論文

3축 Hot-Film 풍속계에 의한 연장된 앞전을 갖는 삼각날개 속도장의 측정

이기영*, 손명환**, 장영일**

Velocity Field Measurements over a LEX/Delta Wing
by Triple Axis Hot-Film Anemometry

Ki-Young Lee*, Myong-Hwan Sohn** and Young-Il Chang**

ABSTRACT

Velocity data were acquired at a series of stations in the chordwise direction above a delta wing with leading edge extension, using a triple axis hot film anemometry. Surveys normal to planform yield velocity field data at incidence angle of 24° and 32° at a centerline chord Reynolds number of 1.76×10^6 . Experimental results of velocity measurements of mean velocity of three components gave a confidence to quantitative investigate the vortical flow field over a LEX-delta wing with this probe. The present experiments indicated the existence of both wing and LEX vortex where the local mean axial velocity is maximum. It also shown the development of secondary vortex of opposite sign of rotating above the wing surface near the leading edge. The insertion of probe across the flow field was found to have little influence on the position of the vortex core.

초 록

연장된 앞전을 갖는 삼각날개 위에서 시위방향의 여러 위치에서 3축 hot 필름 풍속계를 사용하여 속도장 데이터를 획득하였다. 속도장 데이터는 받음각 24° 와 32° 에 대하여, 중심 시위선을 기준으로 한 레이놀즈수 1.76×10^6 에서 날개면에 수직한 유동단면에서 측정하였다. 3축 hot 필름 프로브에 의한 세 가지 속도 성분을 측정함으로써 연장된 앞전을 갖는 삼각날개에서의 와류장을 정량적으로 분석할 수 있었다. 날개 와류와 LEX 와류는 평균 축방향 속도가 국소 최고 속도를 갖는 영역에 존재하였다. 아울러, 앞전 근처의 날개면 위에서 주와류와 반대 방향으로 회전하는 이차와류의 생성을 관찰할 수 있었다. 측정 프로브의 유동장에의 삽입은 와류 중심 위치에 크게 영향을 주지 않음을 알 수 있었다.

Key Words : Triple Axis hot Film Anemometry(3축 열필름 풍속계), Velocity Field(속도장), Delta Wing(삼각날개), Vortex Flow(와류)

1. 서 론

삼각날개에서 발생하는 와류와 같은 와류 주도적인 흐름은 흐름 자체의 복잡성으로, 이를 정

확하게 이해하기 위한 학문적 매력 뿐 아니라, 고기동성의 전투기와, 유도무기의 설계 등과 같은 다양한 응용 분야로 인하여 국내외의 많은 연구자들에 의하여 꾸준히 연구되어 오고 있다. 국내에서는 손명환 연구그룹이 풍동실험 및 유동의 가시화 등 여러 가지 실험 기법을 동원하여 받음각, 옆미끄럼각, 레이놀즈 수 등의 주요 유동조건에서의 와류장 특성에 대해 종합적이고 체계적인 연구를 수행하여 날개면에서의 압력장 분포, 날

† 2003년 4월 9일 접수 ~ 2003년 7월 2일 심사완료

* 정회원, 공군사관학교 기계공학과

연락처자, E-mail : kylee@afa.ac.kr

충북 청원군 남일면 쌍수리 사서함 335-2

** 정회원, 공군사관학교 항공우주공학과

개 유동단면에서의 전압장 분포 등의 정량적 데이터 뿐 아니라, 유동의 가시화를 통한 정성적 데이터 등 광범위한 기초 자료를 보고하고 있다 [1, 2, 3, 4]. 그러나 압력장 자료와 가시화 자료에 비하여 와류 특성을 정량적으로 정밀한 분석이 가능한 속도장 및 와도장 데이터에 대한 국내의 독자적인 데이터의 축적은 여전히 미흡한 상태이다.

