

앞전 형상에 따른 삼각 날개의 공력 특성

진학수* · 김성초† · 김정수** · 최중욱**

Aerodynamic Characteristics of Delta Wing According to Leading Edge Geometries

Haksu Jin, Sungcho Kim, Jeong Soo Kim and Jongwook Choi

Abstract. Flow visualization and aerodynamic characteristics of delta wings with two different leading edge geometries are investigated by PIV system and wind tunnel balance when the Reynolds number is about based on the freestream velocity and the root chord length. Delta wing models have 65-deg swept angle, and the leading edge shapes are divided into round- and sharp- type. The experimental results indicated that the leading-edge vortex strength and aerodynamic coefficient in the round leading edge are stronger and more, respectively than those in the sharp one. Therefore the flow interactions between vortices and the boundary layer are more desirable or more rapidly swirled in the round-type leading edge.

Key Words: Delta Wing(삼각 날개), Flow Visualization(유동가시화), PIV(입자영상유속계), Leading Edge Vortex(앞전 와류), Aerodynamic Characteristics(공력 특성)

1. 서 론

일반적으로 익형 주위의 유동장(flow field)은 선형 양력선 이론(linear lifting line theory)으로 비교적 정확히 계산할 수 있으나 가로세로비(aspect ratio)가 작은 삼각 날개와 같은 경우에는 선형 이론으로 계산한 결과와 실험 결과는 매우 차이가 날 수 있다. 즉, 삼각 날개는 매우 작은 받음각(angle of attack)에서부터 앞전(leading edge)을 따라서 경계층(boundary layer)이 박리(separation)되고, 이것이 말아져 올라가(roll-up) 안정된 나선형 와류(spiral vortex)를 형성하게 되어 초음속(supersonic) 영역에서 비행시 충격파(shock wave) 발생이 주는 여러 가지 영향을 감소시켜 기동중인(manuevering) 항공기의 가속 및 안정성(stability) 등을 증가시킬 수 있기 때문에 현대에 많이 채택되고 있다.

삼각 날개 윗면의 공기 흐름은 대단히 복잡한 유동

들의 조합(combination)으로 나타난다. Figure 1은 비교적 높은 받음각에서 후퇴각(sweep-back angle) 65°인 삼각 날개 윗면의 유동 구조를 계략적으로 보여준다¹⁾. 윗면과 아랫면의 비교적 큰 압력차는 윗면으로의 유동을 유발하고 앞전 부근에서 박리되어 두 개의 반대로 회전하는 1차 와류(primary vortices)를 형성한다. 이 1차 와류는 재부착(reattachment)선을 따라 다시 박리하고 하부에 반대로 회전하는 2차 와류를 형성함으로써 매우 복잡한 유동장이 형성된다. 따라서 앞전으로부터 형성된 이 나선형 와류(vortical flow)는 삼각 날개 윗면의 유동을 지배하고, 자유흐름과 상호작용(interaction) 하며 빠른 선회 운동(swirling motion)을 하는 유동 메커니즘(mechanism)이 된다.

삼각 날개에 관한 연구는 1950년대 중반 이후부터 많은 연구가 진행되고 있다. 대표적으로 Earnshaw²⁾는 삼각 날개 윗면의 앞전 와류를 vortex sheet, rotational core 그리고 viscous sub-core의 3영역으로 나눌 수 있다고 제안하였고, Payne³⁾은 레이저를 이용하여 삼각 날개 윗면에서 횡단면(cross-section)의 앞전 와류를 정성적으로 가시화(visualization)하였으며, 유동장은 큰 속도 변이가 특징이라고 하였다. Verhaagen과

†순천대학교 기계우주항공공학부
E-mail: ksc@sunchon.ac.kr

*순천대학교 대학원 기계공학과
**순천대학교 기계우주항공공학부

Naarding⁴⁾은 받음각 21.1°에서 날카로운(sharp) 앞전을 갖는 삼각 날개를 연구하였고, Miao⁵⁾ 레이놀즈 수 7×10^3 에서 50°의 후퇴각과 앞전이 날카롭고 둥근(semi-circular) 형상을 갖는 삼각 날개를 연구하였고 앞전이 둥근 형상의 삼각 날개가 전반적으로 큰 양력 계수(lift coefficient)를 갖는다고 제안하였다. 후퇴각이 65°인 날카로운 형상에 대해서 Chu와 Luckring⁶⁾은 타원형의 둥근 앞전 형상을 갖는 삼각 날개의 공력 특성(aerodynamic characteristics)에 대해 연구하였으며 앞전 형상에 따라 약간의 차이가 있다는 것을 밝혔다. 또한 삼각 날개의 앞부분에 연장된 앞전(leading edge extension, LEX)를 부착한 경우와 부착하지 않은 경우에 대하여 많은 연구가 있었는데 와류 특성에서 LEX를 부착한 경우가 비교적 높은 받음각에서 안정된 와류가 형성된다고 하였다.⁷⁻¹⁰⁾

