

시간해상도 PIV를 이용한 델타형 날개에서의 와류 유동특성에 관한 연구

최민선† · 이 현* · 이영호**

(원고접수일 : 2003년 8월 11일, 심사완료일 : 2003년 11월 17일)

A Study about Vortex Flow Characteristics on Delta Wing by Time-resolving PIV

Min-Seom Choi† · Hyun Lee* · Young-Ho Lee**

Abstract : The dominant effect of the interaction between vortices, generated by the addition of the Leading Edge Extension(LEX) in front of the wing, was well observed in this experiment. In this study, systematic approach by PIV experimental method within a circulating water channel was adopted to study the fundamental characteristics of induced vortex generation, development and its breakdown appearing on a delta wing model with or without LEX in terms of four angles of attack(15°, 20°, 25°, 30°) and six measuring sections(30%, 40%, 50%, 60%, 70%, 80%) of chord length. Distributions of time-averaged velocity vectors and vortices over the delta wing model were compared along the chord length direction. High-speed CCD camera which made it possible to acquire serial images is able to get the detailed information about the flow characteristics occurred on the delta wing. Especially quantitative comparison of the maximum vorticity featuring the induced pressure distribution were also conducted to clarify the significance of the LEX existence.

Key words : Particle Image Velocity(입자영상유속계), Delta wing(델타형 날개), Leading edge extension(연장된 앞전), Vortex breakdown(와류붕괴)

1. 서 론

델타형 날개는 아음속 또는 초음속 유동에서 사용하기 위해 설계된 대칭적인 삼각형 구조의 날개로서 낮은 종횡비(Asspect ratio)와 얇은 두께의

날개를 가지며, 음속 부근에서의 충격파의 발생이 주는 여러 가지 영향을 적게 하여 비행기의 가속을 증가시키고, 안정성을 증가시킬 수 있는 장점을 가진 날개이다(1). 현대의 전투기에서는 초음속 유동에서 안정적인 비행을 위하여 대부분 이리

† 책임저자(목포국해양대학교 기관시스템공학부), E-mail : cmscms@mmu.ac.kr, T : 061)240-7081

* 한국해양대학교 대학원 기계공학과

** 한국해양대학교 기계·정보공학부

한 델타형 날개 모델을 선택하고 있으며, 현재까지 많은 연구자들에 의해 다양한 연구가 진행되고 있다. 일정한 받음각(Angle of attack : α)을 가지는 델타형 날개 상면의 공기 흐름은 날개의 전연에서 두 개의 흐름으로 분리되어 나선형 구조를 갖는 흐름을 형성하게 되며(2), 이러한 나선형 와류의 중심에서 발생하는 빠른 유속은 날개 윗면에 커다란 부압(Suction pressure)을 형성하여 고양력을 발생시키게 된다(3). 이 두 개의 와류는 전단층 밖의 유속에 의하여 날개 후방으로 이동하면서 나선형 와류의 영역이 확대되며, 중심에서의 와도는 약해지게 된다. 델타형 날개에서 실속각 이상의 받음각을 가질 경우나 날개의 유동방향에 대한 옆미끄럼 각도(Sideslip angle)를 가질 경우 날개상부에서 와류붕괴(Vortex break down) 현상이 발생하게 된다. 집중된 와류선이 임의의 조건하에서 갑자기 붕괴되는 와류붕괴는 대칭적으로 발생할 수도 있고, 옆미끄럼각 등의 결과로 비대칭적으로 발생할 수도 있다. 와류붕괴의 메커니즘은 아주 복잡하여서 유체공학 분야에 있어서 해결되지 않은 문제 중의 하나로 와류붕괴의 영역이 날개의 앞전으로 이동함에 따라 급격한 양력의 손실을 초래하여 실속현상 등을 일으키며, 항공기의 안정성을 크게 저하시키게 된다. 이에 많은 연구자들이 와류붕괴를 지연시킬 수 있는 여러 가지 방법들을 연구하고 있으며, 대표적인 방법 중의 하나가 델타형 날개의 전연을 연장한 LEX(Leading edge extension)를 장착하는 것이다. LEX는 델타형 날개와 전방동체와의 연결 부분에 날카로운 형상으로 부착되며, 공기의 흐름을 분리 시킴으로서 전연와류(Leading edge Vortex)의 발생을 초래한다(4), (5). 본 연구에서는 델타형 날개에 LEX를 장착하지 않은 경우와 LEX를 장착한 델타형 날개 상면에서 발생하는 와류구조에 대한 기본적인 유동 특성을 분석하기 위하여 델타형 날개시위(Chord length)의 다양한 위치에서 실험 조건을 설정하여 PIV(Particle Image Velocimetry) 가시화 실험을 수행하였으며, 각 계측 영역에서의 시간평균 속도벡터와 와도분포 등을 비교·분석하여 정량적인 속도와 와

