.[12,13])



(a) Delta wing grid



(b) full computational domain grid

Fig.3 Delta wing grid system used in computations

Fig.3은 본 연구에 사용한 3차원 격자계로 (a)는 델타익 주위의 격자계를 나타내며 (b)는 전체 계산영역을 나타낸다. 사용한 격자는 정렬격자로서 약 80만개의 노드점을 형성하여 수치계산을 수행 하였다.

Fig.3(a)에서, 날개 표면에서의 유동의 박리를 모사하기 위하여 날개표면 근처에 격자점을 집중시켰으며 특히 sharp leading edge 근처에서 유동의 박리가 시작될 것이므로 이 부분에 많은 격자점을 형성하였다. 계산영역은 날개 선단에서부터 전방으로 chord length의 5배, 날개 후미에서부터 후방으로 chord length의 12배, 날개의 spanwise 방향으로 chord length의 8배 되는 실린더형을 설정하였으며 날개의 대칭성을 고려하여 중심선을 기준으로 날개의 오른쪽에 대해서만 수치계산을 수행하였다. 적용된 경계조건으로는 상류경계에 velocity inlet 조건, 하류경계에 pressure outlet 조건, 반경방향 경계에 far field 조건, 그리고 날개 표면에 단열 벽 조건을 적용하였다. 또 영각의 적절한 모사를 위하여 유속의 각도를 변화시켜 적용하였다.

본 수치해석에서 얻은 수치해의 수렴 여부를 판정하기 위하여 질량, 운동량, 에너지, k 와 ϵ 의 잔차를 10^{-4} 이하로 설정하였으며 전 계산영역에 대하여 입구와 출구, Far field 영역에 대하여 질량유량의 합이 0.5% 이하로 되는 조건을 수치해가 수렴한 것으로 판정하였다.

3. 결과 및 고찰

Fig.4는 난류모델이 델타익 주위의 유동장 해석에 미치는 영향을 알아보기 위한 그래프로 영각이 28°이고 레이놀즈 수가 0.88×10^6 인 경우, 3가지의 대표적인 난류모델인 standard k- ϵ 난류모델, RSM(Reynolds stress model)모델, 그리고 LES(large edge simulation)모델에 대하여 수치해석으로 얻어진 정압계수를 실험결과와 비교하여 나타내었다. Fig.4에서 실선으로 표시된 standard k- ϵ 난류모델의 경우 와류강도의 피크값과 피크값이 나타나는 위치가 실험결과와 잘 일치하고 있다. 그러나 RSM난류모델이나 LES모델의 경우는 정압계수의 값을 전반적

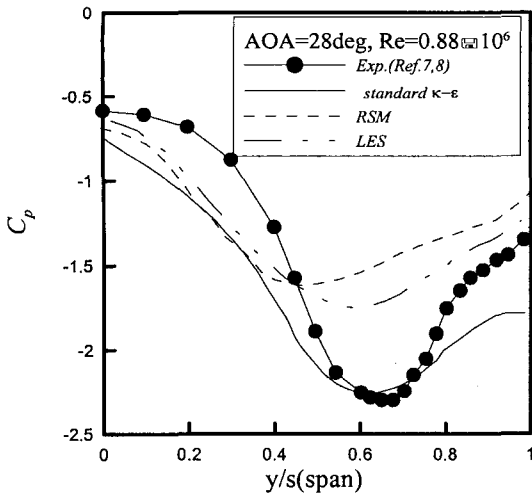


Fig.4 Pressure coefficient distributions with variation of turbulence model($\alpha=28^\circ$, $Re=0.88 \times 10^6$)