따라서 본 연구에서는 삼각 날개의 공력 특성이 앞전 형상과 받음각의 함수라 가정하여 2가지 형상(round, 25°-single bevel)의 앞전을 갖는 후퇴각 65°의 삼각 날개에 대하여 비교적 높은 받음각에서 와류 구조의 기본적인 유동 구조 파악을 위한 입자영상유속계(PIV)의 가시화 기법을 사용하였으며, 계측 영역에서 시간 평균 속도 벡터장과 와도(vorticity) 분포 등을 비교 분석하였고, 가시화한 결과의 검증에 위해 가시화 실험과 동일한 조건에서 풍동 저울(wind tunnel

balancer)을 이용하여 공력 실험을 병행하였다.

2. 실험 장치 및 방법

2.1 실험 장치

실험에 사용된 PIV 시스템은 Fig. 2와 같이 순환형(closed-loop) 수동, double-head Nd:Yag 레이저, CCD 카메라, 동기화 장치(delay generator) 및 데이터 처리용 컴퓨터로 구성된다. 시험부(test section)는 투명한 아크릴로 제작하였고, 100 mm×150 mm의 계측 영역을 가지며, 모터의 회전수를 제어하여 유속을 조절하였다.

가시화 및 속도 측정을 위해 1.8 W 출력의 펄스 레이저를 사용하였는데, 삼각 날개 윗면에서 발생하는 나선형 와동의 선회 속도는 자유흐름에 비해 상당히 크므로 동기화 장치를 이용하여 레이저와 해상도 1280×1024픽셀을 갖는 CCD카메라를 동기화시키고, 적절한 시간 간격을 결정하여 실험하였다. 추적 입자(particle)로는 작동 유체의 흐름에 방해가 되지 않는 평균 지름이 10 μm인 Hollow glasses를 사용하였다. 또한 공력 실험 장치는 3축 힘과 모멘트를 동시에 측정할 수 있는 로드셀(load cell)과 증폭기(amplifier), A/D converter 및 PC로 구성되어 있다.

2.2 실험 모형

Figure 2의 삼각 날개 모형은 기본적으로 시위(chord, c)길이가 53.61 mm이고 스패น(span, s) 폭이 50 mm이며 65°의 후퇴각을 갖는 평판형(flat type) 아크릴로 제작하였다. 삼각 날개는 앞전이 둥근(round) 형상과 날카롭고 아래면이 25°로 경사진(single bevel) 형상의 2가지이다. 모든 모델들은 레이저 빛이 날개 표면에 산란되는 것을 방지하기 위해 검정색 무광택 페인트로 칠하였고, 측정의 편의를 위하여 시험부 옆면 벽에 날개를 고정하여 실험하였다.

2.3 실험 방법

와류의 위상적(topological) 구조 및 전반적인 구조를 Fig. 2와 같이 각 단면의 이미지를 획득하였다. Y-Z 단면의 측정은 삼각 날개 모형으로부터 약 200 mm 떨어진 지점에 120 mm×70 mm 크기의 평면 반사 거울(reflective mirror)을 설치하여 90°로 반사된 영상을 획득하였다. 그러나 바닥에 부착된 거울과 카메라 위치 및 각도의 정확한 조절이 어려움으로 인하여 측정 결

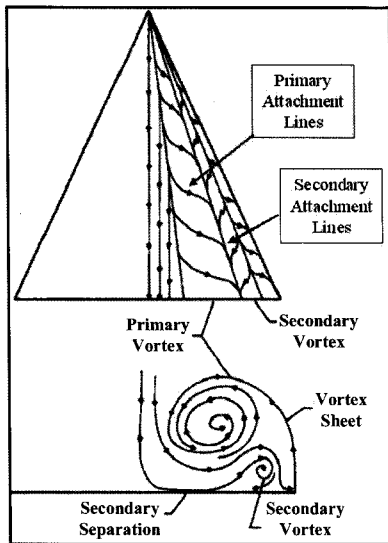


Fig. 1. Typical flow structure on the upper surface of a 65° delta wing¹⁾.