특히, 본 연구와 같이 이중 삼각날개에서의 와류장과 같은 복잡한 유동장 특성의 연구를 위한 속도장과 와도장의 측정은 데이터의 획득에 많은 시간과 노력이 요하기 때문에 상대적으로 제한된 유동조건에 대해서만 보고되고 있다. 국외의 실험적 연구에서도 속도장과 와도장 측정은 다른 연구 성과에 비하여 미흡한 상태이다. 평균 속도장은 직교 열선에 의한 Visser & Nelson[5]의 결과가 있으며, 와도장의 측정은 Honkan & Adreopoulos[6]의 3축 직교 열선 풍속계에 의한 연구 결과와 3차원 LDV를 이용한 Cornelius[7], Riley & Lawson[8], 그리고 Menke et al[9]의 결과가 있다. 유동 단면의 속도장과 와도장을 동시에 측정하는 다점측정 방식인 PIV에 의한 연구도 진행되고 있으나, 측정 영역이 좁고, 측정 가능한 유속 범위도 매우 낮아 이를 적용한 측정 결과들도 매우 낮은 레이놀즈수에 한정되어 있는 상태이다[10].

이에 본 연구에서는 손명환 연구 그룹에서 수행되었던 연구 결과들을 보다 정량적으로 보완하기 위하여 3축 hot-film 풍속계를 사용하여 연장된 앞전을 갖는 삼각날개 상단면에서의 속도장 분포를 여러 유동조건에 대하여 측정하였다. 3축 hot-film에 의한 3가지 속도 성분의 측정은 측정 격자점의 수를 조밀하게 한 경우에는 측방향 와도 성분의 측정(속도 분포에 의한 계산)이 가능하여 와도장 구조를 정량적으로 분석 가능한 기본 데이터를 제공하여 준다. 조밀한 측정격자에 의한 속도장 측정을 통하여 날개면 압력분포 측정, 5-hole probe에 의한 전압장 측정[2, 3, 4] 등에서 관찰하기 어려운 유동현상들을 관찰할 수 있는 유용한 결과를 얻을 수 있었다.

II. 실험장치 및 실험방법

2.1 실험 모델

실험 모델은 Fig. 1에 보인 바와 65°후퇴각을 갖는 삼각날개에 65°/90°의 후퇴각을 가지는 연장된 앞전(Leading Edge Extension, LEX)을 부착

Fig. 1. Geometry of experimental model

한 이중 삼각날개이다. 삼각날개의 뿌리 시위는 600mm이고, 뒷전에서의 스패น은 475.4mm, 날개의 두께는 15mm로 캠버가 없는 평판형 날개이다. 삼각날개의 앞전은 윗면에서 25°의 경사각을 갖도록 날카롭게 가공하였으며, LEX는 두께 6.35mm의 평판을 앞전 위, 아래 모두 25°의 경사각을 갖도록 가공하였다. LEX를 부착한 전체 날개의 시위 길이는 795mm이다. 실험 날개모델에 대한 보다 상세한 내용은 참고문헌 4에 기술되어 있다.

2.2 풍동 및 실험조건

본 연구를 위해 실행된 모든 실험은 공군사관학교의 중형 아음속 풍동을 이용하였다. 공사의 중형 아음속 풍동은 폐쇄회로형으로 2.1MW의 동력으로 20개의 회전깃과 7개의 고정깃의 직경 5.25m인 송풍기에 의해 작동된다. 측정부의 크기는 3.5m(W)×2.45m(H)×8.7m(L)이다. 풍동의 작동 유속은 5~92m/s이며, 이 속도범위에서의 난류 강도는 0.04% 이내이다. 실험조건은 참고문헌 2, 3 및 4의 연구결과와 비교 가능하고, 와류의 특성 변화가 뚜렷한 영역인 받음각 24°와 32°의 두 가지 경우에 대하여 실시하였다. 실험유속은 40m/s로 모델의 날개 뿌리시위를 기준으로 한 레이놀즈수는 1.76×10^6 이다.