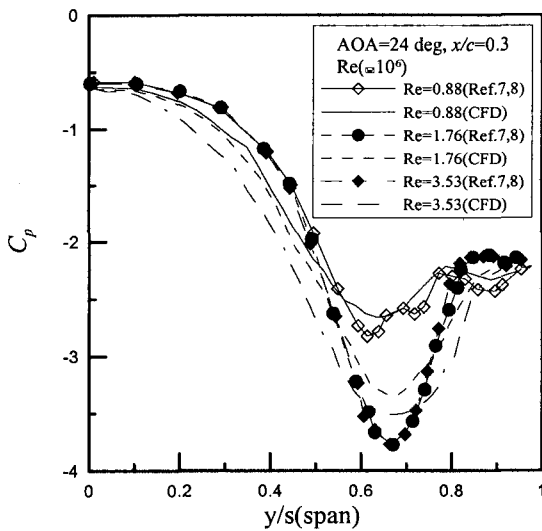


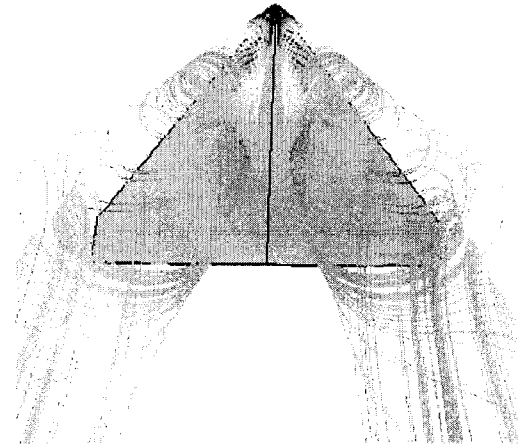
Fig.5 Pressure coefficient distributions with variation of Reynolds number($\alpha=24^\circ$, $x/c=0.3$)

으로 다소 낮게 예측하고 있다. 이 결과로부터 델타익 상의 유동장을 해석하는데 있어서 standard k-ε 난류모델이 타당하다는 것을 알 수 있다.

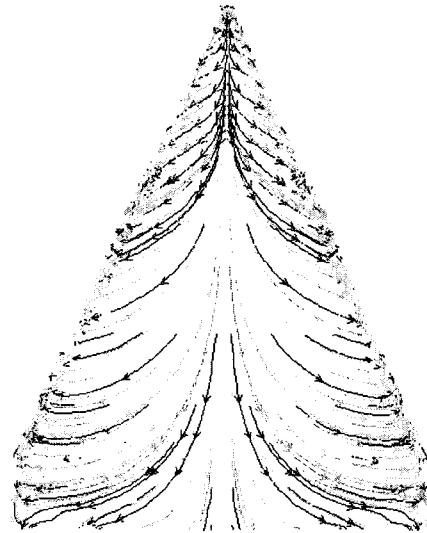
Fig.5는 레이놀즈 수의 변화가 정압계수에 미치는 영향을 알아보기 위하여 영각이 24° 이고 $x/c=0.3$ 인 경우 레이놀즈수가 0.88×10^6 ($V=20\text{m/s}$), 1.76×10^6 ($V=40\text{m/s}$), 3.53×10^6 ($V=60\text{m/s}$)일 때 날개 폭 방향을 따르는 정압계수를 나타낸 그래프로 유용한 실험값과 비교하여 나타내었다. 그림에서 실선은 수치계산 결과이며 심볼은 참고문헌[7,8]의 실험결과이다. 그림에서 레이놀즈수가 $Re=0.88 \times 10^6$ 에서 $Re=1.76 \times 10^6$ 로 증가함에 따라서 날개윗면의 와류강도 피크 값이 약 -3에서 -3.8로 증가하며 압력 피크 값의 위치 y/s 는 0.6에서 0.7까지 증가하고 있다. 곧 레이놀즈수의 증가는 와류강도를 증가시키며 와류중심을 날개의 바깥쪽으로 이동시킴을 알 수 있다. 수치해석 결과는 실험결과와 비교하여 다소 낮은 값을 예측하고 있지만 정성적으로 적절한 일치를 보이고 있다.

Fig.6는 영각이 24° 이고 레이놀즈수가 1.76×10^6 일 때 델타익의 윗면에서의 유동장을 수치계산 결과로부터 가시화한 것이다. Fig.6(a)에는 leading edge 선단에서부터 박리하는 유체입자의 궤적을 나타내었으며 Fig.6(b)에는 델타익 윗면에서의 유

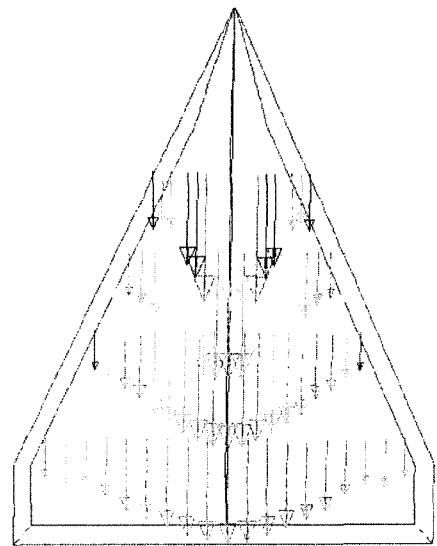
체입자의 거동을 나타내었다. Fig.6(c)에는 $x/c=30, 45, 60, 80$ 인 위치에서 날개 폭 방향을 따라 델타익 윗표면을 지나가는 유동의 속도벡터를 나타내었다.