도 데이터를 제시하고자 하였다.

2. 실험장치

그림 1은 본 실험에 사용된 PIV 시스템의 구성도를 나타내고 있다. 실험에 사용된 광원으로는 5W급 출력의 Ar-Ion 연속광 레이저가 사용되었으며, 입력장치로는 1280×1024 pixel의 해상도를 가지는 고속도 카메라(Maximum:1000FPS)를 이용하여 500장의 연속적인 영상을 획득하였다. 계측하고자 하는 유동단면에 원통형 렌즈(Cylindrical lens)를 사용하여 sheet를 형성하였으며, 추적입자로는 작동유체의 흐름에 방해가 되지 않는 PVC 구형입자를 사용하였다. 그림 2는 실제 실험에 사용된 회류수조를 나타내고 있다. 그림의 회류수조는 200mm×200mm의 투명아크릴로 제작되었고, 수조의 하단부에 펌프를 설치하여 작동유체가 순환할 수 있도록 하였으며, 밸브를

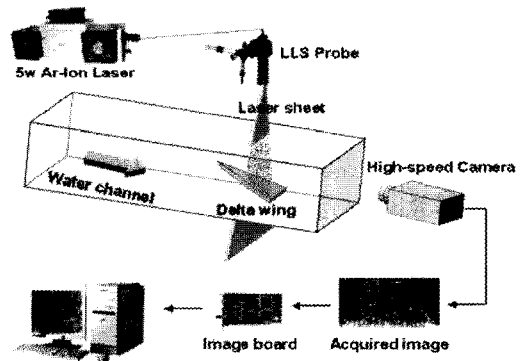


Fig. 1 PIV arrangement

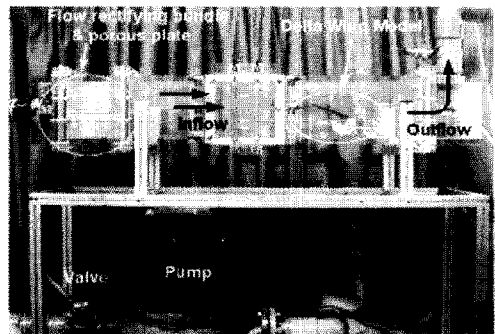


Fig. 2 Experiment equipment

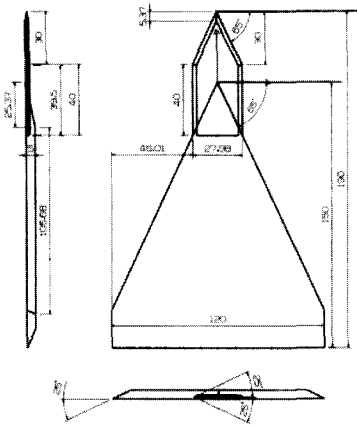


Fig. 3 Dimension of model(with LEX)

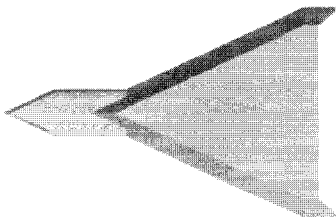


Fig. 4 Shape of delta wing(bottom view)