2.3 유속 측정

속도장의 측정은 Fig. 2에 보인 CTA형의 3축 hot film 풍속계(Dantec 55R91)를 사용하였다. 열선은 직경 70μm, 길이 3mm인 quartz fiber이며,

Fig. 2. Schematics of triple axial hot film probe (unit : mm)

약 0.1mm 두께의 니켈필름으로 코팅되어 있다. 3축 감지부는 열선 상호간 서로 직각을 이루고 있다. hot-film은 wire에 비하여 주파수 응답특성에 취약한 단점이 있지만, 공기흐름의 오염요소에 대한 영향이 적기 때문에 열선의 파손 없이 장시간 사용 가능하다. 따라서, 난류장도의 측정과 같은 높은 주파수 응답특성이 요구되지 않는 평균속도의 측정에 적합하다. 열선의 보정은 1~50m/s의 속도 범위에서 실시하였으며, 흐름각 36°이내의 범위에서 95%의 신뢰도를 갖는다. 센서의 과열비는 1.8이며, Analog-Digital 보드는 12비트, 4 채널의 NI PIC-6110E를 사용하였다.

유속 측정단면은 시위위치 43%, 60% 및 100% 3개의 지점에서, 스펀 방향으로 날개중앙으로부터 1.2s까지, 날개 수직방향으로는 0.2s부터 1.0s까지의 단면이다. 여기에서 s 는 날개의 국소 반스팬(local semi-span)이다. 옆미끄럼각이 없는 경우에는 좌우 날개가 대칭이므로 오른쪽 날개 단면에서만, 옆미끄럼각이 있는 경우에는 좌우 날개 단면 전체에 대해 측정하였다. 측정격자는 각각 2.5% y/s , 2.5% z/s 크기의 정사각형의 균일 격자를 사용하였다. 옆미끄럼각이 없는 경우에는 47×32, 총 1,504개의 측정 격자를, 옆미끄럼각이 있는 경우에는 총 3,008개의 측정격자가 사용되었다. 데이터 획득에 소요되는 시간은 오른쪽 날개 단면만 측정시 각 시위위치에서 1개 단면당 약 12시간이 소요되었다. 각 측정 격자에서의 속도는 샘플링 주파수 10kHz로 2초간 20,000개의 데이터를 측정한 데이터의 평균값을 사용하였다.

III. 결과 및 검토

Fig. 3은 받음각 24°에서, 시위위치 43%, 60%,

그리고 100%에서 자유유동속도 U 로 무차원화한 cross-flow 속도벡터($v/U-w/U$)와 축방향 속도 성분(u/U)을 각각 보인 것이다. 스펀 방향의 거리 y 와 날개면에서의 수직거리 z 는 국소 반스팬인 s 로 무차원화 하였다. 따라서, $y/s=1.0$ 은 삼각날개의 앞전에 해당한다. 축방향 속도성분 u/U 는 측정단면에 수직한 속도로, 주어진 시위위치에서 시위에 평행하다. 받음각 24°에서는 시위증가에 따라 LEX 와류와 날개 와류의 생성과 상호작용 특성을 가장 뚜렷하게 관찰 할 수 있다[1].

날개의 중간 상류 지점인 43% 시위위치에서의 속도분포를 살펴보면(Fig. 3a), 날개 안쪽 단면에서는 날개면 쪽으로 이동하는 LEX 와류에 의한 강한 downwash의 생성이, 날개 바깥쪽 단면에서는 날개 전단으로부터 박리되어 날개 안쪽으로 유입되는 강한 upwash를 관찰 할 수 있다. 이와 같이 뚜렷한 와류쌍은 Fig. 3a의 오른쪽 축방향 속도 등치선도에서 관찰되는 것과 같이 두 개의 피크치를 갖는 속도분포를 보이게 된다. 날개 와류에서의 축방향 속도의 크기는 $1.9U$ 의 크기를, LEX 와류중심에서는 $1.6U$ 의 크기를 보이고 있다. 삼각날개만의 경우에는 날개 중간 영역에서 $2.0\sim 2.5U$ 의 최대값을 보이다가 이후 점차 감소하는 것에 비하여 다소 낮은 값을 보인다[11].

