

PIV에 의한 델타형 날개에서의 LEX 부착여부에 따른 유동특성에 관한 연구

이현*·김범석**·손명환***·이영호****

A Study about Flow Characteristic on Delta wing with/without LEX by PIV

Hyun LEE*, Beom-Seok KIM**, Myong-Hwan SOHN*** and Young-Ho LEE****

Key Words : Particle Image Velocimetry(입자영상유속계), Delta wing(델타형 날개), Leading Edge Extension (연장된 전연), Vortex Breakdown(와류붕괴)

Abstract

Highly sweep leading edge extensions(LEX) applied to delta wings have 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°, 20°, 25°, 30°) and six measuring sections of chord length(30%, 40%, 50%, 60%, 70%, 80%). Sideslip effect in case of the LEX was also studied for two sideslip(yaw) angles(5°, 10°) at one angle of attack(20). Distribution of time-averaged velocity vectors and vorticity over the delta wing model were compared along the chord length direction. Quantitative comparison of the maximum vorticity featuring the induced pressure distribution were also conducted to clarify the significance of the LEX existence. Animation presentation in velocity distribution was also implemented to reveal the effect of LEX with wing vortex interaction.

1. 서론

델타형 날개는 아음속 또는 초음속 유동에서 작동되기 위해 설계된 대칭적인 삼각형 구조의 날개로서 음속 부근에서의 충격파의 발생이 주는 여러가지 영향을 적게하여 비행기의 가속을 증가시키고, 안정성을 증가시킬 수 있는 장점을 가진 날개이다.

일정한 받음각(Angle of Attack : AOA)을 가지는 델타형 날개 상면의 공기흐름^{[1],[2]}은 날개의 전연에서 두 개의 흐름으로 분리되어 나선형 구조를 갖는 흐름을 형성하게 되며, 이러한 나선형 와류의 중심에서 발생하는 빠른 유속은 날개 윗면에 커다란 부압을 형성하여 고양력을 발생시키게 된다. 이 두 개의 와류는 전단층 밖의 유속에 의하여, 날개 후방으로 이동할수록 나선형 와류의 영역이 넓어지게 되며, 중심에서의 와도는 약해지게 된다. 델타형 날개에서 실속각 이상의 받음각을 가질 경우나, 날개의 유동방향에 대한 옆 미끄럼 각도(Slidslip Angle)을 가질 경우 날개상부에서 발생하는 부압의 감소에 의한 와류붕괴(Vortex Breakdown) 현상이 발생하게 된다. 이러한 집중된 와류선이 임의의 조건하에서 갑자기 붕괴되는 와류붕괴는 대칭적으로 발생할 수도 있고, 옆미끄럼각 등의 결과로 비대칭적으로 발생할 수도 있다. 와류붕괴의 메커니즘은 아주 복잡하여서 유체기계에

있어 해결되지 않은 문제중의 하나로서 급격한 양력의 손실을 초래하여 실속현상 등을 일으켜 항공기의 안정성을 크게 저하시키게 된다. 이에 많은 연구자들이 와류붕괴를 지연시킬 수 있는 여러 가지 방법들을 연구하고 있으며, 대표적인 방법중의 하나가 델타형 날개의 앞전을 연장한 LEX(Leading Edge Extension)을 장착하는 것이다. LEX는 델타형 날개와 전방동체와의 연결부분에 날카로운 형상으로 부착되며, 공기의 흐름을 분리시킴으로서 앞전와류(Leading Edge Vortex)의 발생을 초래한다.

지금까지의 델타형 날개의 와류구조를 분석하기 위한 실험적 연구에서 사용된 방법들은 힘과 모멘트의 밸런스 측정, 날개 상면에서의 정압분포 측정, LDV(Laser Doppler Velocimetry), hot wire, 5-hole probe 등에 의한 유동장 측정이었다. 본 연구에서는 LEX를 장착한 경우와 LEX를 장착하지 않은 경우의 델타형 날개 상면에서 발생하는 와류구조에 대한 기본적인 유동특성을 분석하기 위하여 델타형 날개의 여러 코드위치에서 실험조건을 설정하여 최신 가시화 기법인 PIV(particle image velocimetry)실험을 수행하였으며, 각 계측영역에서의 시간평균 속도벡터와 와도분포 등을 비교 분석하여 정량적인 속도와 와도 데이터를 제시하였다.