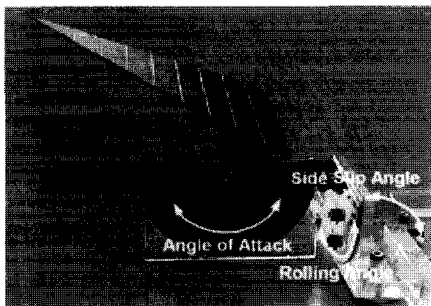


Fig. 5 Controllable angle adjust mechanism

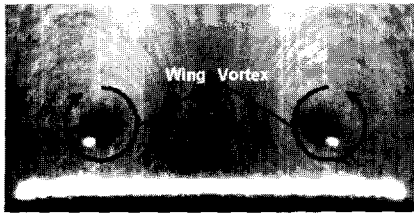
이용하여 수조에 유입되는 유량을 조절할 수 있도록 하였다. 회류수조 내부에서 행해지는 실험은 물체 전방에서의 균일한 유입이 보장되지 않으면 실험의 결과에 있어서 신뢰성이 떨어지게 된다. 이에 본 실험에서는 수조내부의 입구에 정류판과 다공판을 설치하여 균일유입을 확보하고자 하였으며, 상온수를 작동수로 하여 입구속도 0.2m/sec로 LEX를 부착한 경우와 부착하지 않은 경우에 동일하게 적용하였다. 그림 3, 4는 LEX를 부착한 델

타형 날개의 모델을 나타내고 있다. LEX를 부착한 델타형 날개모델은 코드길이가 190mm, 뒷전에서 스패폭이 120mm, 65°의 후퇴각(Sweep angle)을 가지며, 86%의 코드 위치에서 90°로 잘라낸 평판형 삼각날개로서 앞전의 날개는 25°의 각도로 NC 가공에 의해 황동으로 제작되었다.

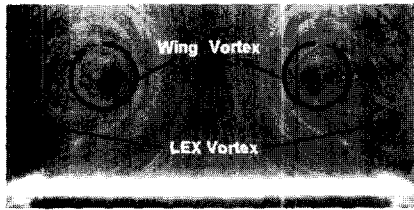
그림 5는 수조내부에 설치되어 델타형 날개의 받음각, 미끄럼각 등을 자유롭게 제어할 수 있도록 제작된 기구이다. 델타형 날개는 이와같은 장치에 부착되어 받음각(15°, 20°, 25°, 30°)을 변화시키며 각각의 받음각에서 날개코드(30%, 40%, 50%, 60%, 70%, 80%)의 위치에 대하여 실험을 행하였다.

3. 결과 및 고찰

그림 6은 받음각 25°, 날개시위 40%에서의 배경감산시 사용될 200개의 영상을 평균한 그림이다. 그림 4(a)의 LEX를 부착하지 않은 델타형 날개에서는 날개전면에서 분리된 두 개의 나선형 와류에 의한 날개와류(Wing vortex)가 나타나는 것을 볼 수 있으며, 그림 4(b)의 LEX를 부착한 델타형 날개에서는 날개와류 이외에 날개와류와 동일한 방향의 LEX 와류가 날개 상면에 나타나 있는 것을 명확히 확인할 수 있다. 그림 7은 받음각 25°를 가지는 델타형 날개에서의 시간평균 속도벡터 분포를 나타내고 있다. 동일한 실험조건하에서 LEX를 장착한 경우가 LEX를 장착하지 않은 경우에 비하여 전반적으로 날개의 상부에서 속도가 높은 것을 볼 수 있으며, LEX를 장착하지 않은 모델과는 달리날개의 상부에 주와류와 동일한 방향의 LEX 와류가 나타나는 것을 확인할 수 있다. 그림 8(a)은 받음각 25°를 가지는 LEX를 장착하지 않은 모델에서의 시간평균 와도분포를 나타내고 있다. 좌우대칭의 와류가 회류수조에 고정된 델타형 날개 모델의 상부에 나타나고 있으며, 날개의 전면에서 후연으로 이동하면서 날개상면에 발달하는 나선형 대칭와류의 영역이 커지는 반면, 와류중심의 강도는 약해지는 것을 관찰할 수 있다.



