

공학박사 학위논문

3차원 PIV 및 상용 코드 CFX에 의한
LEX 델타윙의 유동특성에 관한 연구

A Study on the Flow Characteristics of LEX Delta Wing
by Three-Dimensional PIV and Commercial Code CFX

지도교수 이 영 호

2005년 7월

한국해양대학교 대학원

기계공학과

김 만 응

목 차

Abstract	iv
Nomenclature	vii
제 1 장 서론	1
1.1 연구배경 및 목적	1
1.2 관련연구	8
제 2 장 PIV 시스템의 구성 및 영상처리	12
2.1 PIV의 개요	12
2.2 PIV 시스템의 구성	15
2.2.1 조명 및 추적입자	15
2.2.2 화상입력장치 및 저장장치	16
2.2.3 이미지 보오드	18
2.2.4 원통형 렌즈	19
2.3 영상처리	21
2.3.1 전처리	21
2.3.2 동일입자추적	25
2.3.3 후처리	30

2.4 3차원 Stereo PIV 시스템	31
2.4.1 알고리즘 처리순서	31
2.4.2 카메라 모델링	34
2.4.3 영상의 왜곡보정	37
2.4.4 스테레오 정합 및 3차원 좌표계산	39
2.4.5 오류벡터 처리	40
 제3장 실험장치 및 방법	 43
3.1 2D PIV 실험장치 및 방법	43
3.2 Stereo PIV 실험장치 및 방법	49
 제4장 PIV 결과 및 검토	 55
4.1 2차원 PIV 실험결과 및 고찰	55
4.1.1 LEX유무에 따른 유동특성	55
4.1.2 LEX vortex의 효과	81
4.2 Stereo PIV 실험결과 및 고찰	91
4.2.1 LEX유무에 따른 유동특성	91
4.2.2 와도분포 특성	106
 제5장 CFX 해석	 110
5.1 상용 CFD코드의 적용	110
5.2 압력 및 속도분포 특성	113

5.3 표면압력 분포특성	125
5.4 LEX vortex의 효과	141
제6장 결론	149
참고문헌	151

A Study on the Flow Characteristics of LEX Delta Wing
by Three-Dimensional PIV and Commercial Code CFX

Mann Eung KIM

*Department of Mechanical Engineering
Graduate School, Korea Maritime University*

Abstract

Highly swept leading edge extensions(LEX) applied to delta wings have greatly improved the subsonic maneuverability of contemporary fighters. The LEX vortices generated at high angles of attack improve the maximum lift capability of the delta wing by way of induced suction pressure over the inboard surfaces directly under the vortices and additionally through beneficial interaction with the separating flow outboard on the wing.

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 attacks(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°)

High resolution digital CCD camera(1K x 1K) and its synchronizing system with a dual pulse illuminating laser(Nd-Yag, 100mJ) was adopted to obtain the reliable PIV data. 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.

In case of the LEX-on, the vortex breakdown is delayed at higher chord length, resulting in lift increase. Furthermore, double vortices at each side were detected indicating the effect of the LEX while the delta wing without LEX gave single vortex formation and its early breakdown along the chord length. Animation presentation in velocity distribution was also implemented to clarify the effect of LEX with LEX/wing vortex interaction.

The present 3-D stereo PIV includes the Identification of 2-D cross-correlation equation, stereo matching of 2-D velocity

vectors of two cameras, accurate calculation of 3-D velocity vectors by homogeneous coordinate system, removal of error vectors by a statistical method followed by a continuity equation criterion and so on.

The present dynamic stereo PIV represents the complicated vortex behavior, especially, in terms of time-dependent characteristics of the vortices at given measuring sections. Quantities such as three velocity vector components, vorticity and other flow information can be easily visualized via the 3D time-resolved post-processing to make the easy understanding of the LEX effect or vortex emerging and collapse which are important phenomena occurring in the field of delta wing aerodynamics.

Computational fluid dynamics study using CFX, one of the commercial software, was carried out to compare with the result of PIV method.

Nomenclature

a : *Angle of Attack of the Wing*

C_{fg} : *Cross-Correlation Coefficient*

L_v : *Vortex Lift*

R_e : *Reynolds Number*

t : *Time*

U : *Representative Velocity in the x-direction*

u : *Velocity in the x-direction*

V : *Representative Velocity in the y-direction*

v : *Velocity in the y-direction*

x : *Distance in Horizontal Direction*

y : *Distance in Vertical Direction*

Λ : *Sweep Angle of the Delta Wing*

제1장 서론

1.1 연구배경 및 목적

*Delta wing*은 아음속 또는 초음속에서 비행하도록 설계된 대칭적 삼각형의 날개를 가지는 비행체이다.

날카로운 앞전을 갖는 날개 또는 *delta wing*, 날씬한 전방동체, *Leading Edge Extension(LEX)* 혹은 *Strake* 그리고 *Canard* 등은 높은 기동성을 갖는 현대 전투기의 대표적인 구성품이다. 이와 같은 구성품이 높은 받음각을 가질 때 발생하는 와류의 형태와 이들 와류가 공력특성(*aerodynamic characteristics*)에 미치는 영향, 이들 와류를 적절히 제어할 수 있는 방법 등에 관한 연구가 선진항공기술 보유국에서는 1950년대부터 꾸준히 이루어져 왔다. 특히 빠른 속도와 고도의 기동성 및 기체의 안정성을 요하는 전투기에서는 자유자재로 원하는 비행성능을 확보하는 것은 필수적인 요소이다. 이러한 전투기의 비행능력 및 기체 안정성을 향상시키기 위해서는 전투기의 날개 형상에 따른 공력특성이 가장 중요한 연구 대상이 된다.

우리가 흔히 타고 다니는 여객기는 에어포일(*airfoil*) 이라고 불리는 형상의 날개단면을 사용한다. 보통 비행기 하면 생각하는 가로로 긴 유선형 단면의 날개가 그것이다. 한편, 군사용으로 만들어진 비행기, 특히 전투기들은 에어포일과는 다른 단면형상의 날개를 가지고 있다. *F-15*, *F-117* 스텔스 폭격기 등 우리에게 익숙한 전투기들은 날개의 형상이 삼각형 구조로 이루어져 있다.

전연(*leading edge*)은 일반적으로 선형(*linear*)이나 몇몇 복잡한 형

상을 갖는 경우가 있다. 예를들면 *ogive delta*(Concord SST), *gothic delta*, *cranked delta*(Lockheed CL-823), *double delta*(SAAB Viggen) 또는 *delta*형과 *canard*가 조합된 형상(North American XB-70) 등이다.

우리가 흔히 날리는 삼각형 종이비행기가 *delta wing*의 모양을 본뜬 가장 기본적인 형태이다. 그러므로 삼각형 종이비행기의 비행역학을 연구하고 비행성능을 개선시키기 위해서는 *delta wing*의 성능을 개선시키는 연구를 할 필요성이 있다.