2. 실험 장치

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

* 한국해양대학교 대학원, david@pivlab.net

** 한국해양대학교 대학원, bum-suck@pivlab.net

*** 공군사관학교 항공우주공학과, myongsohn@hanamil.net

**** 한국해양대학교 기계공학과, lyh@pivlab.net

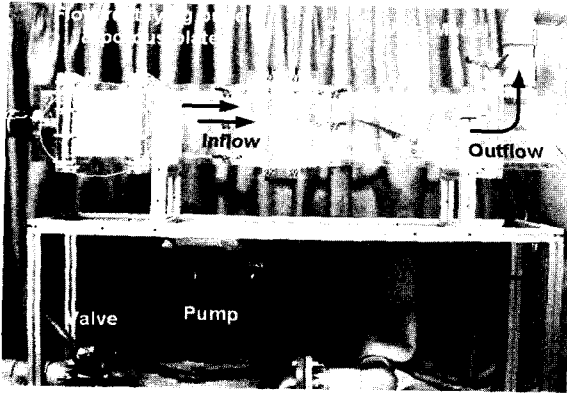


Fig. 1 Experimental Equipment

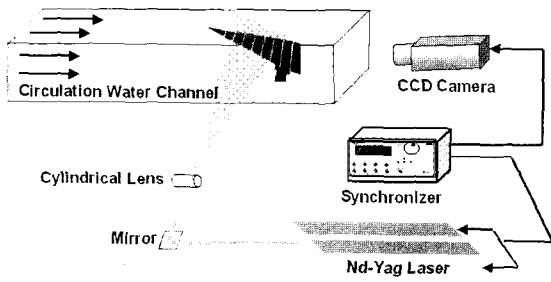


Fig. 2 PIV Arrangement

있도록 하였다. 회류수조 내부에서 행해지는 실험은 물체 전방에서의 균일한 유입이 보장되지 않으면 실험의 결과에 있어서 신뢰성이 떨어지게 된다. 이에 본 실험에서는 수조내부의 입구에 정류관과 다공판을 설치하여 균일유입을 확보하고자 하였으며, 1000mm×1200mm×800mm의 수조를 이용하여 작동유체를 순환시킴으로써 기포의 발생을 최소화 시켰다. 회류수조 내부의 하부에 고정되어 있는 델타형 날개모델은 받음각, 옆미끄럼각 등을 자유롭게 조절할 수 있도록 제작하였다. 델타형 날개는 날개의 받음각(15°, 20°, 25°, 30°)을 변화시키며 각각의 받음각에서 날개코드(30%, 40%, 50%, 60%, 70%, 80%)의 위치에 대하여 실험을 행하였다. 델타형 날개모델은 코드길이가 150mm, 뒷전에서의 스패폭이 120mm, 65°의 후퇴각(Sweep Angle)을 가지며, 86%의 코드 위치에서 90°로 잘라낸 평판형 삼각 날개로서 앞전의 날개는 25°의 각도로 NC 가공에 의해 황동으로 제작되었다. 모델의 표면에 흑색 sheet지를 부착함으로써 추적입자와의 구분을 명확히 하였다.

그림 2는 본 실험에 사용된 PIV 시스템의 장치도를 나타내고 있다. 회류수조 내부의 영상은 1008×1018pixel의 해상도를 가지는 CCD 카메라를 이용하여 입력하였으며, 델타형 날개에서는 상부에서 발생하는 나선형 와류의 속도가 다른 위치에 비하여 고속이므로 동기화 장치(Synchronizer)를 이용하여 Nd-Yag 레이저와 CCD 카메라를 동기화 시키고, 적절한 시간간격을 결정한 후 실험을 행하였다. 작동유체로는 20℃의 상온수도수를 사용하였으며 작동유체의 유입속도는 0.17m/sec ($Re=2.12 \times 10^4$)로 LEX를 부착한 경우와 부착하지 않은 경우에 동일하게 적용하였다. PIV의 2차원 실험에서는 계측하고자 하는 단면에 2차원의 sheet를 형성해야 하는데, 이를 위하여 반사형 거울(Mirror), 구형 렌즈(Spherical lens) 및 원통형 렌즈(Cylindrical lens)를 사용하였으며, 추적입자로는 작동유체의 흐름에 방해가 되지 않는 구형