(a) Computed particle trajectories



(b) Computed surface flow patterns



(c) Velocity vectors($x/c=30, 45, 60, 80$)

Fig.6 Flow patterns over the upper surface of the delta wing ($\alpha=24^\circ$, $Re=1.76 \times 10^6$)

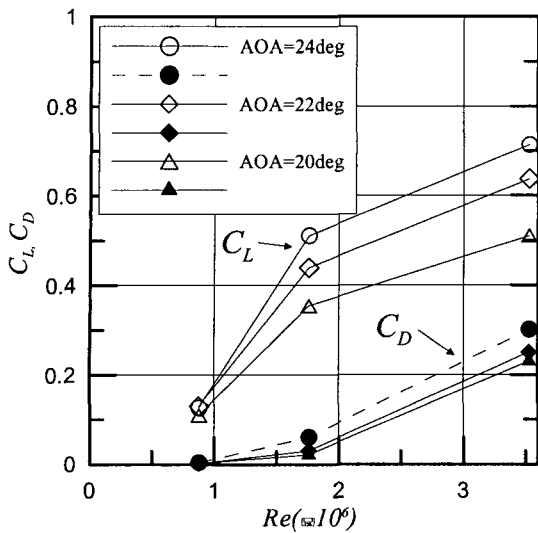


Fig.7 Lift and drag coefficient with variation of the Reynolds number

Fig.6(a)에서 날개 윗면과 아랫면의 압력 차로 인하여 발달한 강한 와류의 영향으로 leading edge를 지나는 유체입자는 와류를 따라 회전하여 원뿔형태의 궤적을 그리며 날개 후미로 이동하고 날개 표면을 벗어나면서 와류구조의 붕괴로 더 이상 회전하지 않고 유동방향을 따라 하류로 이동한다. 유체입자가 그리는 이러한 원뿔형태의 궤적으로부터, 유동박리로 인하여 발달한 강한 와류유동이 날개 후미에 도달할 때 까지 점차적으로 주위로 확산되어 와류의 형태가 점점 커지다가 날개표면을 벗어나면서 형태가 붕괴되는 유동구조를 확인할 수 있다. Fig.6(b)에서도 와류구조가 날개후미에 도달할 때 까지 유지되고 있음을 알 수 있다. Fig.6(c)의 속도벡터는 날개중심축에서 날개 바깥쪽으로 갈수록 속도가 감소됨을 나타내고 있는데 이는 날개 윗면에 형성된 와류유동이 날개 중심에서 날개바깥쪽으로 회전할 때 점성 등의 영향으로 마찰항력 등의 손실이 발생하기 때문이다.

Fig.7은 레이놀즈수의 변화에 대한 양력계수와 항력계수의 변화를 나타낸 그래프이다. Fig.7에서 open symbol(7^M)은 양력계수를 나타내며 closed symbol(2V)은 항력계수를 나타낸다. 델타익의 chord를 특성길이라고 하는 레이놀즈 수는 자유유동속도가 20m/s 일 때 0.88×10^6 , 40m/s 일 때 1.76×10^6 , 60m/s 일 때 3.53×10^6 이다. 레이놀즈 수가 증가함에 따라서 양력계수 값은 선형적으로 증가하나 증가 폭은 점차 감소하는 경향을 나타낸다. 항력계수의 경우는 전반적으로 양력계수보다 낮은 값을 가지며 레이놀즈 수가 증가함에 따라서 구배의 증가를 보이고 있다. 영각이 양력계수나 항력계수에 미치는 영향은, 특정 레이놀즈수에서는 영각이 증가함에 따라서 증가하며 본 연구의 레이놀즈 수 범위($0.88 \times 10^6 \sim 3.53 \times 10^6$)내에서 그 증가 폭 또한 점점 커지고 있음을 알 수 있다.