*Delta wing*은 에어포일 형태의 비행기가 가지고 있는 높은 받음각에서의 실속(*stall*), 초음속 영역으로의 진입 등의 문제를 해결하기 위한 목적으로 등장하였다. *Delta wing*을 도입함으로써 에어포일을 가진 기체의 문제점인 낮은 최대 받음각 및 아음속 영역의 한계를 극복할 수 있게 되었다. *Delta wing*은 아음속 또는 초음속 유동에서 사용하기 위하여 설계되었으며 음속부근에서 충격파가 주는 여러 가지 영향을 적게 하여 비행기의 가속을 증가시키고, 안정성을 증가시킬 수 있는 장점을 가지고 있다^{[1][2]}.

*Delta wing*의 기본적인 비행 원리는 날개 상부에 발생하는 *vortex*와 관련이 있다. 날개 상부에 위치하는 빠른 *vortex*의 흐름으로 날개 상부에서 흡입압력이 발생하여 낮은 압력분포를 유지하고, 이로 인한 상부와 하부의 압력차이가 *delta wing*을 떠오르게 하는 양력을 발생시킨다^[3]. 이 와류양력은 복잡한 별도의 고양력장치나 가변익 장치 없이 이착륙시 요구되는 고양력을 제공할 뿐만 아니라 전투 기동, 실속후 기동(*post-stall maneuvering*)에서 요구되는 커다란 공기력을 제공한다. 따라서 *vortex*의 발생이 *delta wing* 비행성능에 큰 영향을 미치게 된다. 안정적이고 강한 *vortex*를 발생시켜야 *delta wing* 비행

체를 안정적으로 비행시킬 수 있다.

Delta wing 위의 공기 흐름은 다음 *Fig. 1.1*에서 보는 바와 같이 *delta wing*의 전연(*leading edge*)에서부터 발생하는 전단박리 현상에 의해 발달된다. 이때 두 갈래로 분리된 흐름은 원뿔형태의 *vortex*를 형성하는데 *vortex*가 생기기 시작하는 각도는 *delta wing* 앞쪽 끝의 날카로운 정도에 의해 결정된다.

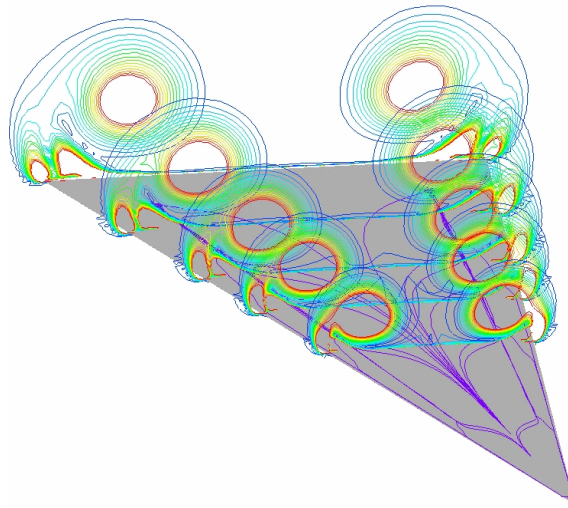


Fig. 1.1 Vortex of delta wing

*Delta wing*의 뾰족한 앞쪽 끝에서 분리된 흐름이 만드는 *vortex*는 몇 가지 현상의 원인이 된다. *Delta wing*에서 양력계수는 날개 상부 유동장의 흐름이 선형적이라고 생각할 때의 이론적 값과 다르다. 그것은 *vortex*에 의한 흡입효과 때문이다. *vortex*가 흐르는 날개 윗부분은 압력이 낮아지게 되며, 이 때문에 날개에는 양력이 발생하게 된다. 실제 양력은 양력면을 따라 흐르는 포텐셜흐름(*potential flow*)에

의한 계산값 및 *Kutta* 조건에 따른 포텐셜양력(*potential lift*)보다 상대적으로 크게 측정된다. 이러한 와류에 의한 양력의 증가는 *Fig. 1.2*에서 보는 바와 같이 압력면에 발생하는 *LEX*에 의하여 발생된다^[4].

그러나 날카로운 앞전을 갖는 *delta wing*의 경우에 양력증가를 일으키는 흡입력 벡터 *S*가 90도 회전함으로서 형성된다는 *Polhamus* 가설이 제기되기 전까지는 이 현상에 대한 적절한 설명을 할 수 없었다.

*Polhamus*의 가설에 의하면 흡입압력 *S*는 날개의 수직방향으로 회전하게 되며 이는 *LEX*에 의한 *vortex lift*에 기인한다. *T*가 추진력이 라면 *vortex lift*는 다음과 같이 표현된다. 여기서 *Λ*는 후퇴각을 의미한다.

$$L_v = S \cos \alpha = T \frac{\cos \alpha}{\cos \Lambda}$$

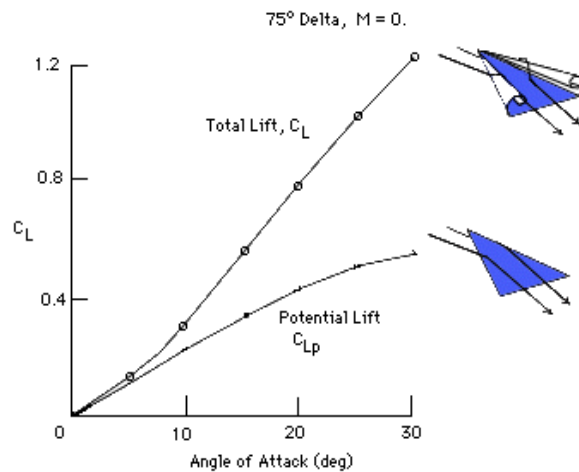


Fig. 1.2 Lift coefficient of delta wing

받음각이 큰 경우 *vortex*가 불안정해지기 때문에 실속이 발생한다. 여기서 실속이란 날개에 작용하는 양력이 급격히 감소하는 현상이다. 불안정한 *vortex*는 결국 붕괴되며 이는 날개상부의 흡입효과를 없어지게 만든다. *Vortex*의 패턴은 날개의 날카로움 등의 형상에 의하여 결정되는데, 이 때문에 실속이 발생하는 받음각도 날개 형태에 의한 영향을 받게 된다. 매우 날렵한 *delta wing*이 아주 낮은 각도의 받음각으로 비행할 때 *vortex*가 비대칭적으로 발생하고, 곧 굉장히 불안정해진다.

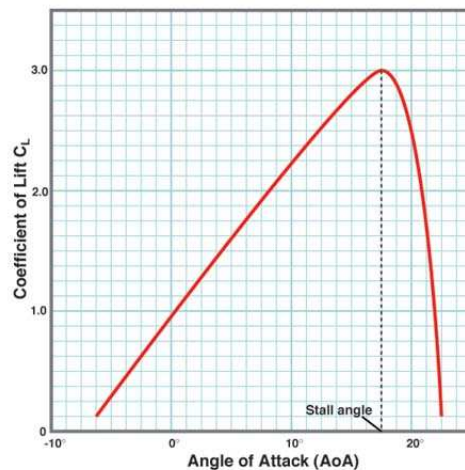


Fig. 1.3 Lift curve and stall angle

*Delta wing*은 음속 부근에서의 충격파의 발생이 주는 여러가지 영향을 적게 하여 비행기의 가속을 증가시키고, 안정성을 증가시킬 수 있는 장점을 가진 날개이다^{[5][6]}.