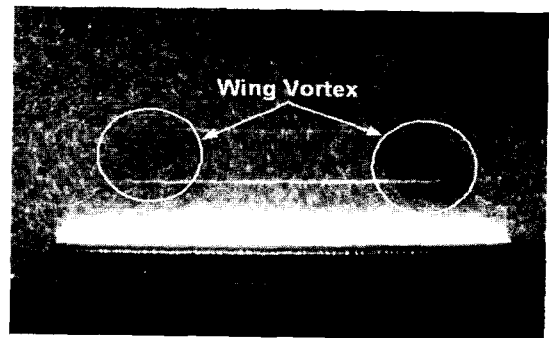
PVC 입자를 사용하였다. 카메라에 의해 획득된 영상은 이미지 그래버를 통해 하드디스크에 저장되며, 저장된 영상은 PIV 전용 소프트웨어(FlowInside3.0)를 이용하여 처리하였다.

3. 결과 및 고찰

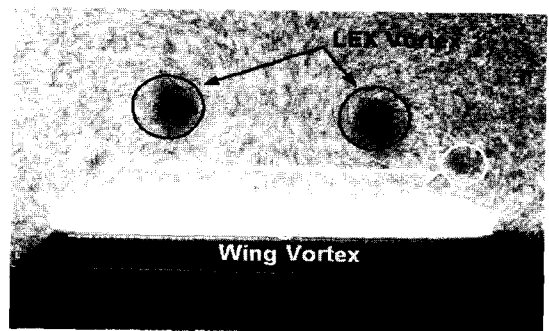
그림 3은 30°의 비교적 큰 받음각을 가지는 델타형 날개의 40% 코드위치에서 배경감산시 사용될 200개의 프레임을 평균하여 나타낸 그림이다. 그림 3(a)의 LEX를 부착하지 않은 경우에는 날개상부에 와류의 집중된 영역인 Wing vortex를 관찰할 수 있으며, 그림 4(b)의 LEX를 장착한 경우에는 날개상부에서 Wing vortex 외에 Wing Vortex와 동일한 방향의 와류의 집중된 영역이 강하게 분포되어 있는 LEX vortex를 볼 수 있다. 이러한 LEX Vortex로 말미암아 날개의 윗면에서 보다 높은 양력을 얻을 수 있으며, 고양력으로 말미암아 안정된 비행을 할 수 있게 된다.

그림 4는 받음각 25°를 가지는 LEX를 장착하지 모델에서의 시간평균 속도벡터와 와도분포를 나타내고 있다. 좌우대칭의 와류가 회류수조내에 고정된 델타형 날개 모델의 상부에 잘 나타나고 있으며, 날개의 앞전에서 뒷전으로 이동할수록 델타형 날개의 상면에 발달하는 나선형 대칭와류의 영역이 넓어지는 반면, 중심에서의 와도는 약해지는 것을 관찰할 수 있다. 그림 4(b)의 와도분포를 살펴보면 주와류에 의해 반대방향으로 회전하는 이차와류가 생성되는 것을 발견할 수 있다. 이러한 이차와류는 주와류를 날개의 안쪽으로 밀어내는 효과가 있다고 보고되고 있다.

그림 5는 받음각 25°를 가지는 LEX를 장착한 모델에서의 시간평균 속도벡터와 와도분포를 나타내고 있다. 그림 5(a)의 속도벡터 분포를 살펴보면, 동일한 실험조건하에서 LEX를 장착한 경우가 LEX를 장착하지 않은 경우에 비하여 전반적으로 델타형 날개 상부에서 속도가 높은 것을 볼 수 있으며, LEX를 장착하