날개의 중간 이후인 60% 시위위치에서는 독립된 두 개의 와류가 하나로 합쳐지기 직전 형태를 보여준다(Fig. 3b). 즉, 날개 안쪽으로 이동한 날개 와류가 LEX 와류 상단에 매우 근접하여 위치하고 있다. 날개 와류와 LEX 와류의 강도는 43% 시위위치와 거의 비슷한 크기의 속도를 유지하고 있다. 이러한 강한 주와류에 의해 형성된 2차와류를 날개 바깥쪽인 $y/s=0.875$, $z/s=0.275$ 에서 관찰 할 수 있다. 2차 와류는 와류 중심에서의 속도가 $1.4U$ 이며, 중심 직경은 날개 와류에 비하여 매우 작은 크기를 보이고 있다. LEX 와류와 날개 와류의 중심 위치 변화를 살펴보면, 시위증가에 따라 LEX 와류의 스펀 방향으로의 이동이 미미한데 반하여, 날개 와류의 날개 안쪽으로의 이동은 매우 두드러진다. 더욱이, 동일 실험 조건 하에서 전압의 피크치로 날개 와류의 중심위치를 추정한 5-hole probe 자료와 비교해 보면 5-hole probe의 측정결과는 $y/s=0.50$, $z/s=0.375$ 에 위치하는데 비해, 본 연구결과는 $y/s=0.525$, $z/s=0.40$ 에 위치하여, 5-hole probe의 결과보다 날개 바깥쪽으로 이동함을 보여주고 있다. 이와 같은 측정 방법에 따른 와류 중심 위치의 차이는 5-hole probe(3.175mm ϕ)와 triple-axis fiber(4mm ϕ)의 직경 차이보다는 프로브의 형태 차이에 의한 여기

유동(excitation flow)에 의한 것으로 추정된다. 7-hole probe를 사용하여 삼각날개의 와류장을 측정 한 Payne에 의하면[11], 직경 3.18mm의 probe의 경우에는 와류붕괴에 영향을 주지 않는 반면, 9.83mm 직경의 probe는 와류붕괴위치를 날개 상류로 이동시킴을 보고하고 있다. 따라서, 본 연구에 사용된 프로브의 직경은 와류붕괴 위치를 변화시킬 만큼 크지는 않지만 유동장의 왜곡에 다소 영향을 준 것으로 생각된다.

날개 뒷전인 100% 시위위치에서의 속도벡터와 축방향 속도 등치선도에서는 LEX 와류와 날개

와류가 하나의 와류로 합쳐진 형태를 보여주고 있다(Fig. 3c). 날개 하류에서도 와류 중심에서의 축방향 속도는 $1.9U$ 로 강한 와류가 붕괴되지 않고 날개 뒷전까지 유지되고 있어, LEX 와류와 날개 와류의 유익한 상호작용 효과를 보여주고 있다. 와류 중심의 축방향 속도는 앞전 전단류로부터 공급받는 와도에 의해 전단류가 존재하는 한 증가한다. 시위위치 43%와 시위위치 60%에서는 이와 같이 와류 중심부에 공급되는 강한 전단류가 존재하나, 뒷전으로 갈수록 그 크기가 약화되어 더 이상의 속도증가는 일어나지 않는 것을

Fig. 4. Velocity distribution along a wing vortex core at $\alpha=24^\circ$

알 수 있다. 특히, LEX 와류의 경우 삼각날개와 LEX 접합부 이후에 와도의 공급원인 전단류가 단절되어 LEX 와류 중심에서의 축방향 속도는 점차 감소한다.