일정한 받음각(*Angle of attack* : AOA)을 가지는 *delta wing* 상면의 공기흐름은 날개의 전연에서 두 개의 흐름으로 분리되어 나선

형 구조를 갖는 흐름을 형성하게 되며, 이러한 나선형 와류의 중심에서 발생하는 빠른 유속은 날개 윗면에 커다란 부압을 형성하여 고양력을 발생시키게 된다^[7]. 이 두 개의 와류는 전단층 밖의 유속에 의하여, 날개 후방으로 이동할수록 나선형 와류의 영역이 넓어지게 되며, 중심에서의 와도는 약해지게 된다. *delta wing*에서 실속각 이상의 받음각을 가질 경우나, 날개의 유동방향에 대한 옆 미끄럼 각도 (*sideslip 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 문제 중의 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 방법 중의 하나가 *delta wing*의 앞전을 연장한 *LEX*를 장착하는 것이다.

*LEX*는 *delta wing* 전반부에 장착된 보조날개를 일컫는다. 이는 날개 상부에 *wing vortex*와 더불어 *LEX vortex*를 발생시켜 비행체의 비행능력을 향상시킨다. 중간정도의 받음각에서부터 높은 받음각까지 *LEX vortex*에 의해 발생된 날개 표면 압력 감소가 양력 증가를 가져온다. 또한 높은 받음각에서 *LEX vortex*는 기존의 *wing vortex*가 붕괴되지 않게 도와준다. 받음각이 증가하여 최대 받음각에 도달할 때 까지 *LEX vortex*의 와류강도와 날개의 양력은 같이 증가한다.

그러나 최대 받음각에 도달하면 *vortex*가 무너지고 충분한 양력을

언지 못하여 비행체가 추락하게 된다. 때때로 *LEX vortex*쌍이 불균형하게 무너지면서 비행체가 회전하는 결과를 가져오기도 한다.

*LEX*는 *delta wing*과 전방동체와의 연결부분에 날카로운 형상으로 부착되며, 공기의 흐름을 분리시킴으로서 앞전와류의 발생을 초래한다.

지금까지의 *delta wing*의 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^{[8]~[15]}.

본 연구에서는 *LEX*를 장착한 *delta wing*과 *LEX*를 장착하지 않은 경우의 *delta wing*을 비교하여 *LEX*에 의한 *LEX vortex*의 발생과 *wing vortex*와의 결합 등에 의한 현상으로 발생하는 다양한 유체역학적 변수들의 변화 및 후연(*trailing edge*)부근에서의 *vortex* 발달 및 붕괴, 공력특성의 변화 등이 중요한 관심대상이다. 따라서 *delta wing* 상면에서 발생하는 와류구조에 대한 기본적인 유동특성을 분석하기 위하여 *delta wing*의 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. 또한 유동해석용 상용 소프트웨어인 *CFX Ver.5.7*을 사용하여 그 결과의 검증을 수행하였다.

1.2 관련 연구

2000년 현재에 있어서도 선진 항공기술 보유국에서 발표되는 많은 연구 결과는 이들 형상구성품에 대한 높은 받음각 공기역학에서의 와류가 아직도 많은 미지의 분야와 연구가치를 갖고 있음을 입증하고 있다. 그러나 국내의 와류연구는 매우 제한된 현상과 주제에 대하여 간헐적으로 이루어지고 있음이 현실이다. 따라서 연구대상 물체의 형상과 레이놀즈수, 받음각의 영역을 확대하고, 높은 받음각 공기역학 와류연구 등이 필요하다.

LEX와 *delta wing*의 조합형상은 *double delta wing*과 함께 비교적 간단한 와류를 발생시키는 형상이면서도 높은 받음각에서 발생하는 와류의 기본 형상과 특성을 거의 다 가지고 있어서, 지금까지의 높은 받음각 와류 연구대상 물체로 많이 사용되어 왔다^{[16]~[21]}. 이중 특히 *Erickson* 등은 아음속, 천음속, 초음속의 연구영역에 걸쳐 LEX와 *delta wing*의 조합형상에 대하여 와류의 형성과 발달, 와류붕괴, 와류간의 상호작용, 와류와 충격파간의 상호작용에 대한 분석을 날개면의 압력분포, 날개후류 유동장의 가시화, 모델에 작용하는 수직력과 모멘트 등에 대한 자료를 통하여 제공하였다.

지금까지의 *delta wing* 유동에 대한 연구는 고성능 컴퓨터를 이용한 수치적인 해석을 비롯하여 유동의 가시화, PIV, LDA, 5공/7공 프로우브, 또는 열선풍속계(*hot-wire*) 등과 같은 다양한 방법을 통하여 수행되었다. 이러한 수치적, 실험적 결과를 토대로 임의의 받음각을 갖는 *delta wing*에서 발생하는 3차원 유동의 속도분포와 전압/정압의 분포, 와류의 발생, 와류구조의 하류방향에 대한 거동과 발달, 받음각

과의 관계, 와류의 붕괴 등에 대한 물리적 현상을 제한된 난류측정, 즉 평균속도와 평균와도의 관점에서 규명되었고, 아울러 두개의 와류가 앞전에서 형성되고, 이들 와류쌍 들이 하류로 갈수록 주위 유동에 의해 크기가 점차 커지고, 날개면에 근접한 강한 와도를 갖는 와류는 날개면에 역압력 구배를 발생시킴과 동시에 박리를 발생하게 하여 반대방향의 와도를 갖는 2차 와류를 생성하게 하는 현상들이 밝혀졌다. 이러한 물리적 현상들은 결과적으로 양력의 증가를 가져오지만, 이와는 반대로 받음각이 증가함에 따라 발생하는 와류붕괴는 양력의 감소뿐만 아니라 비정상 유동 특성으로 인한 떨림현상(*buffeting*)이나 제어의 어려움^[22]으로 나타나고 있음을 보여 주었다.

Visser와 Nelson의 연구^[23]와 Honkan과 Andrepoulos 연구^[24]에서는 열선풍속계를 이용하여 *delta wing*에서 발생하는 유동에서의 난류의 영향을 고려한 실험이 수행되었다. Visser와 Nelson의 연구에서는 2축 열선풍속계를 이용하여 와류는 반경방향 순환(*radial circulation*)의 분포와 국소 레이놀즈 응력(*local Reynolds stress*) 분포가 서로 상관관계를 가질 가능성과, 와류순환의 하류방향 성장을 보여주었으며, Honkan과 Andrepoulos 연구에서는 3축 열선풍속계를 이용한 실험으로 큰 와도교란(*vorticity fluctuations*)이 전단층의 낮은 속도영역과 *delta wing*의 표면사이에서 존재하는 것을 보였고, 또한 강한 난류가 전단층의 재부착지역(*shear layer reattachment zone*)과 2차 박리(*secondary separations*)의 영역에 관련되어 있음을 보였다. 또한 와류붕괴의 위치가 비정상적이고 유동방향 위치에서도 일정하지 않음이 여러 실험에서 입증되었고, 영상 촬영한 유동가시화를 통해 와류붕괴의 위치에서의 스펙트럼 분석에서 붕괴가 발생하는 영역은 매우 낮은 주파수임을 Gursul과 Yang의 연구^[25]에서 보여주었다.