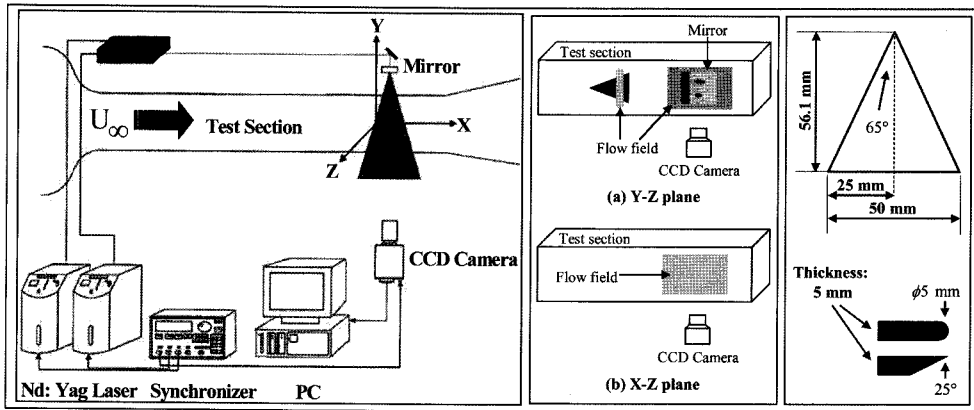


Fig. 2. Schematic diagram of PIV system and delta wing models.

과에서 유동 구조에 약간의 비대칭성이 나타났지만 전체적인 유동 형태 파악에 크게 문제되지는 않았다.

X-Z단면의 측정에서는 Y-Z단면 측정 때와 유사한 위치에 카메라를 설치하였으며 이때 시험부 안의 거울은 제거되었다. CCD 카메라에 장착된 렌즈와 모델과의 초점거리는 Y-Z 및 X-Z단면에서 500 mm와 600 mm이다. 결과적으로 960장으로부터 얻어진 순간 속도 장으로부터 평균 속도장을 얻었으며, 시간평균 속도 벡터장과 와도 분포 및 각 단면에서 선회 속도(swirl velocity) 등을 각 형상에 따라 비교 분석하였다.

PIV의 실험 기법으로는 데이터 처리를 위해 2차원 FFT에 근거한 2회상 상호상관법(2-frame cross-correlation algorithm)을 이용하였고, 32×32 픽셀의 상관 영역을 25% 중첩하는 공간 겹침(window offset)과 계층적 상관(recursive correlation)¹¹⁻¹²⁾ 법을 사용하여 공간분해능을 높였고, 상관 영역(interrogation windows)의 분석 과정에서 미소조사구간의 불필요한 계산과정을 생략하여 속도장의 계산 시간을 단축시켰다.

공력 특성 실험은 PIV실험과 동일한 레이놀즈 수인 65,000에서 받음각 (0°~60°)에 따라 수행되었다. 풍동 시험에 사용된 삼각 날개 모형은 가시화 실험의 모형을 레이놀즈 수에 근거하여 적절히 크게 한 후 실험을 수행하였다. 풍동 시험부의 균일흐름은 열선풍속계(hot-wire anemometer)로 측정하였고, 이때 유동의 불안정성(instability)을 나타내는 난류 강도(turbulent intensity)는 약 1% 미만이었다. 풍동 저울의 샘플링 주파수(sampling rate) 1000Hz에서 10초간 획득한 10,000개의 데이터를 평균하여 공력 계수 값을 획득하였고, 두

가지 형상에 대하여 가시화한 결과와 비교 분석하였다.

3. 실험 결과 및 고찰

3.1 받음각에 따른 유동 특성

Figures 3과 4는 전반적인 삼각 날개 윗면의 유동장을 파악하기 위해서 시간 평균 속도 벡터장과 와도 분포를 받음각에 따라 시위 길이(X/c) 0.4, 0.6, 0.8의 Y-Z단면 유동장을 나타낸 것이다.

모든 경우에서 비교적 대칭인 한 쌍의 반대로 회전하는 와동 구조를 보였으며, 날개의 앞전에서 뒷전으로 이동하면서 삼각 날개 상면에서 발달하는 나선형 대칭 와류의 영역이 넓어지는 반면 중심에서의 와도가 약해지는 것을 관찰할 수 있다. 앞전의 형상이 날카로운 삼각 날개인 경우가 둥근 형상보다 시위 길이와 받음각이 커지면서 더 넓은 영역의 와도가 분포하였지만 와도 중심은 둥근 형상이 더 강하게 존재하였다. 따라서 구체적인 와도 분포의 정량 해석을 위해서 각 단면에서 최대 와도값을 Table 1에 나타냈다. 전반적으로 최대값은 시위 길이 0.4, 0.6일 때 날카로운 형상에서 나타났다지만, 0.8지점에서는 둥근 형상이 컸다. 또한 모든