(a) Without LEX



(b) With LEX

Fig. 6 Comparison of vorticity distribution of vorticity ($\alpha=25^\circ$, chord length=40%)

그림 8(b)은 받음각 25° 를 가지는 LEX를 장착한 모델에서의 시간평균 와도분포를 나타내고 있으며, 그림 8(a)과 8(b)을 비교해보면, LEX를 부착했을 경우는 앞에서 언급했듯이 델타형 날개로 인하여 발생하는 날개와류 이외에 날개

와류와 동일한 방향의 LEX 와류가 나타나고 있으며, 이러한 LEX 와류는 날개의 전연에서는 날개와류에 비해 상당히 날개의 상단부에 부양하여 위치하다가 후연으로 이동하면서 날개면에 접근하는 것을 확인할 수 있고, 반면에 날개와류는 후연으로 이동하면서 날개면으로부터 부양하는 것을 볼 수 있다. 날개시위 60% 위치부터 날개의 후방으로 이동하면서 LEX 와류는 동일한 방향의 날개와류와 결합하게 되고, 이러한 영향으로 델타형 날개에 LEX를 부착했을 경우 날개의 후방에서 LEX를 부착하지 않은 경우보다 큰 와도의 집중된 영역이 발생하여 보다 큰 양력을 얻을 수 있다. 그림 9는 LEX를 부착하지 않은 경우와 LEX를 부착한 경우에 대해 계측영역에서 날개시위 위치의 증가에 따른 최대와도의 크기를 나타내고 있다. 그림 9(a)의 LEX를 부착하지 않은 경우에는 일반적으로 날개시위의 위치가 증가함에 따라 최대와도가 감소하는 경향을 관찰할 수 있으며, 특별히 받음각 20° 이상에서는 최대와도의 값이 급격하게 감소하는 것을 발견할 수 있다. 이와 같이 최대와도가 급격하게 감소하는 부분에서 비행의 안정성을 저하시키는

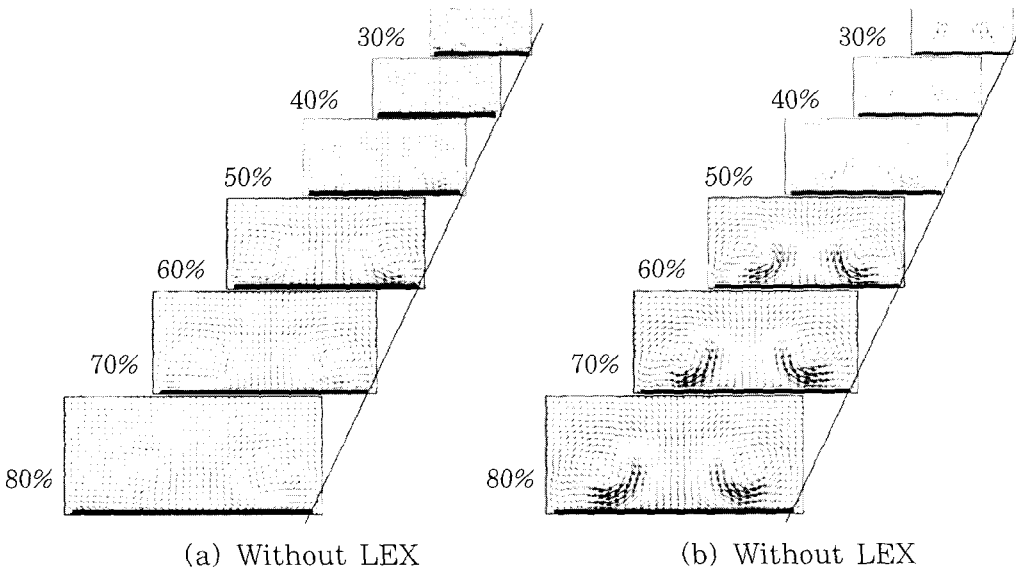


Fig. 7 Distribution of time-averaged velocity vectors ($\alpha = 25^\circ$)