4. 결론

본 연구에서는 자유유동의 유속과 델타익 영각의 변화에 따른 높은 영각 공기역학에 있어서 와류의 기본특성과 구조, 발달과 붕괴, 델타익 상의 유동특성 등을 파악하고자 수치해석기법을 이용하였으며 계산 결과의 검증을 위해 실험결과와 비교를 수행하였다. 결과로부터 델타익 주위의 유동장을 해석하는데 있어서 적합한 난류모델은 standard k-ε 난류모델임을

알았다. Leading edge 근처에서 발달한 강한 와류는 chord 뒷부분으로 갈수록 강도가 약화되며 점차 주위로 확산된다는 것을 알았다. 또 유속의 증가는 와류강도를 증가시키며 와류중심을 날개의 바깥쪽으로 이동시킨다는 것을 알았다. 항력계수는 전반적으로 양력계수보다 낮은 값을 가지며 유동의 레이놀즈수에 비례하여 증가한다. 특정 레이놀즈 수에서 양력계수와 항력계수는 영각에 비례한다. 본 연구의 수치해석 결과는 델타익 주위의 유동현상을 적절하게 가시화 하고 있으며 실험결과와 비교한 결과, 다소 과소평가 하고 있으나 정성적으로 잘 일치하고 있다.

후기

이 논문은 한국과학재단 특정기초연구과제(R01-2000-00318) 지원연구비에 의해 수행된 연구의 일부이며 관계자 여러분께 감사드립니다.

참고문헌

- [1] Erickson, G. E., Schreiner, J. A. and Roges, L. W., On the Structure, Interaction, and Breakdown Characteristics of Slender Wing Vortices at Subsonic, Transonic, and Supersonic Speeds, AIAA Paper, AIAA-89-3345(1989).
- [2] Verhaagen, N. G., Effects of Reynolds Number on the Flow over 76/40-deg Double-Delta Wings, AIAA Paper(1999).
- [3] Varhaagen, N. G. and Naarding, S. H. J., Experimental and Numerical Investigation of Vortex Flow over a Sideslipping Delta Wing, J. of Aircraft, Vol.26, No.11(1989), pp.971-978.
- [4] Ekaterinaris, J. A. and Schiff, L.B., Numerical Prediction of Vortical Flow over Slender Delta Wings, J. of Aircraft, Vol. 30, No. 6(1993), pp.935-942.
- [5] Ekaterinaris, J. A. and Schiff, L. B., Numerical Simulation of the Effects of Variation of Angle of Attack and Sweep Angle on Vortex Breakdown over Delta Wings, AIAA Paper, AIAA-90-3000-CP(1990).
- [6] Kern, S. B., Vortex Flow Control Using Fillets on a Double-Delta Wing, J. of Aircraft, Vol. 30, No. 6(1993), pp.818-825.
- [7] Sohn, M. H. and Lee, K. Y., Observation of the Vortex Interaction over an Yawed Delta Wing with Leading Edge Extension by Flow Visualization and 5-hole Probe Measurements, Proceedings of the KSME 2001 Fall Annual Meeting(B)(2001), pp.388-393.
- [8] Sohn, M. H., Lee, K. Y. and Baek, S. W., Effect of Sideslip on the Vortex Flow over a Delta Wing with the Leading Edge Extension, Proceedings of the KSAS (2001).
- [9] Kim, H. S., Kweon, Y. H. and Kim, H. D., "A Computational Study of the Vortical Flow over a Sharp-Edged Delta Wing," The Fifth JSME-KSME Fluids Engineering Conference.(2002)
- [10] 김현섭, 김희동, 손명환, "고영각의 델타익을 지나는 와류유동에 관한 수치해석적 연구," 대한기계학회 2002년도 춘계학술대회 논문집, pp. 1585-1590.
- [11] Görtz, S. and Rizzi, A., Computational Study of Vortex Breakdown Over Swept Delta Wings," AIAA Paper, AIAA-99-3118(1999).
- [12] Anderson, J. D., Fundamentals of Aerodynamics, McGraw-Hill Inc. International Edition(2001).
- [13] Anderson, J. D., Modern Compressible Flow, McGraw-Hill Inc(1990).