Table 1. Comparison of maximum vorticity

	Round type		Single bevel type	
	30°	40°	30°	40°
X/c= 0.4	0.137	0.149	0.190	0.152
X/c= 0.6	0.171	0.152	0.192	0.158
X/c= 0.8	0.175	0.145	0.132	0.129

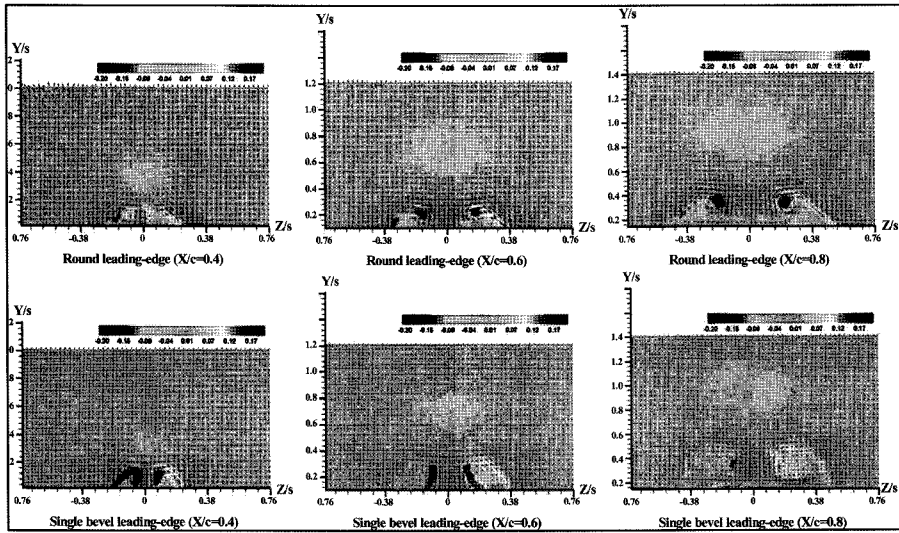


Fig. 3. Distribution of velocity vectors and axial vorticity in case of angle of attack 30° .

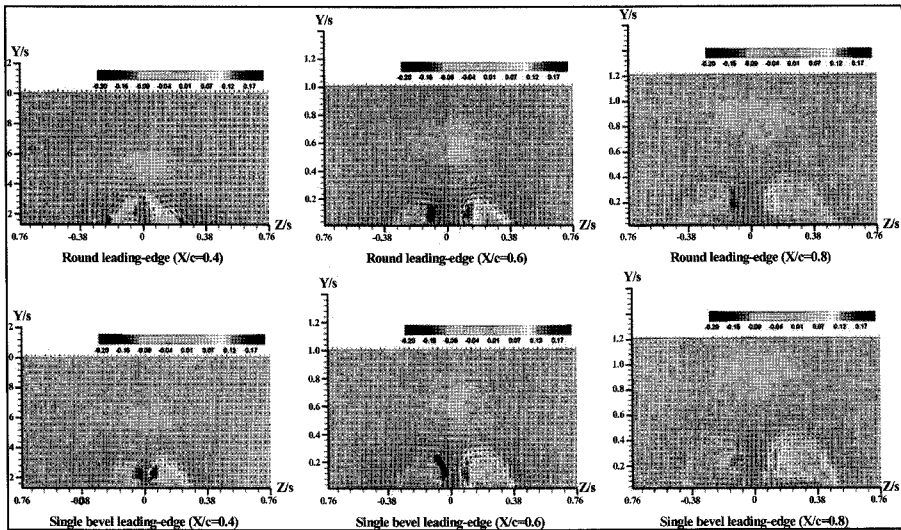


Fig. 4. Distribution of velocity vectors and axial vorticity in case of angle of attack 40° .

경우에서 0.4에서 0.6지점에서는 와도 값이 증가하였으며, 이것은 와류가 강하게 발달하고 있다는 것을 의미한다.

둥근 형상에서는 흐름이 잘 말아 올라가는 형상의 효과에 의해서 와도는 날카로운 형상에 비해서 완만한 변화를 보였고, 특히 0.6과 0.8지점으로 가면서 날카로운 형상이 둥근 형상에 비해 급격한 감소를 보였는데 이것은 앞전의 형상 효과로써 와류의 발달 과정에서 날카로운 형상이 상당한 저항으로 작용을 한 것으로 판

단된다. 따라서 와류의 중심이 둥근 형상보다 약해지는 와류 붕괴(vortex burst) 현상이 더욱 잘 나타나는 것으로 판단된다. 이러한 현상은 삼각 날개에서 발생하는 효과 중 항공기의 안정성에 가장 큰 영향을 미치는 것 중 하나이며, 와류 붕괴는 피칭 모멘트(pitching moment)와 롤링 모멘트(rolling moment)를 크게 증가 시킴으로써 항공기의 안정성을 크게 저하시킬 수 있다.