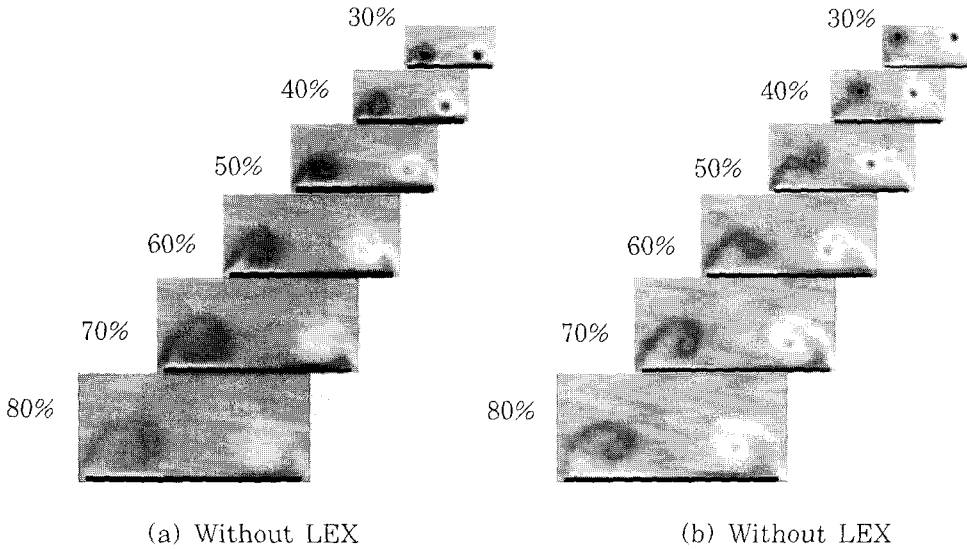
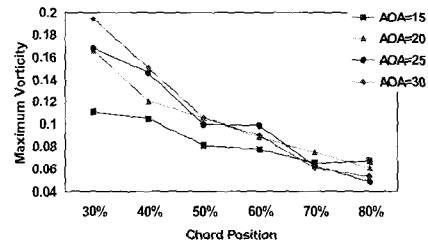


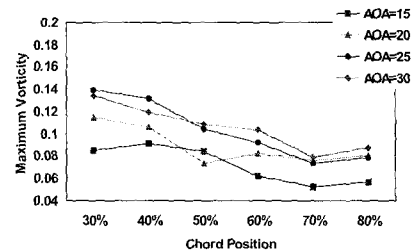
Fig. 8 Distribution of time-averaged vorticity ($\alpha = 25^\circ$)

와류붕괴 현상등이 일어나는 것을 예상할 수 있다. LEX를 부착한 그림9(b)에서는 그림9(a)와 같은 최대와도의 급격한 감소가 일어나지 않고 비교적 완만한 감소 경향을 확인할 수 있으며, 날개의 후연에서는 최대와도의 값이 LEX를 부착하지 않은 경우보다 높게 나타나는 것을 발견할 수 있다. 그림 9의 결과를 통하여 LEX를 부착함으로써 비교적 높은 받음각에서도 최대와도의 급격한 감소를 피할 수 있으며, 특히 낮은 받음각보다 비교적 높은 받음각에서 LEX 부착의 효과를 확인할 수 있고, LEX 와류에 의한 와류붕괴의 지연효과를 확인할 수 있다.

그림 10은 받음각의 변화에 따른 최대 와도값의 변화를 나타내고 있다. 그림 10(a)의 LEX를 부착하지 않은 모델의 경우는 날개시위 30%, 40%에서는 받음각 25°까지 증가하다가 30°감소하는 경향을 보이며, 50%와 60%위치에서는 받음각 20°까지 와도가 증가하며, 70%, 80%위치에서는 받음각 15°에서부터 최대와도의 값이 감소하는 것을 알 수 있다. 반면에 그림 10(b)의 LEX를 부착한 모델에서는 받음각이 증가함에 따라 각 날개시위 위치에서의 와도의 값이 증가하는 것을 볼 수 있다. 받음각 15°~ 25°전영역



(a) Absolute maximum vorticity(without LEX)

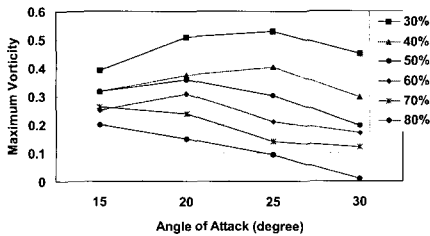


(b) Absolute maximum vorticity(with LEX)

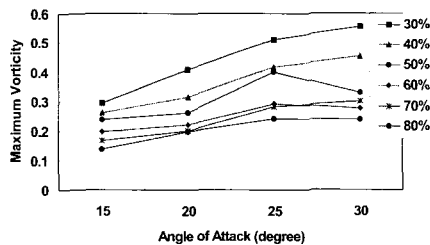
Fig. 9 Comparison of maximum vorticity due to chord length

