

## 시간해상도 PIV를 이용한 델타형 날개에서의 와류유동특성에 관한 연구

이현<sup>†</sup> · 김범석<sup>\*</sup> · 손명환<sup>\*\*</sup> · 이영호<sup>\*\*\*</sup>

### A Study about Vortex Flow Characteristics on Delta wing by Wime-Resolving PIV

Hyun Lee · Beom-Seok Kim · Myong-Hwan Sohn · Young-Ho Lee

#### Abstract

Highly swept leading edge extension(LEX) applied to delta wings has greatly improved the subsonic maneuverability of contemporary fighters. 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( $15^\circ$ ,  $20^\circ$ ,  $25^\circ$ ,  $30^\circ$ ) and six measuring sections(30%, 40%, 50%, 60%, 70%, 80%) of chord length. Distributions of time-averaged velocity vectors and vorticities 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), High-speed CCD camera(고속도 CCD 카메라).

#### 1. 서 론

델타형 날개는 아음속 또는 초음속 유동에서 사용하기 위해 설계된 대칭적인 삼각형 구조의 날개로서 낮은 중횡비(Aspect 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 이러한 델타형 날개 모델을 선택하고 있으며, 현

재까지 많은 연구자들에 의해 다양한 연구가 진행되고 있다. 일정한 받음각(Angle of attack :  $\alpha$ )을 가지는 델타형 날개 상면의 공기 흐름은 날개의 전연에서 두 개의 흐름으로 분리되어 나선형 구조를 갖는 흐름을 형성하게 되며, 이러한 나선형 와류의 중심에서 발생하는 빠른 유속은 날개 윗면에 커다란 부압(Suction pressure)을 형성하여 고양력을 발생시키게 된다(2). 이 두 개의 와류는 전단층 밖의 유속에 의하여 날개 후방으로 이동하면서 나선형 와류의 영역이 넓어지며, 중심에서의 와도는 약해지게 된다. 델타형 날개에서 실속각 이상의 받음각을 가질 경우나 날개의 유동 방향에 대한 옆 미끄럼 각도(Sideslip angle)를 가질 경우 날개상부에서 발생하는 부압의 감소에 의한 와류붕괴(Vortex breakdown) 현상이 발생하게 된다. 집중된 와류선이 임의의 조건 하에서 갑자기 붕괴되는 와류붕괴는 대칭적으로 발생할

<sup>†</sup> 한국해양대학교 대학원

E-mail : david@pivlab.net

<sup>\*</sup> 한국해양대학교 대학원 기계공학과

<sup>\*\*</sup> 공군사관학교 항공우주공학과

<sup>\*\*\*</sup> 한국해양대학교 기계·정보공학부

수도 있고, 옆미끄럼각 등의 결과로 비대칭적으로 발생할 수도 있다. 와류붕괴의 메커니즘은 아주 복잡하여서 유체공학 분야에 있어서 해결되지 않은 문제 중의 하나로 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 분리시킴으로서 전연와류(Leading edge Vortex)의 발생을 초래한다. LEX를 부착함으로써 주날개에서 발생하는 와도와 기체의 안정성을 크게 증가시키고, 높은 받음각에서도 양력의 증가를 초래하며, 실속을 유연하게 발생시키는 역할을 한다.

본 연구에서는 LEX를 장착한 경우와 LEX를 장착하지 않은 경우의 델타형 날개 상면에서 발생하는 와류구조에 대한 기본적인 유동 특성을 분석하기 위하여 델타형 날개시위(Chord line)의 다양한 위치에서 실험 조건을 설정하여 최신가시화 기법인 PIV(Particle Image Velocimetry)실험을 수행하였으며, 각 계측 영역에서의 시간평균 속도벡터와 와도분포 등을 비교 분석하여 정량적인 속도와 와도 데이터를 제시하였다.