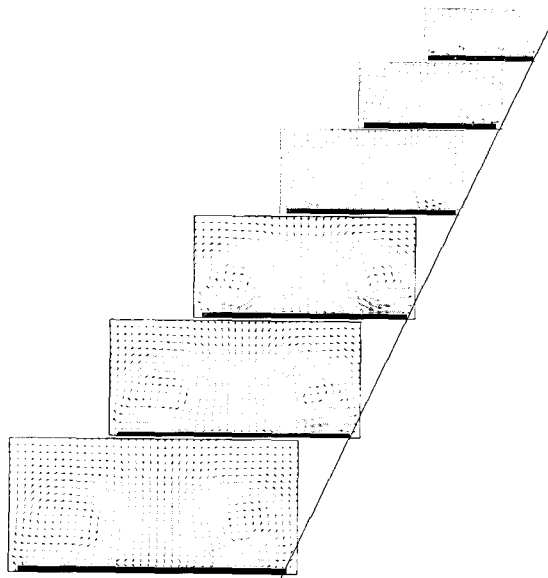


(a) Without LEX

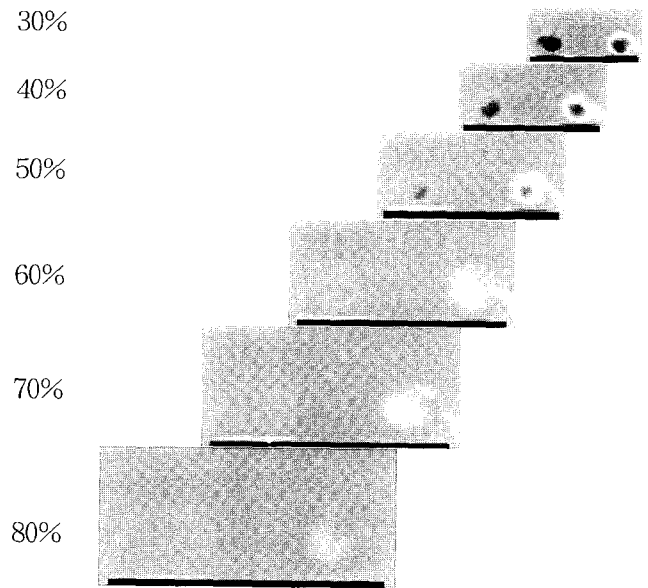


(b) With LEX

Fig. 3 Time-Averaged raw images(AOA=30°, 40%)

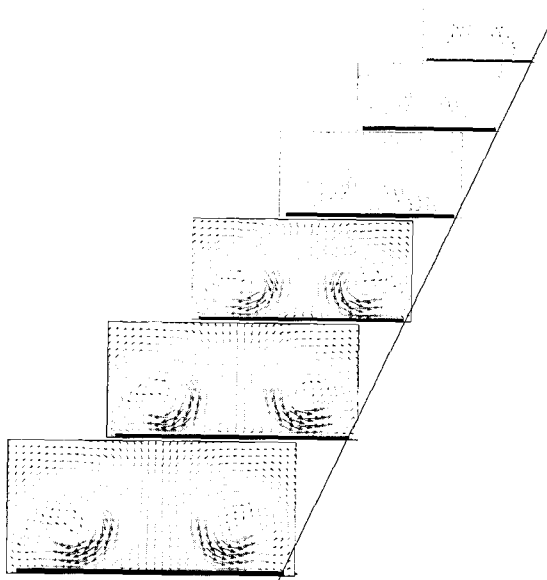


(a) Velocity distribution

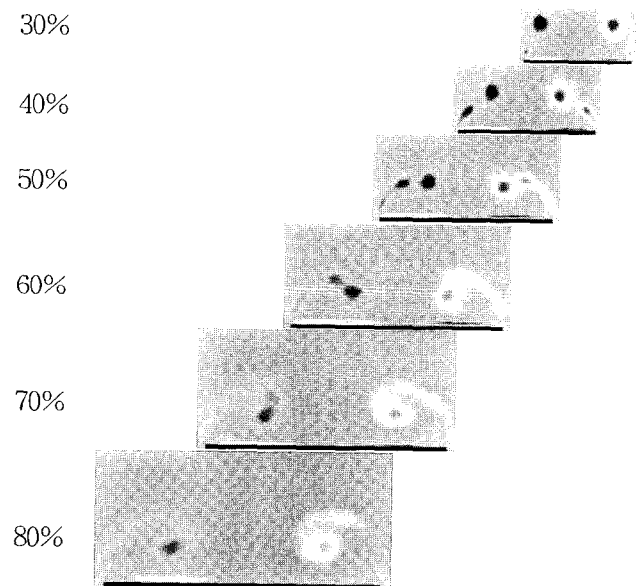


(b) Vorticity distribution

Fig. 4 Distributions of velocity and vorticity in case of Wiout LEX (AOA=25°)