Fig. 4는 날개와류 중심을 따라 날개의 스패น 방향으로의 평균속도 분포를 보인 것이다. 날개 와류의 축방향 속도 성분(u/U)은 그림에서와 같이 전 시위위치에서 피크치인 $1.9U$ 를 유지함을 보인다. 피크치의 위치는 와류 중심의 스패น 방향 위치를 나타내는데, 시위증가에 따라 날개 안쪽으로, 그리고 다시 날개 바깥쪽($y/s=0.825 \rightarrow 0.525 \rightarrow 0.65$)으로 선회함을 알 수 있다. 스패ن 방향의 속도(v/U)는 와류중심에서는 축방향 속도와 수직방향 속도성분보다 훨씬 작은 $0.4U$ 이내의 크기를 갖는다. 시위위치 43%에서 $1.05U$ 의 속도 크기는 날개와류에 의한 것이 아닌 LEX 와류의 에지 부근에서의 강한 선회류에 의한 것이다. 날개면에 수직방향의 속도(w/U)는 날개 앞전에서 박리되는 전단류에 의한 영향이 큰 영역에서 약 $1.15U$ 의 최대값을 보인다. 시위위치 43%에서 또 하나의 낮은 피크값($0.45U$)은 날개 안쪽에 위치한 LEX 와류에 의한 것이다.

Fig. 5는 비교적 높은 받음각인 $\alpha=32^\circ$ 에서의 cross-flow 속도 벡터와 축방향 속도의 등치선도

를 보인 것이다. Fig. 3에 보인 상대적으로 낮은 받음각에서 관찰할 수 없었던 축방향 속도성분의 급격한 감속 영역이 날개의 상류에서부터 존재함을 알 수 있다. 즉, Fig. 5(a)에서와 같이 날개 상류 영역인 $x/c=0.43$ 에서, 날개 와류는 와류중심 속도가 $1.7U$ 로 비교적 강한 와류 특성을 유지하고 있는데 비하여, LEX 와류의 중심속도는 $0.6U$ 로 감속 영역이 이미 확산된 형태를 보여준다. 이는 LEX 와류의 붕괴가 시작되었음을 의미하며, 유동의 가시화 결과와도 잘 일치하고 있다[1].

시위 위치 60%에서 날개 와류와 LEX 와류의 중심 위치변화를 살펴보면, 43% 시위위치에서 두 개의 와류가 날개면에 대하여 서로 평행하게 위치하고 있다가, 60% 시위위치에서는 날개 와류가 날개면에 안쪽으로 이동하면서 날개면에서 매우 부양된 상태로($y/s=0.7, z/s=0.8$) 이동되어 있다. LEX 와류의 스패น 방향 위치변화는 거의 무시할 만하나, 날개면 쪽으로 매우 근접하게 이동한다. 이는 두 와류가 비록 약화된 상태이지만, 와류간의 상호작용이 계속되고 있음을 나타내 주는 결과이다. 날개 와류의 중심속도는 $1.3U$ 로 매우 약화되었으나, 날개 전단으로 유입되는 와도가 여전히 존재하고 있다. LEX 와류의 중심속도는 시위위치 43%의 $0.6U$ 로 동일하나, 와도 유입이 없는 상태로 와류 중심 직경이 매우 확장되어 있다(Fig. 5b).

날개의 뒷전인 시위위치 100% 지점에서는 전형적인 와류 붕괴를 나타내는 속도분포를 보여주고 있다. 날개 와류와 LEX 와류가 서로 결합되어 와류중심이 더욱 확산된 형태를 보인다. 더욱이, 와류중심의 축방향 속도는 $0.4U$ 로 매우 감속된 상태로 유동의 가시화 결과에 의하면 완전하게 와류붕괴가 진행된 것으로 판단할 수 있다. 따라서, 와류붕괴는 더 이상의 와도 유입이 없거나, 와도 유입의 증가에 따른 축방향 속도 증가가 없는 잉여 와도의 재배치되는 현상으로 설명할 수 있다.