## 2. 실험장치

그림 1은 실제 실험에 사용된 회류수조를 나타내고 있다. 그림의 회류수조는 200mm×200mm의 투명아크릴로 제작되었고, 수조의 하단부에 펌프를 설치하여 작동유체가 순환할 수 있도록 하였으며, 밸브를 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, 1000mm×1200mm×800mm의 수조를 이용하여 작동유체를 순환시킴으로서 기포의 발생을 최소화 시켰다. 회류수조 내부의 하부에 고정되어 있는 델타형 날개모델은 받음각, 옆미끄럼각 등을 자유롭게 조절할 수 있도록

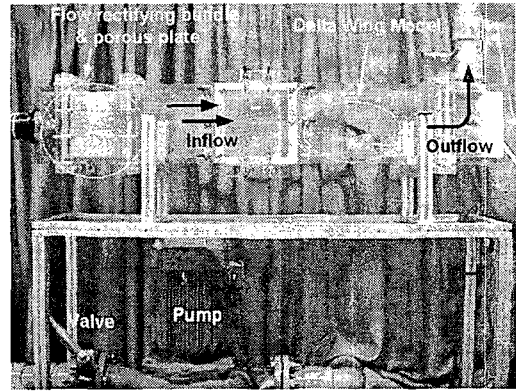
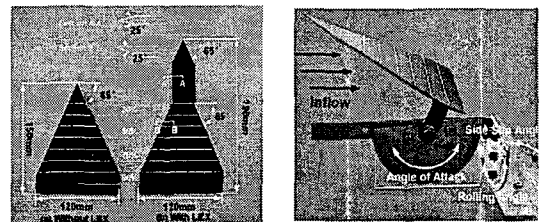


Fig. 1 Experimental Equipment



(a) Dimension of test model (b) Delta wing holder

Fig.2 Delta wing model

제작하였다. 델타형 날개는 날개의 받음각( $15^\circ$ ,  $20^\circ$ ,  $25^\circ$ ,  $30^\circ$ ) 변화시키며 각각의 받음각에서 날개코드(30%, 40%, 50%, 60%, 70%, 80%)의 위치에 대하여 실험을 행하였다.

그림2(a)는 LEX를 부착하지 않은 델타형 날개와 LEX를 장착한 델타형 날개의 모델을 나타내고 있다. 델타형 날개모델은 코드길이가 150mm, 뒷전에서의 스패폭이 120mm,  $65^\circ$ 의 후퇴각(Sweep Angle)을 가지며, 86%의 코드 위치에서  $90^\circ$ 로 잘라낸 평판형 삼각 날개로서 앞전의 날개는  $25^\circ$ 의 각도로 NC 가공에 의해 황동으로 제작되었다. 그림2(b)는 수조내부에 설치되어 델타형 날개의 받음각, 미끄럼각 등을 자유롭게 제어할 수 있도록 제작된 기구이다.

본 실험에서는 5W 출력의 Argon-Ion 레이저와  $1280 \times 1024$ pixel의 해상도를 가지는 High-speed CCD 카메라를 이용하여 1초에 500장의 연속적인 영상을 획득하였다. PIV의 2차원 실험에서는 계측하고자 하는 단면에 2차원의 sheet를 형성해야 하는데, 이를 위하여 원통형 렌즈(Cylindrical lens)를 사용하였으며, 추적입자로는 작동유체의 흐름에 방해가 주지 않는 구형 PVC 입자를 사용하였