에서 받음각의 증가와 함께 최대와류의 값이 증가하는 것을 볼 수 있으며, 받음각 25°~ 30°

에서는 최대와도 값의 증가곡선이 완만해지거나 감소하는 경향을 보인다. 이는 LEX 부착으로 비교적 높은 받음각에서도 와류붕괴의 진행없이 후연까지 보다 안정적인 유동장을 형성할 수 있음을 보여주며, 그림 10(b)의 그림에서 살펴보면 시위위치 60% 이상에서는 받음각이 증가함에 따라 최대와도 값이 감소하는 경향을 살펴볼 수 있는데 이는 일정한 받음각 이상에서는 LEX를 부착하더라도 와류붕괴가 필연적으로 발생하는 것을 보여준다.



(a) Absolute maximum vorticity(without LEX)



(b) Absolute maximum vorticity(with LEX)

Fig. 10 Comparison of maximum vorticity due to angle of attack

4. 결 론

본 연구에서는 날개의 전면에 LEX를 장착한 델타형 날개와 LEX를 장착하지 않은 델타형 날개 상면에 발달되는 나선형 대칭와류의 유동특성을 규명하기 위하여 다양한 받음각에 대하여 각각의 날개시위에서 PIV 실험을 수행하였다. 날개 각각의 계측단면에서 속도분포와 와도분포의 정량적인 데이터를 획득하였으며, 획득한 정

량적인 데이터를 이용하여 받음각의 증가와 날개시위 위치의 변화에 따른 유동특성을 고찰하여 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

- 1) 일정한 받음각 이상에서는 날개의 후방으로 이동할수록 날개에서의 양력을 발생시키는 중심에서의 최대와도의 값이 약해지게 된다.
- 2) 델타형 날개에 LEX를 부착함으로써 날개와류 이외에 추가적인 LEX 와류가 발생하게 되며, 날개의 후연으로 이동하면서 날개와류와 결합하여 날개의 안정성을 저하시키는 와류붕괴를 지연시키는 것을 확인하였다.
- 3) 날개상부에 나타나는 최대와도의 위치를 파악하였으며, LEX 와류와 날개와류의 위치를 비교함으로써 두 와류간의 상호작용을 이해할 수 있었다.

이 논문은 2003년도 두뇌한국21 사업에 의하여 지원되었음.

참고문헌

- [1] Josef Rom, "High Angle of Attack Aerodynamics, The Slender Deltwa Type Wings," M.pp.13-23, 1992
- [2] D. Brodetsky, S. B. Nikiforov, A. A. Pavlov, A. M. Shevchenko, "Visualization of a Supersonic Flow on the Leaside of a Delta Wing," Proc. of The 6th Asian symp. on Visualization, Paper number-077, 2001
- [3] Neven Lang, "PIV Measurement in Sub and Supersonic Flow over the Delta Wing Configuration," Proc. of 8th International Sym. on Flow Visualization, Paper number -205, 1998
- [4] Lee Y. H., Sohn M. H., Lee H., Kim J. H. and Kim B. S, "PIV Analysis of a Delta Wing Flow with or without

LEX(Leading edge extension)," Proc. of LISBOA '2002, 2002

- [5] Lee. E. K. and Sohn. M. H., "Investigation of Vortex Interaction over a Delta Wing with the Leading Edge Extension," J. of KIMST. 2002

저 자 소 개



최민선 (崔民善)

1959년 1월 28일생, 1982년 한국해양대학교 기관학과 졸업, 1995년 한국해양대학교 대학원 기계공학과 졸업(박사), 현재 목포해양대학교 부교수, 당학회 중신회원



이 현(李賢)

1974년 4월생, 2000년 경남대학교 기계공학과 졸업(공학사), 2002년 한국해양대학교 대학원 기계공학과 졸업(공학석사), 현재 한국해양대학교 대학원 박사과정 재학중, (주)STX 조선품질관리부



이영호 (李英浩)

1958년 2월생, 1980년 한국해양대학교 기관학과 졸업, 1986~1989년 일본동경대학 기계공학과(공학박사), 1980~현재, 한국해양대학교근무(기계·정보공학부 교수), 2003. 3~현재, 조선·해양기자재 연구센터 소장, 2001. 5~현재, (재)부산테크노파크 분소장(운영위원), 관심분야 : PIV, CFD, 환경에너지, 유체기계