또한 그들은 한 쌍의 와류붕괴는 한 쌍의 진동자(*coupled oscillators*)와 같이 서로 와류붕괴의 위치나 주기적인 유동방향 위치에 영향을 주며, 이러한 상호작용은 유동방향에서의 불안전성(*instability*)에 기인한다고 제안하였다.

가시화에 의한 유동장의 연구는 관찰된 유동 구조와 실제의 운동학적 특성과 언제나 일치하는 것은 아니지만 유동장의 운동학적 특성을 파악하는 비교적 용이한 연구방법으로 활용되어 왔다. 특히, 박리유동, 맥동유동, 와류유동과 같이 복잡한 형상의 3차원 비정상 유동장은 가시화를 통하여 유동 특성과 구조를 이해하는데 필요한 공간적인 유동정보를 획득하는데 많이 사용되고 있다.

이러한 유동의 가시화에 사용되는 표시입자가 갖추어야 할 일반적인 조건으로는 독성이 없어야 하며, 중립적인 부력(무중력)을 가져야 하며, 작동유체와의 혼합에 안정성이 있어야 하며, 무엇보다도 잘 보일 수 있어야 한다. 풍동실험에서 유동의 가시화에 흔히 사용되는 표시입자인 스모크는 통상 석유류를 연소시켜 얻기 때문에 어느 정도 독성을 지니게 되어 실험자가 스모크를 흡입하지 않도록 세심한 주의와 실험장의 환기가 필요하게 된다. 아울러, 재순환 풍동에서 실험을 수행하는 경우에는 일정 시간이 경과하면 풍동회로 전체를 스모크로 채워지게 되어 장시간 소요되는 가시화 실험에는 큰 장애요소가 된다. 또한 스모크 입자에 의한 풍동회로의 오염으로 인하여 실험 후에는 이를 제거해야 하는 불편함을 감수해야 한다. 이와 같은 연소생성물의 스모크에 의한 가시화 방법은 공기와 같은 기체를 작동유체로 하는 풍동실험에 의한 유동장 연구에 매우 유용하게 적용되어 왔지만, 어느 정도의 독성과 장시간 반복 실험에의 제한, 그리고 풍동회로에의 오염 등의 문제들을 내재하고 있다. 이와 같은 스모크에

의한 가시화 방법의 단점을 보완하고자 안개와 같이 미세한 수적 (*micro water droplet*)을 가시화 물질로 사용하고자 하는 시도가 1970년대에 여러 연구자들에 의해 보고된 바 있다. 즉, *Prentice & Hurley*^[26]는 수증기를 이용하였고, *Brisplinhoff*^[27] 및, *Parker & Brusse*^[28]는 수증기와 액체 질소를 이용하여 비교적 저속 유동장에 적용할 수 있는 가시화 방법을 제시하였다. 그러나 이들이 제안한 수적 발생 장치는 상대적으로 매우 작은 풍동에만 적용될 수 있는 한계를 가지고 있으며, 중립적인 부력을 갖는 안개를 생성하기 위해서 정확한 온도제어 장치를 필요로 하였다. *Bouchez* 및 *Goldstein*^[29]은 드라이 아이스(*CO₂ pellet*)를 사용한 가시화 방법을 제시하였지만 장시간, 반복적인 실험에는 한계를 나타내어 그다지 실용적인 방법이 되지 못되었다. *Erickson*은^[30] 증기 스크린 방법에 의한 가시화 방법을 사용하여 자유유동 속도가 마하수 0.4에서 1.4에 이르는 비교적 고속의 와류 유동장에 적용한 결과를 제시하여 고속의 유동장에 까지 적용할 수 있음을 보였으나 가시화 방법에 대한 구체적인 내용은 기술되지 않았다.

제2장 PIV 시스템의 구성 및 영상처리

2.1 PIV의 개요

계측하고자 하는 유동문제를 정량적으로 파악하기 위해서는 전체 유동의 속도장 변화에 대한 정확한 유동정보가 있어야 한다. 그러나 우리 주변의 많은 유동이 난류운동과 빠르게 변화하는 불규칙성으로 인하여 많은 연구자들의 꾸준한 연구에도 불구하고 정확한 유동구조를 예측하는데 어려움을 지니고 있다.

지금까지 유동을 해석하는 대부분은 컴퓨터를 이용한 수치해석적 방법에 의해 수행되었으며, 컴퓨터의 용량의 발달로 인하여 계산 시간이 많이 단축되었고 공간분해 능력이 향상되었다. 그러나 이러한 수치해석적 방법은 유동의 실제 흐름을 수학적 모델을 통하여 근사시켜 해석하기 때문에 그 유용성에는 한계가 있다. 실험적 방법으로는 LDV나 열선유속계에 의한 점계측법 등이 행해져 왔다. 그러나 이러한 점계측 방법은 시간에 따라 변화하는 전체유동장의 공간정보를 얻는 것에는 한계를 지니고 있다.

이에 반해 최근에 급격히 발달하고 있는 영상처리를 이용한 가시화기법은 비접촉 방식으로 유동자체를 교란시키지 않고 광범위한 공간의 모든 정보를 동시에 얻을 수 있는 장점을 가지고 있다. 이러한 가시화 기법이 소개된 초기에는 영상을 처리하는데 수반하는 광대한 작업량과 컴퓨터의 미발달로 유동패턴을 눈으로 보거나 사진을 찍어서 관찰하여 정성적인 가시화 정보만을 제공하는 단점을 가지고 있었다. 그러나 최근의 컴퓨터의 고속처리 능력과 영상처리 기법의 급

격한 발달로 유동장을 획득하여 디지털 영상처리^[31]와 여러 가지 처리 과정을 거쳐 유동장의 정성적인 정보뿐 아니라 정량적인 정보를 제공할 수 있게 되었다.

이러한 배경에서 종래의 정성적인 가시화기법과 디지털 영상처리 기술을 접목한 *PIV*가 속도계측의 새로운 실험기법으로서 1980년대 초반부터 본격적으로 소개가 되었으며, 최근에는 전산유체역학에 필적할 수 있는 유동장의 대표적인 계측기법으로서 크게 각광을 받고 있다^{[32]~[34]}.

*PIV*의 기본원리^{[35]~[38]}는 유동장의 국소속도는 어느 한 점을 통과하는 추적입자가 미소시간 간격동안 이동한 미소 직선거리 및 방향을 알면 쉽게 구해진다. 즉 입자의 입자운동에 요하는 시간간격 및 벡터변위의 관계로부터 구할 수 있다. 이와 같은 정량적 유동가시화 기법인 *PIV*는 실험유체 분야 연구에 새로운 변화를 가져왔다. 즉 기존의 점계측 방법으로는 측정이 불가능했던 국부적인 난류운동의 공간변화를 정확하게 측정하는 것이 가능하게 되었다. *PIV* 실험기법은 선진국에서도 활발하게 연구하고 있는 첨단 핵심기술로 매우 빠른 속도로 발전하고 있다. 최근에는 *Stereoscopic PIV*, *Holograph PIV* 등의 3차원 속도장 측정 방법이 개발되어 유동해석 연구에 활용되고 있으며, 온도에 따라 색깔이 변하는 감온식 액정(*liquid crystal*)을 *PIV* 속도장 측정 기법과 동시에 사용함으로써 열유동의 온도장과 속도장을 함께 측정하는 것도 가능하게 되어 열유체 분야의 실험적 연구는 획기적인 전환점을 맞고 있다.