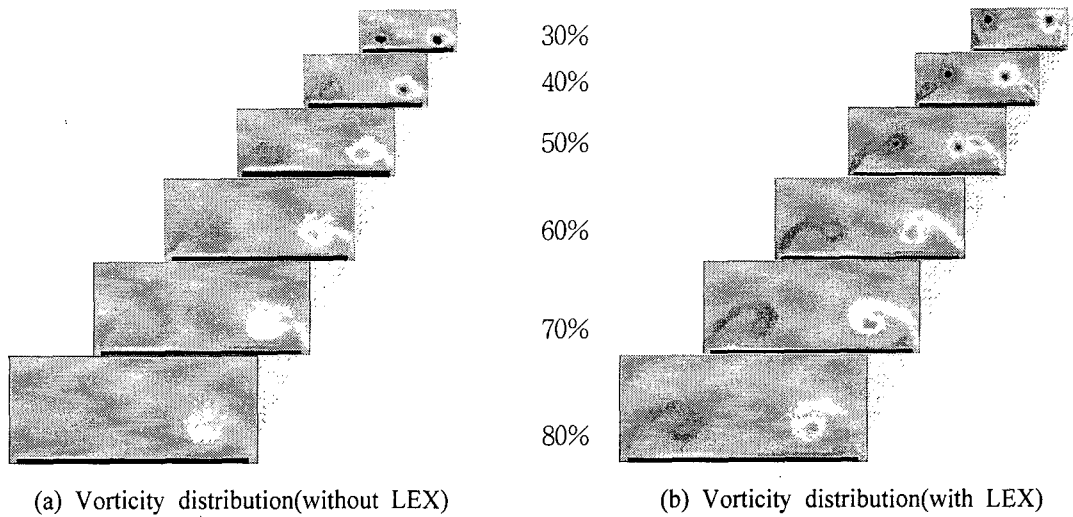


Fig. 3 Distributions of vorticity in angle of attack = 25°

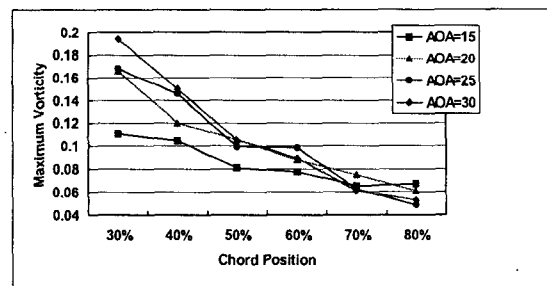
다. 1/500초의 시간간격으로 카메라의 자체 메모리에 저장되어 있는 영상은 1/30초로 재생하여 하드디스크에 저장되며, 저장된 영상은 PIV 전용 소프트웨어(CACTUS2002)를 이용하여 처리하였다.

### 3. 결과 및 고찰

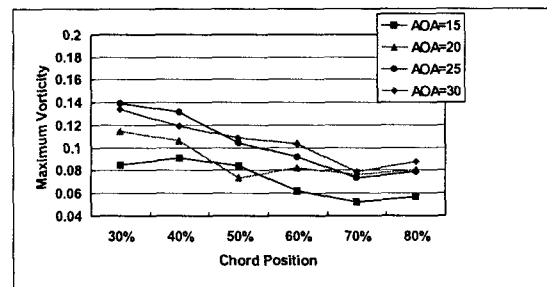
그림 3(a)는 받음각 25°를 가지는 LEX를 장착하지 않은 모델에서의 시간평균 와도분포를 나타내고 있다. 좌우대칭의 와류가 회류수조내에 고정된 델타형 날개 모델의 상부에 잘 나타나고 있으며, 날개의 전연에서 후연으로 이동할수록 델타형 날개의 상면에 발달하는 나선형 대칭와류의 영역이 커지는 반면, 와류중심의 강도는 약해지는 것을 관찰할 수 있다. 그림 3(b)는 받음각 25°를 가지는 LEX를 장착한 모델에서의 시간평균 와도분포를 나타내고 있다. 그림 3(a)와 3(b)를 비교해보면, LEX를 부착했을 경우는 델타형 날개로 인하여 발생하는 와류 이외에 델타의 와류와 방향이 같은 LEX 와류가 나타나는 것을 볼 수 있으며, 이러한 LEX 와류는 날개의 전연에서는 델타의 와류에 비해 날개의 상단부에 위치하다가 후연으로 이동하면서 날개면에 접근하는 것을 볼 수 있어 앞전영역에서는 LEX 와류가 흡입 압력 분포에의 영향이 상대적으로 적음을 알 수 있다. 또한 날개의 시위 60%위치에서 LEX 와류는 델타의 와류와 결합하기 시작하여 70%위치에

서는 두개의 와류가 완전히 결합하는 것을 볼 수 있다. LEX 와류는 델타의 와류와 같은 방향으로 회전하는 와류이므로 날개의 후방으로 이동하면서 델타의 와류와 결합하게 되며, 이러한 영향으로 델타형 날개에 LEX를 부착했을 경우 날개의 후방에서 LEX를 부착하지 않은 경우보다 더 큰 양력을 얻을 수 있으며, 와류붕괴 등을 지연시킬 수 있는 효과 등을 가져온다.