Figure 5는 받음각 30° 에서 삼각 날개 상부의 전반적인 유동 구조를 확인하기 위해서 날개 표면으로부터

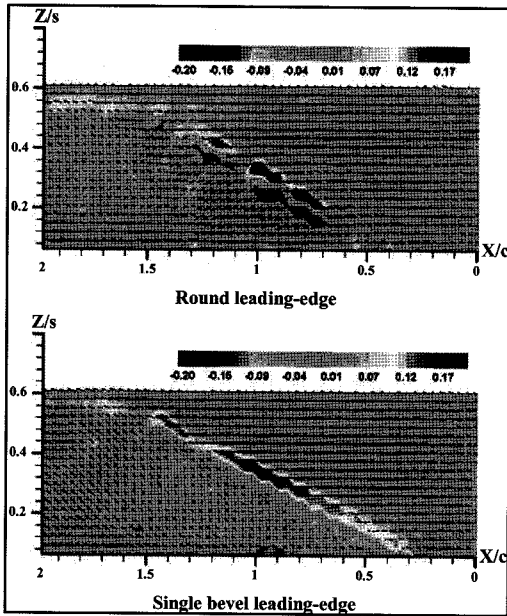


Fig. 5. Distribution of velocity vectors and streamwise vorticity in the angle of attack 30°.

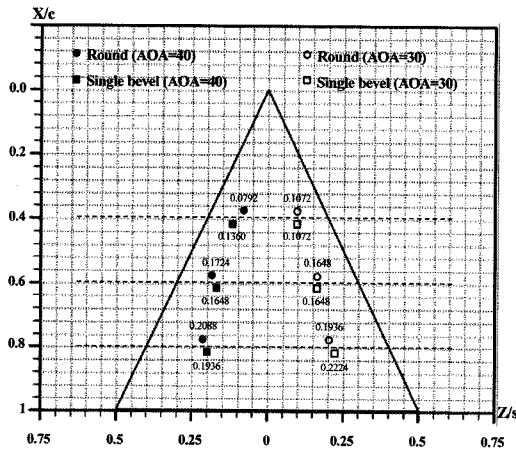


Fig. 6. Horizontal position of vortex center.

0.1(Y/s) 떨어진 지점의 삼각 날개와 수평 하게 촬영한 유동장으로 와도 분포와 속도 벡터를 보여주고 있다. 앞전의 둥근 형상 효과에 기인한 날개 끝 지점에서 강하게 반대로 회전하는 유동 구조를 확인하였고, 이것은 이차 와류로 판단된다. 즉, 주 와류에 의해 반대 방향으로 회전하는 이차 와류가 생성되어 주 와류를 그림의 벡터 방향과 같이 날개 안쪽으로 밀어내는 효과로 보인다. 또한 주 와류의 강도와 비교하여 이차 와류의

강도가 커질수록 날개 안쪽으로 밀려는 정도가 더 커짐을 알 수 있다. 따라서 상대적으로 약화된 주 와류가 이차 와류에 의해 날개 안쪽으로 밀려난 결과로 볼 수 있다. X/c의 증가에 따라 이차 와류의 강도는 점차 약화되었고, 주 와류의 위치도 다시 바깥쪽으로 이동될 것으로 판단된다. 반면에 날카로운 형상의 그림에서는 상대적으로 약한 이차 와류를 확인하였고, 받음각 40°에서는 Figures 3과 4로부터 와도가 급격히 감소하였고 와류 중심의 정확한 관찰이 힘들었기 때문에 와류 붕괴 현상이 일어나고 있다고 판단되어 촬영하지는 않았다.