이러한 많은 장점에 비해 *PIV* 고유의 정도문제로 인한 비정상성의 순간의 변동량, 고속의 난류유동장을 해석하기 위해서는 여러 가지의 개선점이 필요하며, 고속유동장에 대응할 수 있는 *PIV*시스템의 구축

에는 고가의 기본장비가 요구되고 있다. 따라서 공학적인 측면에서 보다 유용하게 사용하기 위해서는 *PIV* 알고리즘의 고정도화 기술이 필요하며, 효율적인 고속유동장을 위한 경제적인 *PIV*시스템에 대한 새로운 접근과 편의성을 갖춘 경제적인 하드웨어의 최적화기술 그리고 이들 기법을 이용한 응용개발 연구 및 *PIV* 데이터를 이용한 유동장기법의 새로운 접근이 중요한 과제로 대두되고 있다.

2.2 PIV 시스템의 구성

2.2.1 조명 및 추적입자

유동장의 영상처리를 위해서는 계측단면으로의 적당한 조명의 공급이 절대적으로 필요하다. 즉, 넓은 해석영역을 가지는 유동장에서 깨끗한 영역을 확보하기 위해서는 매우 출력이 높은 광원이 필요하며, 나아가 이 조명은 2차원의 시이트 라이트(sheet light)를 제공하여야 한다. 본 실험은 이를 위하여 정밀한 PIV 시스템이 채택되었다. 광원으로는 최대 5W 출력의 수냉식 아르곤 이온(Argon-Ion) 레이저가 사용되었으며, 여기에서 나온 직진광은 실린더리퀴(cylindrical) 렌즈를 통해 2mm 정도의 두께를 가지는 시이트 라이트를 생성하여 계측단면을 조사하였다. 아르곤 이온 레이저는 가스레이저로서 0.5 mbar 정도의 기체가 플라즈마 튜브에 채워져 있으며 전기방전에 의하여 여기가 이루어진다. 이온화된 아르곤 원자들이 전자충돌에 의해 여기되는데 이로 인해 여러 가지 상태들 사이에서 레이저 발진이 일어나게 된다.

PIV는 유동장에 분포된 입자의 미소시간 간격의 영상을 컴퓨터로 분석하여 속도벡터에 대한 데이터를 얻는 방법이므로 사용되는 입자의 선별기준은 유체와 입자운동 사이를 최소화 또는 없애기 위하여 유동입자의 유체역학적 특성을 고려하여야 한다.

추적입자는 유동의 전달(운동량, 에너지, 질량, 전기력 등과 같은 물리량의 이동) 과정을 직접 가시화하거나 유동단면에서의 유동상태량을 파악하는데 사용되므로, PIV 측정기법은 속도의 기본차원인 길

이와 시간을 바로 구하는 유체의 속도 대신에 입자의 속도를 결정하는 간접적인 측정방식이다. 따라서 유체와 입자운동 사이를 최소화하거나 없애기 위하여 유동입자의 유체역학적 특성을 점검하여야 한다.

일반적으로 추적입자는 가시성이 좋아야 하고 입자와 유체와의 밀도차가 적어 유동장에 손상을 주지 않는 것을 선택하여야 한다. 입자의 직경은 유체유동을 잘 추종하기 위하여 작을수록 좋으나 빛의 산란에 의한 입자영상을 *CCD* 카메라 등으로 취득할 수 있을 정도로 어느 정도 이상의 크기를 가져야 한다. 그러므로 입자의 결정에 대해 어느 정도의 시행착오가 필요하다. 이에 본 연구에서는 물과 비중이 비슷한 1.02 전후의 비중을 가지는 구형의 *PVC* 입자를 추적입자로 사용하였다.

2.2.2 화상입력장치 및 저장장치

영상입력의 형태는 유동장의 실시간 정보를 비디오 카메라를 통하여 직접 입력하는 경우와 스틸사진의 촬영과 같은 영상정보를 일단 수록한 뒤 미케니컬 스캐너 등에 의한 입력장치를 통하여 입력하는 방법으로 대별할 수 있다. 비디오 카메라는 미케니컬 스캐너에 비하여 해상도는 다소 뒤떨어지나 유동장의 정보를 실시간으로 직접 받아들이며, 특히 입력장치의 가격, 아날로그/디지털의 변환속도, 장비의 조작에 따른 오차감소 및 조작성 등의 면에서 우수하다는 장점이 있다.

최근의 *PIV* 속도장 측정시스템은 사진필름 대신에 *CCD* 카메라를 이용하여 유동의 입자영상을 획득하는 추세로 나아가고 있다. *CCD* 카

메라는 *charge coupled device*의 약어로 전하결합소자 혹은 고체촬상소자로 불리며, 렌즈를 통하여 들어온 빛에너지를 전기적인 신호(0과 1의 디지털 데이터)로 변환하는 집적회로가 내장된 이미지 센서이다.

최근 전자 이미지 분야의 발전이 급속히 발달하여 높은 공간 분해능을 갖는 고해상도 *CCD* 카메라가 상품화되고 있으며, 기록을 하면서 바로 이미지를 확인한 후 피드백하는 기능상의 장점도 가지고 있다.

이에 본 실험에서는 $768(H) \times 493(V)$ 의 해상도를 갖는 3대의 *CCD* 카메라를 동일 축 상에 설치하여 영상을 획득하였으며 획득된 아날로그 신호의 이미지는 *DT3154* 보오드를 통하여 디지털 신호화 되었다.

*Fig. 2.1*은 비디오 신호에서의 펄스간격과 펄스폭의 설정관계를 보여주고 있다. *NTSC* 방식의 *TV*주사에서 1초간 영상은 30프레임의 연속화면으로 구성되어 있고 한개의 프레임은 $1/60$ 초간의 시간간격을 갖는 짝수 피일드와 홀수 피일드의 화면으로 구성되어 있다.