그림 4는 LEX를 부착하지 않은 경우와 LEX를



(a) Absolute maximum vorticity(without LEX)



(b) Absolute maximum vorticity(with LEX)

Fig. 4 Comparison of maximum vorticity due to chord position

부착한 경우에 대해 계측영역에서 날개시위 위치의 증가에 따른 최대와도의 크기를 나타내고 있다. 그림 4(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 와류붕괴 현상등이 일어나는 것을 예상할 수 있다. LEX를 부착한 그림 4(b)에서는 그림 4(a)와 같은 최대와도의 급격한 감소가 일어나지 않고 비교적 완만한 감소경향을 확인할 수 있으며, 날개의 후연에서는 최대와도의 값이 LEX를 부착하지 않은 경우보다 높게 나타나는 것을 발견할 수 있다. 그림 4의 결과를 통하여 LEX를 부착함으로써 비교적 높은 받음각에서도 최대와도의 급격한 감소를 피할 수 있으며, LEX 와류에 의한 와류붕괴의 지연효과를 확인할 수 있다.

그림 5는 25°, 30° 받음각을 가지는 LEX를 부착한 델타형 날개에서의 LEX 와류와 델타익 와류의 최대와도값의 위치를 나타내고 있다. 그림에서와 같이 델타익 와류는 날개의 바깥부분에서 생성되며, LEX 와류는 델타익 와류에 비하여 날개의 중심부에서 생성되어 50% 위치부터는 날개의 바깥부분으로 이동하는 것을 볼 수 있다. 이는 날개의 코드 50% 이후부터 LEX 와류는 델타익 와류와 결합하기 시작하는 것으로 예상할 수 있으며, 이러한 영향으로 그림 4(b)에서와 같이 70%와 80% 사이에서 와도의 값이 증가하는 특이한 현상을 확인할 수 있다.

#### 4. 결론

본 연구에서는 날개의 전연에 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 정량적인 데이터를 이용하여 받음각의 증가와 날개시위 위치의 변화에 따른 유동특성을 고찰하여 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

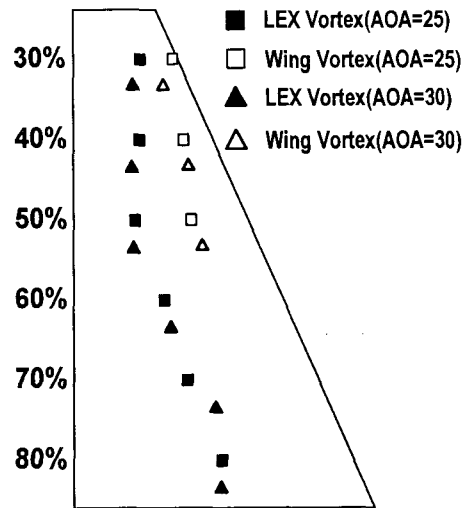


Fig. 5 Position of maximum vorticity

1) 일정한 받음각 이상에서는 날개의 후방으로 이동할수록 날개에서의 양력을 발생시키는 중심에서의 최대와도의 값이 약해지게 된다.

2) 델타형 날개에 LEX를 부착함으로써 델타익 와류 이외에 추가적인 LEX 와류가 발생하게 되며, 날개의 후연으로 이동하면서 델타익 와류와 결합하여 날개의 안정성을 저하시키는 와류붕괴를 지연시키는 것을 확인하였다.

3) 날개상부에 나타나는 최대와도의 위치를 파악하였으며, LEX 와류와 델타익 와류의 위치를 비교함으로써 두 와류간의 상호작용을 이해할 수 있었다.

#### 후기

본 연구는 한국과학재단 목적기초연구(과제번호 : R01-2000-00318)의 지원으로 수행되었으며, 이에 관계자 여러분께 감사드립니다.

#### 참고문헌

- (1) Josef Rom : High Angle of Attack wAerodynamics, The Slender Delta Type Wings.pp.13-23, 1992.).
- (2) Sohn. M. H., Baek. S. W. and Lee. E. K. : An Experimental Investigation of the Vortex Flow and Aerodynamic Load Characteristics of the Delta wing/LEX Configuration in Sideslip, J. of KSASS, 2001.