Figure 6은 30°와 40°의 받음각에서 날카롭거나 둥근 앞전 형상을 갖는 삼각 날개에서 시위 길이에 따른 와류 중심(vortex center)의 수평 위치를 나타낸 것이다. 와류 중심은 태풍의 눈과 같이 이 위치에서는 흐름이 없는 지점이고, Figures 7과 8에서 선회 속도 V, W의 분포에서 각 성분은 0인 지점에서 교차한다. 두 와류 중심은 시위 길이가 증가하면서 날개 바깥부분으로 이동을 하였고, 와류 중심 사이의 거리가 증가하였다. 그리고 두 형상에서 큰 차이는 없었고 비슷한 위치에서 와류 중심이 위치하였다. 그러나 동일한 크기의 앞전에서 둥근 형상인 삼각 날개가 앞에서 설명한 바와 같이 이차 와류의 발달 때문에 받음각이 30°이고 X/c가 0.8인 지점에서 날카로운 형상보다 약간 날개의 중심 쪽에 위치했다. 또한 받음각 40°의 둥근 형상은 와류 중심이 날개 바깥쪽에 위치했지만, 앞 절의 와도 분포에서 언급한 바와 같이 받음각 40°에서는 두 형상에서 와류 붕괴가 진행한 것으로 판단된다.

3.2 선회 속도 분포

Figures 7과 8은 두 형상의 앞전을 갖는 삼각 날개의 정량적인 분석을 위해 와류 중심을 통과하는 선회 속도의 분포를 나타낸 것이다.

받음각에 상관없이 모든 단면에서 선회 속도 W는 둥근 형상이 날카로운 형상보다 상당히 큰 값을 보였다. 따라서 와류의 강도(strength)를 의미하는 와도 분포가 상대적으로 둥근 형상이 날카로운 형상보다 컸다. 받음각이 30°일 때 선회 속도 V, W는 전반적으로 대칭을 유지하며 최고점이 날개 바깥쪽으로 이동하는 경향을 보였고, 받음각이 40°로 증가하면서 선회 속도 V의 크기는 받음각에 상관없이 일정한 크기를 유지하였지만, 엄밀한 대칭성은 유지되지 않았다.

W의 대칭성은 X/c가 증가하면서 깨졌고, 감소하였

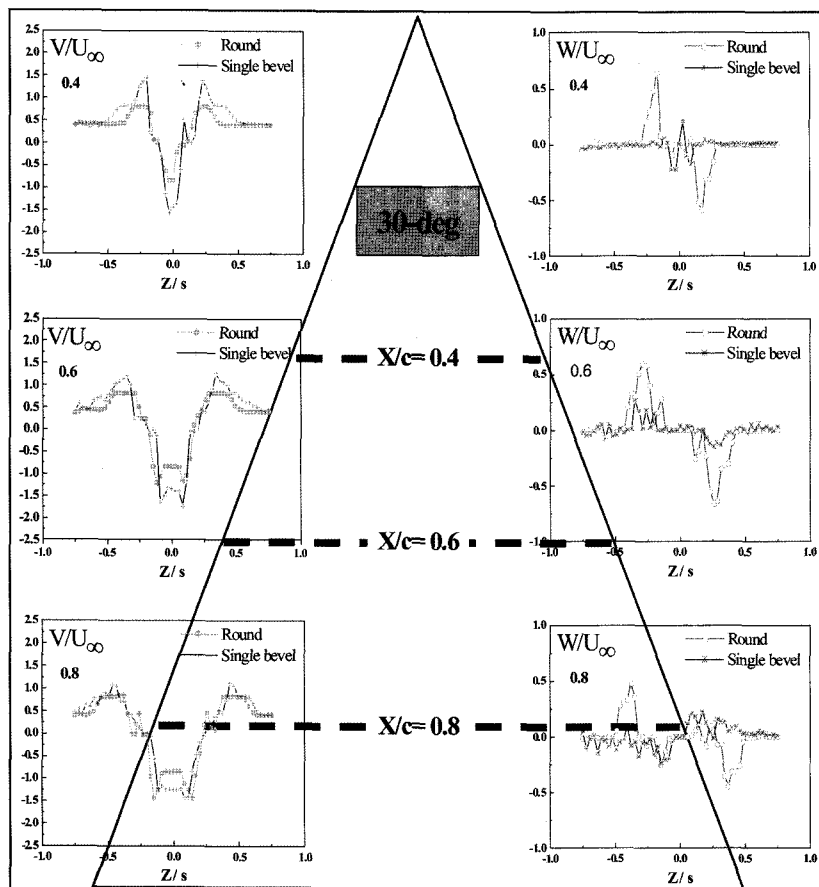


Fig. 7. Swirl velocity (V, W) profiles of Y - Z planes in the angle of attack 30° .

다. 따라서 본 연구에서 삼각 날개의 받음각이 증가하면서 앞 절에서 언급했던 와도의 감소와 선회 속도 W 의 급격한 감소로부터 와류 크기의 증가와 더불어 선회하는 속도의 증가가 동반되지 않음을 보여주는 것이다. 즉, 이것은 받음각이 증가할수록 와류 붕괴 경향이 증가함을 나타내주는 것이다. 아울러 받음각이 증가할수록 와류가 날개 표면으로부터 부양되는 효과에 의한 것으로 판단된다.