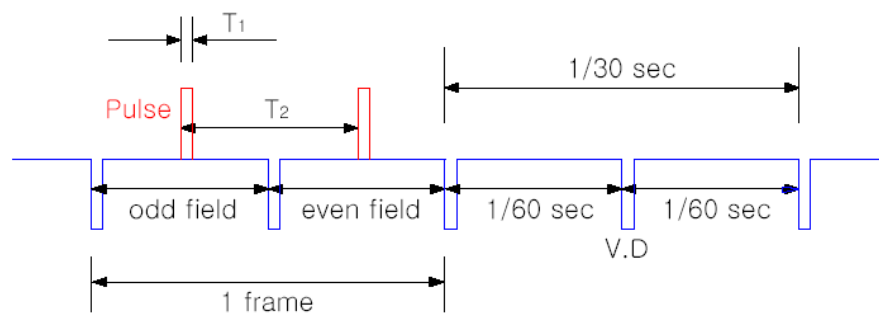


Fig. 2.1 Pulse arrangement in video signal

2.2.3 이미지보오드

이미지 보오드는 *TV*, *CCD* 카메라 등과 같은 영상매체를 통해 나타나는 영상신호(아날로그 신호)를 샘플당 정의된 비트로 디지털화하여 *PC*가 처리할 수 있는 신호로 바꾸어 주고 산술, 논리연산 및 영상처리 조작을 행하여 정보를 분석하기 위한 하드웨어이다. 이미지보오드는 프레임 그래버(*frame grabber*)라고도 하며 프레임 그래버는 대개 고해상도용 비디오 프레임의 두 필드를 모두 디지털화하며, 필드 그래버는 비디오프레임을 구성하는 두 비디오 필드 중의 하나만을 디지털화 한다. 이미지 보오드의 구성은 입출력 *LUT*(*look-up table*)와 이미지메모리 그리고 입출력을 위한 *A/D* 및 *D/A* 컨버터, 외부트리거 및 외부동기신호를 위한 포트에 구성되어 있다.

*Fig. 2.2*는 이미지보오드인 *Data Translation*사의 *DT3155*의 작동의 원리를 보여주고 이 그림에 따라 설명하면 비디오로부터 입력된 영상신호를 보다 깨끗하게 획득하기 위하여 크로미넌스 노치 필터에서 칼라정보를 제거한다. 칼라정보가 제거된 아날로그 신호를 샘플링하여 *A/D* 변환기에서 디지털화하며, 디지털로의 변환은 플래쉬 변환기에 의하여 행해진다. 보통의 *A/D* 변환기는 어느 정도 한정된 샘플링 능력을 갖고있기 때문에 영상신호의 빠르기를 따라잡을 수 있는 고속의 *A/D* 변환기가 필요하다. 아날로그 신호로 변환시 입력범위의 명암값을 조절할 수 있다. 입력영상신호는 *A/D* 변환기를 거쳐 디지털 정보로 바뀌어 프레임 메모리에 저장되며 출력 *LUT*를 통과하여 *PC*의 *RAM*에 저장된다. *RAM*에 저장된 영상데이터는 모니터에 디스플레이하거나 하드디스크로 저장할 수 있다. *DT3155* 이미지보오드

는 고정도의 다양한 이미지 작업을 위한 고성능 입력회로로서 변환된 영상을 실시간으로 디스플레이 하거나 메모리에 저장할 수 있는 특성이 있다.

2.2.4 원통형 렌즈

원통형렌즈는 유리나 아크릴로 가공된 원통형 물체로서 레이저로부터의 직진광을 시이트 라이트의 광으로 만드는 역할을 한다. 단면광을 만들기 위하여 설치의 편의성 때문에 일반적으로 *LLS* 프로브(*probe*)가 사용되나 이 경우는 레이저출구 출력의 $1/2$ 에서 $1/3$ 정도로 감소하게 된다.

따라서 레이저를 실험장치에 맞게 배열할 수 있고, 보다 강한 광원이 요구된다면 원통형 렌즈를 사용하는 것이 좋다. 렌즈의 직경이 작을수록 퍼지는 각도가 크나 빛이 약해지고, 반대로 렌즈의 직경이 클수록 퍼지는 각도가 작으나 빛이 강하게 된다. 따라서 해석하고자 하는 단면이 작으면 직경이 큰 렌즈를 사용하면 된다.

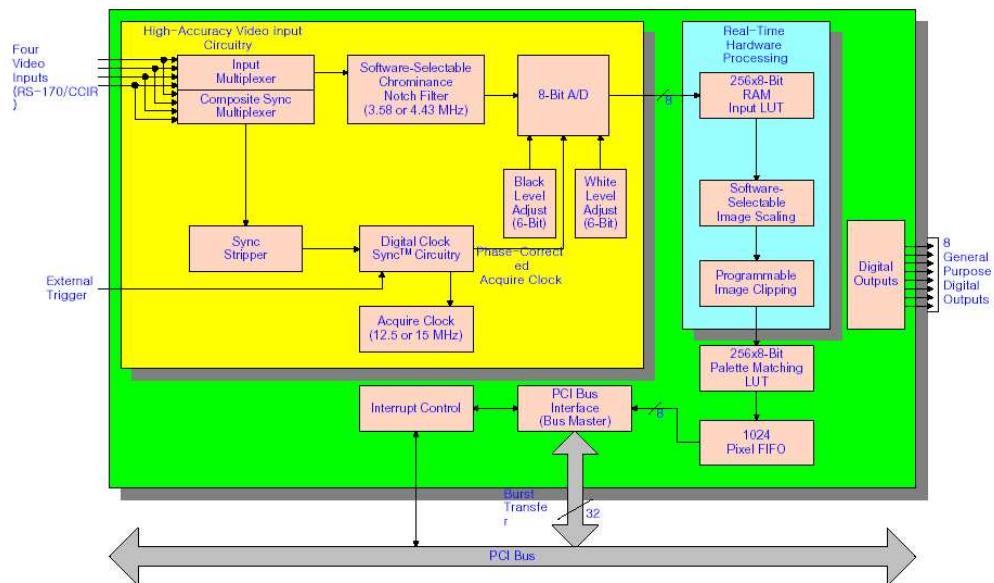


Fig. 2.2 Block diagram of DT3155 image board

2.3 영상처리

2.3.1 전처리

속도벡터 추출을 위한 유동장의 영상처리에는 반드시 전처리과정(*pre-processing*)이 필요하다. 일반적으로 전처리는 영상의 질을 개선하거나 영상을 특정한 목적에 알맞도록 변환시키는 등의 영상처리를 의미하며, 배경영상추출, 중형비보정, 배경영상 회전보정, 해석영역설정 및 장애물 설정 등의 동일입자추적에 필요한 제반과정을 의미한다.

동일입자추적을 하고자 하는 영상에 잡음(*noise*)이 포함되어 있을 경우 오류벡터발생을 유발시키는 가장 큰 원인이 된다. 잡음을 제거하는 다양한 필터링 처리가 제안되고 있으나, 배경감산에 의한 처리가 가장 큰 효과를 얻을 수 있다. 원리적으로는 실험을 시작하기 전(입자를 유동장에 주입하기 전)에 촬영된 유동장을 배경영상으로 사용하는 것이 가장 이상적이거나, 실질적으로 실험에 임하면 불가능한 경우가 많고, 많은 시간과 노력이 요구된다. 이에 대한으로서 랜덤하게 기록된 수백개의 영상을 합산한 후 산술 평균하여 실제의 배경과 유사한 영상을 얻는 방법이 있다.