받음각 변화에 따른 축방향 속도 등치선도를 서로 비교해보면, 축방향 속도가 급격히 감소하는 위치는 받음각을 증가시키에 따라 날개 상류로 이동한다. 아울러, 두 와류간의 코일링하는 직경은 받음각이 증가함에 따라 증가함을 알 수 있다. 즉, 받음각이 증가함에 따라 와류 중심간의 간격이 더욱 커지며, 회전 반경도 증가한다(Fig. 3a와 Fig. 5a). 또한, 와류붕괴 이전에는 날개 상류에서는 두 개의 날카로운 피크치를 갖는 속도 분포를 보이다가, 날개하류에서는 피크가 작고 스패น 방향으로 넓게 분포된 형태로 변화된다. 와류붕괴가 일어나는 영역에서는 전형적인 후류 흐름의 속도 분포를 보여준다.

Fig. 6은 받음각 32° 에서 날개와류 중심을 따르는 스패 방향으로의 속도분포를 보인 것이다. 축방향 속도성분인 u/U 는 날개 상류 영역인 43% 시위위치에서 날개와류에 의한 스패 방향으로 확산된 피크치를 갖는 제트형의 속도분포를, 날개 안쪽에서는 축방향 속도 감소를 나타내는 부의 피크치를 갖는 속도분포를 보인다. 시위위치 60%에서는 전형적인 후류 흐름으로 변화되어 붕괴된 와류에 의한 속도분포를 보인다. 따라서, 선회류의 크기를 가늠할 수 있는 수직방향 속도성분의 피크치 차이($\Delta w/U=1.1$)도 받음각 24° (Δ

$w/U=1.75$)에 비해 훨씬 작음을 알 수 있다.

Fig. 7은 날개의 뒷전인 100% 시위위치에서 받음각 변화에 따른 각 속도성분의 스패 방향 속도분포를 보인 것으로, 받음각에 따른 속도변화를 잘 설명해 주고 있다. 즉, 날개 뒷전까지 와류가 붕괴되지 않는 받음각 24° 의 경우, 축방향 속도분포는 날개와류와 LEX 와류가 서로 결합된 하나의 와류에 의해 전형적인 제트유동의 속도분포를 보여주고 있는 반면, 뒷전에서 와류붕괴를 보이는 받음각 32° 에서는 후류의 특성을 보이는 속도분포를 나타내주고 있다. 스패 방향 속도성분인

Fig. 6. Velocity distribution along a wing vortex core at $\alpha=32^\circ$

Fig. 7. Comparison of Velocity distribution along a wing vortex core at $x/c=1.0$

v/U 는 와류중심에서 다른 속도성분에 비하여 무시할 만하다. 날개면의 수직방향 속도성분 w/U 는 받음각 24° 의 경우 강한 날개 와류의 왼쪽에서는 $0.5U$ 크기의 하방 흐름이 와류 오른쪽 주변부에서는 최대 $1.1U$ 의 크기를 갖는 강한 상방 흐름이 발생으로 좁은 S자 모양을 갖는다. 그러나, 높은 받음각인 32° 에서는 날개 중앙부에서는 음의 속도에서, 날개 바깥쪽에서는 양의 속도로 증가하는 크게 확장된 S자 형을 보여 날개 전체로 확산된 와류에 의해 형성된 속도분포를 나타내고 있다.

IV. 결 론

3축 hot-film 풍속계를 사용하여 연장된 앞전을 갖는 삼각날개의 상단면에서의 속도장을 여러 유동조건에 대하여 측정, 분석하여 다음의 결과를 얻었다.

날개 와류와 LEX 와류는 평균 축방향 속도성분이 가장 큰 지역임을 확인 할 수 있었다. 이때, 와류중심에서의 축방향 최대속도는 $1.9U$ 이며, 와류 회전반경의 주변에서의 최대 수직방향 속도는 $1.1U$ 로 주와류의 강도에 비례한다. 강력한 주와류에 의해 형성되는 2차 와류를 관찰 할 수 있는데, 2차 와류는 날개면으로부터 시작되어 주와류에 의해 형성되는 저압영역으로 연결되어 주와류와 반대방향으로 회전한다.