3.3 공력 특성

두 가지 앞전 형상을 갖는 삼각 날개의 받음각에 따른 양력 계수를 Figures 9에 나타냈다. 그 결과는 PIV에 의한 가시화 및 속도 측정 결과와 잘 일치하여, 공력이 앞전 형상에 상당히 큰 영향을 미치는 것을 알 수 있다. 양력 계수에서 둥근 형상을 갖는 삼각 날개가 날

카로운 앞전을 갖는 삼각 날개보다 전반적으로 큰 양력 계수 분포를 보였고, 양력 계수의 비교에서 받음각이 $30\sim 35^\circ$ 부근에서 두 형상에서 최대 값을 나타냈다.

둥근 형상인 경우 받음각 $40^\circ\sim 45^\circ$ 에서 날카로운 형상의 최고값과 같았다. 즉, 이것은 앞전 형상의 영향에 의해 둥근 형상에서 와류에 의한 추가 양력이 날카로운 형상보다 더 생성할 것으로 판단되며 Miao등⁵⁾의 결과와 같이 실속의 지연 효과가 둥근 형상이 더 클 것으로 기대된다. 따라서 둥근 형상의 앞전을 갖는 삼각 날개가 날카로운 앞전 보다 뒷면에 더 큰 흡입 압력장 (suction pressure field)이 형성된 것으로 판단된다.

4. 결 론

본 연구에서 둥근 혹은 날카로운 2가지 앞전 형상을

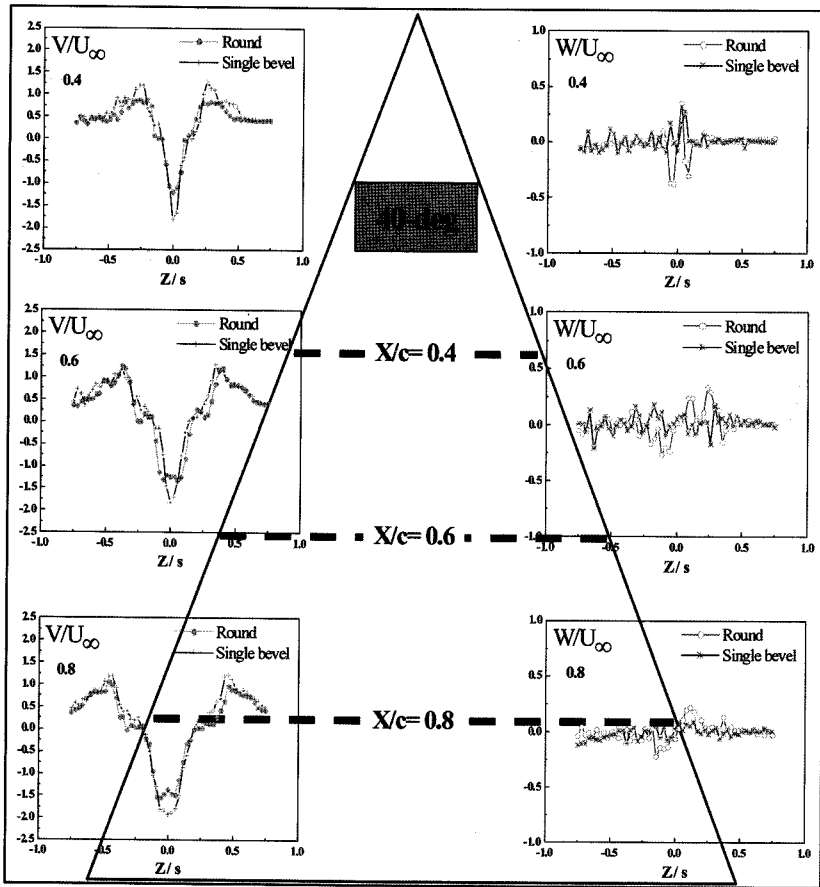


Fig. 8. Swirl velocity (V, W) profiles of Y - Z planes in the angle of attack 40° .

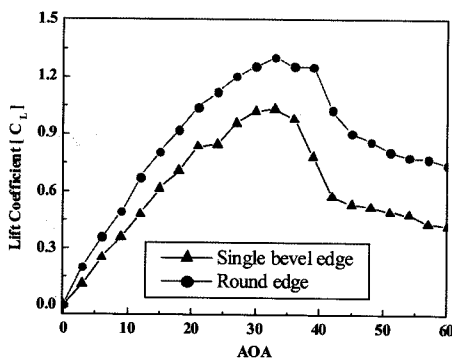


Fig. 9. Variation of the lift coefficient with each leading edge shapes according to angles of attack.