획득된 유동장의 영상정보는 픽셀의 위치좌표와 계조치값으로 주어지게 되며 계조치의 공간분포를 정도 높게 구하기 위하여 잡음처리가 필요하다. 영상에 잡음성분이 포함되어 있을 경우 오류벡터를 유발시키는 가장 큰 원인이 된다. 잡음을 제거하는 다양한 필터링 처리가 제안되고 있으나, 가장 큰 효과를 얻을 수 있는 것은 배경제거

(*background elimination*)이다. 이것은 계측영역에서 입자를 제외한 고정 물체를 제거하여 영상처리에 불필요한 부분을 최소화하는 과정이다. 원리적으로 입자를 주입하기 전에 촬영된 유동장을 배경영상으로 하여 실제 유동장을 가시화한 영상에서 단순 가감하는 방법이 이상적이나, 이러한 방법은 카메라의 조작에 따른 미세한 움직임에도 영향을 받을 뿐만 아니라 레이저의 광량과 펄스폭에 따라 시행착오적으로 게인값을 조절하므로 유용하지 못하다고 판단하였다. 입자가 주입된 임의의 프레임영상을 감산하는 방법을 이용할 경우에는 입자의 겹침(*particle overlapping*)에 의해 유효한 계조치분포가 그대로 유지되기 어렵고 에러성분이 증폭되는 단점이 있다.

본 연구에서는 이러한 문제를 해결하기 위해서 시리얼하게 기록된 200개의 원시영상에 대하여 계조치를 합산하여 산술평균한 다음 실제로 처리하고자 하는 순간의 유동장으로부터 감산하였다.

다음 단계로서 잡음이 제거된 영상에 대하여 계측영역내 수직 또는 수평인 물체의 윤곽선을 기준으로 영상강하 CCD카메라에 대한 회전보정을 행하였다. 영상강하 CCD카메라로 촬영시 지표면에 대하여 정확한 수평과 수직을 만들 수 없으므로 회전된 각도만큼 모든 *pixel*의 좌표를 식(2.1), 식(2.2) 그리고 식(2.3)으로 회전 이동시켜주면 계측에 수반하는 불확실성성분을 줄일 수 있다. 또한 모니터상의 영상은 기기의 광학적인 수차에 의하여 불룩한 형태로 만들지만 무시할 수 있을 정도로 미소하므로 속도벡터에 수반하는 불확실성성분은 생략하였다.

본 연구에서는 계측영역 내에 지면과 수평 혹은 수직을 이루는 직선성분이 존재하지 않기 때문에 유동장의 촬영시 주위와 선명히 구별되는 흰색 코팅지를 부착하여 그 중심선이 수평에 대하여 기울어

진 정도를 계산하였다. 윤곽선 검출을 위한 연산자는 로버트연산자 (*robert operator*)를 사용하였으며 이때의 역치는 28로 하였다. 이와 같이 이미지보오드로부터 디지털 영상정보를 공급받아 전처리 과정으로 중형비보정, 잡음제거, 회전보정 등을 거치고 이치화된 영상으로 최대입자 이동거리를 확인한 다음 상관영역을 설정한다. 전처리 과정이 끝나면 장애물을 포함하여 해석하고자 하는 영역을 설정하고 계조치상호상관법을 이용한 동일입자 확인을 실시하였다.

$$\tan(a) = \frac{y_2 - y_1}{x_2 - x_1}, \quad a = \tan^{-1}\left(\frac{y_2 - y_1}{x_2 - x_1}\right) \quad (2.1)$$

$$x'_2 = x_1 + (x_2 - x_1)\cos(a) - (y_2 - y_1)\sin(a) \quad (2.2)$$

$$y'_2 = y_1 + (y_2 - y_1)\cos(a) - (x_2 - x_1)\sin(a) \quad (2.3)$$

(단, a : 회전각도, x'_2, y'_2 : 회전보정후의 x_2, y_2)

Fig. 2.3은 PIV의 처리순서도를 보여주고 있다.

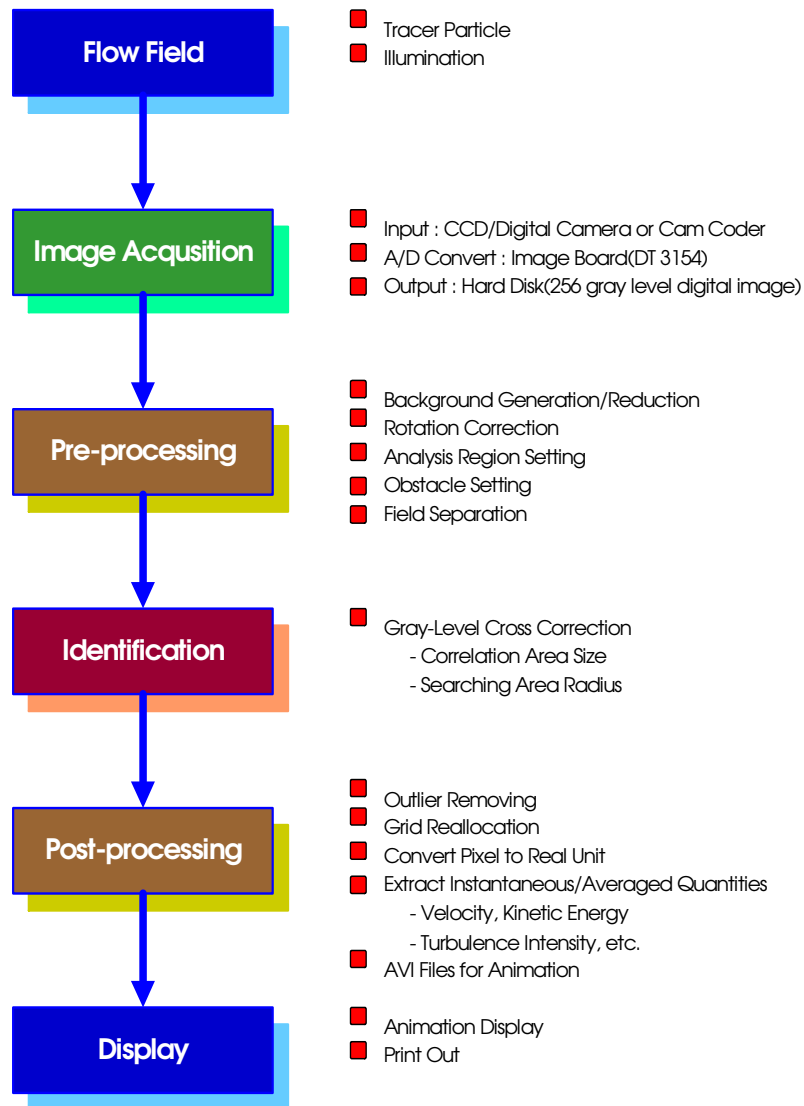


Fig. 2.3 Flow chart of PIV processing

2.3.2 동일입자추적

속도벡터를 구하는 동일입자 확인의 방법은 원리적으로 *PIV*계측에 있어서 가장 중요하게 인식되고 있다.

*PIV*를 이용한 측정기법을 본 연구에서와 같이 유동 거동을 충분히 파악할 수 있을 만큼 시간분해능과 공간분해능을 가지도록 해야 한다. 초기 *PIV* 기법에서는 펄스 라이트 시이트에 의해 산란된 입자영상을 필름에 겹쳐 저장하고 유동영상의 미소 조사구간 내 영상을 *Young's* 프린지 분석이나 광학적 방법으로 조사구간을 대표하는 평균속도를 구하였다. 최근에는 이와 같은 광학적 *PIV* 기법은 거의 이용되지 않고 있으며, 영상 강화 *CCD* 카메라를 이용하여 순간 입자영상을 디지털화한 후 조사구간에 대한 상관계수를 직접 계산함으로써 속도장을 구하는 상관방식이 *PIV* 기법의 주류를 이루고 있다.