LEX 와류는 LEX와 삼각날개의 접합부 이후의 시위위치에서는 삼각날개 앞전에서 박리되어 LEX로의 와도 공급이 중단되어 날개 와류보다 먼저 약화되기 시작하면서, 날개 와류보다 상류에서 붕괴되는 특성을 보인다. 하지만, LEX 와류와 날개 와류의 유익한 상호작용이 비교적 높은 받음각인 32° 에서도 날개 중간영역까지 유지됨을 관찰 할 수 있었다. LEX 와류와 날개 와류의 코일링 반경은 받음각이 증가할수록 커진다. 축방향 속도 분포 형태는 와류 붕괴이전에는 전형적인 제트유동의 속도분포에서, 와류붕괴 위치에서는 와류 중심에서의 축방향 속도가 영에 가깝게 감소되면서 와류 반경이 급격히 증가하는 후류유동의 속도분포로 변화된다. 수직방향 속도분포는 와류중심에서 부의 피크치에서 양의 피크치로 급격히 변화하는 좁은 S자형에서, 변화가 완만한 확산된 S자형으로 변환된다.

후 기

본 논문은 한국과학재단 특정기초연구과제 지원연구비(R01-2000-000-0318-0)에 의해 수행된 연

구의 일부이며, 연구비를 지원해 주신 한국과학재단 관계자 여러분께 감사 드립니다.

참고문헌

- 1) 손명환, 이기영, "옆미끄럼각을 갖는 LEX/삼각날개 형상에 대한 높은 받음각 와류동의 가시화 연구" 한국항공우주학회지 제30권 제5호, 2002, pp. 109~117.
- 2) 이기영, 손명환, "연장된 앞전을 갖는 편요된 삼각날개의 높은 받음각에서의 와류 특성에 관한 연구," 한국항공우주학회지 제30권 제7호, 2002, pp. 105~112.
- 3) Sohn, M. H., & Lee, K. Y., "Effects of Sideslip on High-Incidence Vortical Flow of a Delta Wing with the Leading Edge Extension," AIAA 2003-1107, 41th Aerospace Science Meeting, 6-9 Jan., 2003, Reno, Nevada.
- 4) Sohn, M. H., & Lee, K. Y., "Experiments Investigation of a Yawed Delta Wing Having Leading Edge Extension," AIAA 2002-3267, 20th Applied Aerodynamics Conference, 24-26 June, 2002, St. Louis, Missouri.
- 5) Visser, K. D., and Nelson, R. C., "Measurements of Circulation and Vorticity in the Leading Edge Vortex of a Wing," *AIAA Journal*, Vol. 31, No. 1, 1993, pp. 104~111.
- 6) Honkan, A. A., and Andreopoulos, J., "Instantaneous Three-Dimensional Vorticity Measurements in Vortical Flow over a Delta Wing," *AIAA Journal*, Vol. 35, No. 10, 1997, pp 1612~1620.
- 7) Cornelius, K. C., "Analysis of Vortex Bursting Utilizing Three-Dimensional Laser Measurements," *Journal of Aircraft*, Vol. 32, No. 2, 1995, pp. 297~306.
- 8) Riley, A. J., and Lowson, M. V., "Development of a Three-Dimensional Free Shear Layer," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 369, 1998, pp. 49~89.
- 9) Menke, M., Yang, H., and Gursul, I., "Experiments on the Unsteady Nature of Vortex Breakdown over Delta Wings," *Experiments in Fluids*, Vol. 27, 1999, pp. 262~272.
- 10) Cummings, R. M., Morton, S. A., Siegel, S. G., "Computational Simulation and PIV Measurements of the Laminar Vortical Flowfield for a Delta Wing at High Angle of Attack," AIAA Paper 2003-1102, 41th Aerospace Science Meeting, 6-9 Jan., 2003, Reno, Nevada.
- 11) Payne, F. M., Ng, T. T., and Nelson, R. C., "Seven Hole Probe Measurement of Leading Edge Vortex Flow," *Experiments in Fluids*, Vol. 7, 1989, pp. 1~8.