갖는 삼각 날개에 대하여 레이놀즈 수 65,000 일 때 윗면에 나타나는 복잡한 유동 구조를 PIV기법으로 가시화하고 측정하였으며, 동일한 조건에서 풍동 저울을 이

용하여 공력 특성 실험을 하였으며 다음과 같은 결론을 얻었다.

(1) 모든 경우에서 비교적 대칭인 한 쌍의 반대로 회전하는 와류 유동 구조를 보였으며 상대적으로 유동이 아랫면에서 윗면으로 잘 말아 올라갈 것으로 예상되는 등근 앞전에서 이차 와류가 더 강하게 발달하였다.

(2) 와도 분포와 양력 계수의 분포에서도 등근 형상이 더 강하고 큰 값을 보였으며, 이것으로부터 등근 앞전을 갖는 삼각 날개인 경우가 윗면에서 더 큰 흡입 압력장을 형성하여 상당한 비선형의 추가 양력을 형성하는 것을 알 수 있다.

후 기

이 논문은 2007년도 교육인적자원부의 지방대학 혁신역량강화사업(NURI)에 의해 지원되었음.

참고문헌

- 1) Nelson, R. C. and Pelletier, A., 2003, "The Unsteady Aerodynamics of Slender Wings and Aircraft Undergoing Large," *Progress in Aerospace Science*, 39 pp. 185-248.
- 2) Earnshaw, P. B., 1961, "An Experimental Investigation of Structure of a Leading Edge Vortex," *RAE Tech Note No. Aero. 2740*.
- 3) Payne F. M., Nelson R. C. and Schiff L. B., 1988, "Visualization and Wake Surveys of Vortical Flow over a Delta Wing," *J. of Aircraft*, Vol.26(2), pp. 137-143.
- 4) Verhaagen, N. G and Naarding, S. H. J., 1989, "Experimental and Numerical Investigation of the Vortex Flow over a Yawed Delta Wing," *AIAA Paper* 1988-2563
- 5) Miao, J. J., Kuo K. T., Liu, W. H., Hsieh, S. J., Chou, J. H. and Lin C. K., 1995, "Flow Developments above 50-deg Sweep Delta Wings with Different Leading-edge Profiles," *J. of Aircraft*, Vol.32(4), pp. 787-794.
- 6) Chu, J. and Luckring, J. M., 1996, "Experimental Surface Pressure Data Obtained on 65° Delta Wing Across Reynolds Number and Mach Number Ranges," *NASA TM-4645*.
- 7) Lee, K. Y. and Sohn, M. H., 2001, "Study on the Vortex Characteristics over a Delta Wing with Leading Edge Extension by Pressure Distribution Measurement," *Trans. of the KSAS*, Vol.29(8), pp. 18-25.
- 8) Lee, K. Y. and Sohn, M. H., 2003, "The Vortical Flow Field of Delta Wing with Leading Edge Extension," *KSME Int'l Journal*, Vol.17(6), pp. 914-924.
- 9) Lee, K. Y., Sohn, M. H. and Chung, G. S., 2003, "Velocity Field Measurements over a LEX/Delta Wing by Triple Axis Hot-Film Anemometry," *Trans. of the KSAS*, Vol.31(9), pp. 1-8
- 10) Lee, Y. K. and Kim, H. D., 2004, "Vortical Flows over a LEX Delta Wing at High Angles of Attack," *KSME Int'l Journal*, Vol.18(6), pp. 1042-1051.
- 11) Sung, J. and Yoo, J. Y., 2001, "Three-Dimensional Phase Averaging of Time-Resolved PIV Measurement Data," *Meas. Sci. Technol.*, Vol.12, pp. 655-662.
- 12) Kim, J. S., Sung, J., Kim, S. and Kim, J. S., 2006, "A Change of Three-Dimensional Vortical Structures by an Air Spoiler in the Wake of a Road Vehicle," *Trans. of the KSVI*, Vol.4(1), pp. 56-61.
- 13) Jin, H. S., Kim, S., Kim, J. S., Choi, J. and Park, J., 2007, "Experiments on the Vortical Structures in a Delta Wing When the Geometry is Changed," *18th Int'l Symposium on Transport Phenomena*, Daejeon, Korea, 27-30 August, ISTP-250.