(a) Velocity distribution



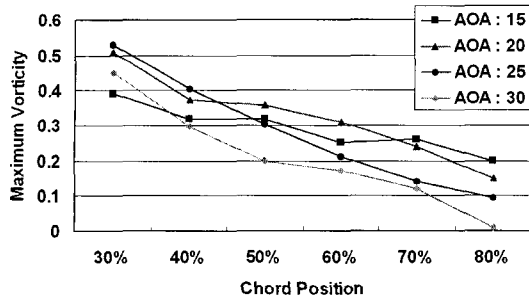
(b) Vorticity distribution

Fig. 5 Distribution of velocity and vorticity in case of with LEX (AOA=25°)

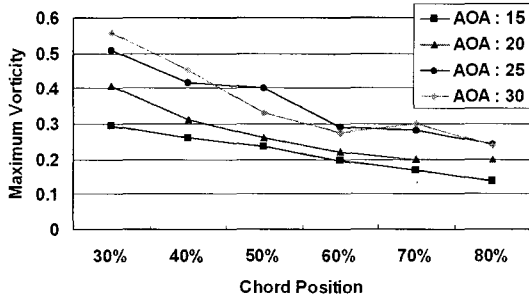
지 않은 모델과는 달리 델타형 날개에 의해 발생하는 주와류 이외에 주와류와 방향이 같은 LEX 와류가 형성되어 있는 것을 볼 수 있으며, LEX와류는 주와류에 비해 날개의 상단부에 위치하는 것을 알 수 있다. 그림 5(b)의 와도분포를 살펴보면, 날개의 코드 50%위치에서 LEX와류는 주와류와 결합하기 시작하여 70% 위치에서는 두개의 와류가 완전히 결합하는 것을 볼 수 있다. LEX와류는 주와류와 같은 방향으로 회전하는 와류이므로 날개의 후방으로 이동하면서 주와류와 결합하게 되며, 이러한 영향으로 델타형 날개에 LEX를 부착했을 경우 날개의 후방에서 LEX를 부착하지 않은 경우보다 더 큰 양력을 얻을 수 있으며, 와류붕괴 등을 지연시킬수 있는 효과 등을 가져온다.

그림 6은 LEX를 부착하지 않은 경우와 LEX를 부착한 경우에 대해 계측영역에서 코드위치의 증가에 따른 최대와도의 크

기를 나타내고 있다. 그림 6(a)의 LEX를 부착하지 않은 경우에는 받음각 20°이상에서는 코드위치가 증가함에 따라 최대와도의 값이 급격하게 감소하는 것을 관찰할 수 있으며, 최대와도의 값이 급격하게 증가하는 부분에서 비행의 안정성 등을 저하시키는 와류붕괴 현상이 일어나는 것으로 예상할 수 있다. 하지만 그림 6(b)에서는 15°, 20°, 25° 에서는 그림 6(a)와 같은 최대와도의 급격한 감소가 일어나지 않으며, 받음각 30°의 코드위치 전방에서 최대와류는 다른 받음각에 비하여 비교적 급격한 감소를 보이는 것을 알 수 있다. 그림 6의 결과를 통하여 LEX를 부착함으로써 비교적 높은 받음각에서도 최대와도의 급격한 감소를 피할 수 있으며, 와류붕괴의 지연효과를 확인할 수 있다. 또한 그림 6(b)를 살펴보면 받음각 25°의 40%~50% 위치에서는 다른 위치에 비하여 최대와도의 값이 완만한 것을 볼 수 있

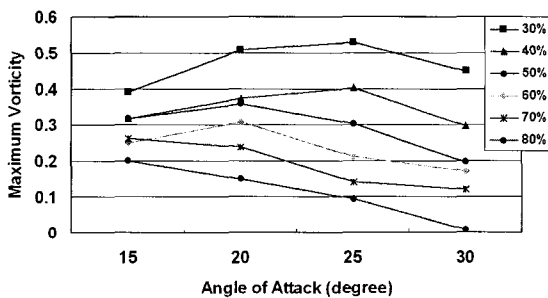


(a) Absolute maximum vorticity (Without LEX)

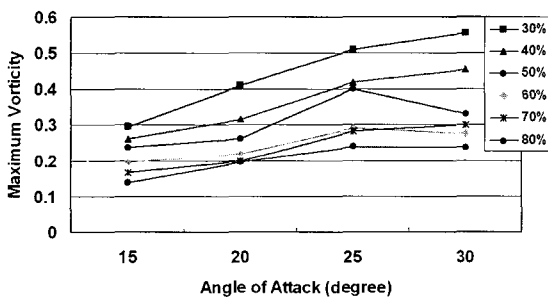


(b) Absolute maximum vorticity (With LEX)

Fig. 6 Comparison of maximum vorticity as variation of chord position



(a) Absolute maximum vorticity (Without LEX)



(b) Absolute maximum vorticity (With LEX)

Fig. 7 Comparison of maximum vorticity as variation of AOA

으며, 받음각 30°의 60%~70% 위치에서 최대 와도값이 증가하는 것을 볼 수 있는데 이것은 LEX와류가 날개의 뒷전으로 이동하면서 주와류와 결합하여 최대 와도값이 증가하는 것을 알 수 있다.

그림 7은 받음각의 변화에 따른 최대 와도값의 변화를 나타내고 있다. 그림 7(a)의 LEX를 부착하지 않은 모델의 경우는 코드위치 30%, 40%에서는 받음각 25°까지 와도가 증가하다가 30°에서 감소하는 경향을 보이며, 50%와 60% 위치에서는 받음각 20°까지 와도가 증가하며, 70%, 80% 위치에서는 처음부터 최대와류의 값이 감소하는 것을 알 수 있다. 이는 30% 코드 위치에서는 받음각 25°부터 와류붕괴가 발생하며 날개의 후방으로 갈수록 낮은 받음각에서 와류붕괴가 나타나는 것을 알 수 있다. 반면에 그림 8(b)에서는 받음각이 증가함에 따라 각 코드위치에서의 와류강도의 값이 증가하는 것을 볼 수 있다. 받음각 15°~25°에서는 전영역에서 받음각의 증가와 함께 최대와류의 값이 증가하는 것을 볼 수 있으며, 받음각 25°~30°에서는 최대와류 값의 증가곡선이 완만해지거나, 감소하는 경향을 보인다. 이는 LEX 부착으로 비교적 높은 받음각에서도 와류붕괴의 진행 없이 뒷전까지 보다 안정적인 유동장을 형성할 수 있음을 보여주며, 또한 LEX를 부착하더라도 일정한 받음각 이상에서는 와류붕괴가 필연적으로 발생하는 것을 보여준다.

4. 결론

본 연구에서는, 델타형 날개(With LEX, Without LEX)의 상면에 발달되는 나선형 대칭와류의 유동특성을 규명하기 위하여 받음각(15°, 20°, 25°, 30°)에 대하여 코드위치(30%, 40%, 50%, 60%, 70%, 80%)의 계측영역에서 PIV 실험을 수행하였다. 델타형 날개 각각의 계측단면에서 시간평균 속도벡터와 와도분포의 정량적인 데이터를 제시하고 비교하였으며, 획득한 정량적인 데이터를 이용하여 받음각의 증가와 코드위치의 변화에 따른 유동특성을 고찰하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

1) 일정한 받음각 이상에서는 날개의 후방으로 이동할수록 날개에서의 양력을 발생시키는 중심에서의 와도가 약해지게 되며, 나선형 와류의 크기가 커지게 된다.

2) 집중된 와류의 크기가 급격히 감소하며, 이로 말미암은 와류붕괴 현상이 필연적으로 나타난다.

3) 델타형 날개에 LEX를 부착함으로써 Wing Vortex 이외에 LEX Vortex가 추가적으로 발생하였으며, LEX Vortex는 날개의 뒷전으로 이동하면서 Wing Vortex와 결합하여 LEX가 없는 델타형 날개에서 일어나는 와류붕괴 현상을 지연시킴으로써 델타형 날개의 안정성에 큰 역할을 하는 것을 확인하였다.

4) 각 계측영역에서의 최대 와도값을 이용하여 LEX를 부착하였을 경우의 델타형 날개상부에서의 유동특성에 대해 고찰하였다.

후기

본 연구는 한국과학재단 목적기초연구(과제번호 :R01-2000-000318-0)의 지원으로 수행되었으며, 관계자 여러분께 감사사를 표합니다.

참고문헌

- [1] LEE E. K., and Sohn M. H., : Investigation of Vortex over a Delta Wing with the Leading Edge Extension, J. of KIMST2001.
- [2] Josef Rom : High Angle of Attack Aerodynamics, The SlenderDelta Type Wings, pp.13-23