*PIV*관련 연구에서 가장 핵심이 되는 내용은 컴퓨터상에서 빠른 속도로 에러의 발생 없이 대량의 속도벡터 추출을 위한 효율적인 알고리즘 개발 및 이들 알고리즘의 시·공간 해상도를 향상시키기 위한 기법의 개선이다. 속도벡터의 추출에 관련한 동일입자의 확인방법으로 크게 추적입자를 별개로 인식하여 이들의 도심을 이용하는 방법과 일정영역내의 입자군이 형성하는 계조치의 상관관계를 이용하는 방법으로 나뉘어진다. 그중 두 프레임간의 입자의 도심좌표의 분포특성에 대한 상관계수를 구하여 동일입자를 추적하는 방법은 상관의 연산이 용이하며 계산시간이 단축된다는 장점이 있지만 개개의 입자를 인식해야 한다는 고유의 문제점이 있어 가시화에 적합한 입자의 선별이 까다롭다는 점과 입자의 밀도제한으로 공간해상도가 낮

다는 단점이 있다.

*PIV*의 경우 입자의 개수가 많기 때문에, 입자의 움직임을 직접적으로 파악하기가 힘들게 된다. 따라서 통계학적으로 입자의 움직임을 구하게 되는데, 입자간의 상관계수를 구함으로써 입자의 움직임을 파악한다. 그 방법에는 한 프레임에 모든 영상을 획득하는 자기상관(*auto-correlation*) 방법과 두 프레임에 각각 첫 번째와 두 번째 조사에 의한 영상을 획득하는 상호상관(*cross-correlation*) 방법이 있다.

자기상관법은 같은 프레임에 첫 번째와 두 번째 조사에 의한 입자의 영상이 모두 담겨 있기 때문에 방향성의 문제가 생기게 된다. 반면에 상호상관법은 두 프레임에 각각 영상을 획득하기 때문에 방향성은 결정되지만 프레임 공급속도에 의해 측정속도의 한계가 정해지는 단점이 있다. 하지만 최근 카메라의 급격한 발달에 힘입어 상호상관법으로도 음속이상을 측정할 수 있게 되면서 방향의 모호성이 없는 상호상관법이 많이 쓰이는 추세이다.

앞에서 언급했듯이 자기상관법은 같은 프레임에 입자들의 영상이 동시에 기록되기 때문에 어느 것이 시점인지 구별할 수 없게 되는 문제점을 가지고 있다. 이러한 자기상관법의 방향성 결정 문제를 해결하기 위해 여러 가지 방법들이 쓰이고 있는데, 첫 번째 조사와 두 번째 조사의 색을 다르게 하는 방법과 조사간격 사이에 시간차 두는 방법 등이 있으나, 영상에 강제적으로 일정한 속도를 줌으로써 모든 유동을 일방향 유동으로 만들어 방향의 모호성을 해결하는 방법이 가장 널리 사용된다.

*Fig. 2.4*는 계조치 상호상관법의 원리를 설명하기 위한 것이다. 미소시간동안에 유동장의 계조치패턴은 크게 변화하지 않는다고 가정하면 제1피일드상에서의 상관영역내의 계조치분포와 미소시간후의

제2피일드상에서의 계조치분포는 유사한 특성을 나타낸다. 즉 제1피일드상의 임의의 위치를 중심으로 하여 제2피일드상의 같은 크기를 갖는 영역과의 계조치에 대하여 식 3.4와 같은 상호상관계수를 구하여 비교하면 그중 가장 큰 값을 동일입자의 위치로 간주할 수 있다.

$$C_{fg} = \frac{\sum_{i=1}^{n^2} (f_i - \bar{f})(g_i - \bar{g})}{\sqrt{\sum_{i=1}^{n^2} (f_i - \bar{f})^2 \sum_{i=1}^{n^2} (g_i - \bar{g})^2}} \quad (2.4)$$

단, f_i, g_i 는 상관영역의 각 *pixel*의 계조치를 의미하며 “-”는 평균을 뜻한다. 여기서 상관값의 범위는 $-1 \leq c_{fg} \leq 1$ 이다. 계조치상호상관법에서는 이와 같은 과정을 프레임상에 존재하는 모든 입자에 대하여 행함으로써 전 영역의 속도벡터를 효율 좋게 구할 수 있게 된다.

그러나 유동장에 강한 전단층이 존재하는 부분이나, 고속류의 급격한 회전 등이 있는 경우에는 단시간 내에 유동패턴이 급변하여 계조패턴의 유사성을 상실하게 된다. 또한 입자가 2차원 시이트 라이트면을 이탈하여 후보 입자 중에 대응하는 입자가 포함되어 있지 않을 경우에도 부적합한 상관값에 의한 이상치(*outlier*)가 발생한다.

계조치 상호상관법을 적용할 때 탐색반경(SAR)과 상관영역(CAS)의 설정은 속도벡터의 오류발생 및 계산시간의 단축에도 매우 중요하다. 특히 탐색반경은 해석하고자 하는 프레임영상을 기수, 우수필드로 분리하여 이치화한 다음 입자의 이동거리를 확인하는 방법을 사용하였다. 최대이동거리의 추정에는 유동장 중에서 최대속도가

발생하는 부근에서 입자의 구별이 명확한 지점에 대하여 행하는 것이 효과적이나 연구의 유동장과 같은 비정상류에 있어서는 최대속도 부분을 직관적으로 단정할 수는 없으므로 $+1 \sim 2 \text{ pixel}$ 하는 방법을 적용하였다. 탐색반경은 곧 입자가 이동할 수 있는 최대거리를 의미하므로 작은 반경은 많은 에러백터를 발생시키고 계측의 다이나믹 레인지를 제한하여 계산된 최대속도는 실제 유동장보다 낮게 나타난다. 또한, 큰 반경도 많은 계산시간과 불필요한 오류백터를 수반한다. 본 연구에서는 경험적으로 $10 \text{ pixel} \sim 12 \text{ pixel}$ 전후에서 이상치가 가장 적다고 판단하여 조절하였다.

상관영역은 홀수피일드와 짝수피일드의 탐색반경 내에 존재하는 임의의 격자점에서 상관계수를 구하는 계산영역을 의미한다. 상관영역의 크기가 너무 작을 때는 상관영역 내에 포함된 입자의 평균 개수가 너무 작고, 이 입자들의 위치관계가 너무 단순하여 동일입자확인 에 있어서 만족시키기 쉽지만 결정된 속도벡터에 많은 에러를 유발하여 계조치 공간분포의 상관관계의 신뢰도가 떨어지며, 너무 클 때는 상관영역내의 입자의 평균개수도 역시 많아지므로 이 입자들의 위치관계가 너무 복잡하고 상관대응이 어렵기 때문에 많은 입자들의 두 번째 영상에 있어서 상관계수를 구하는 데 과도한 계산시간을 요한다. 본 연구에서는 화질의 상태, 유동장의 특성 및 입자의 분포를 시각적으로 확인하여 상관영역 및 탐색반경을 설정하였다.

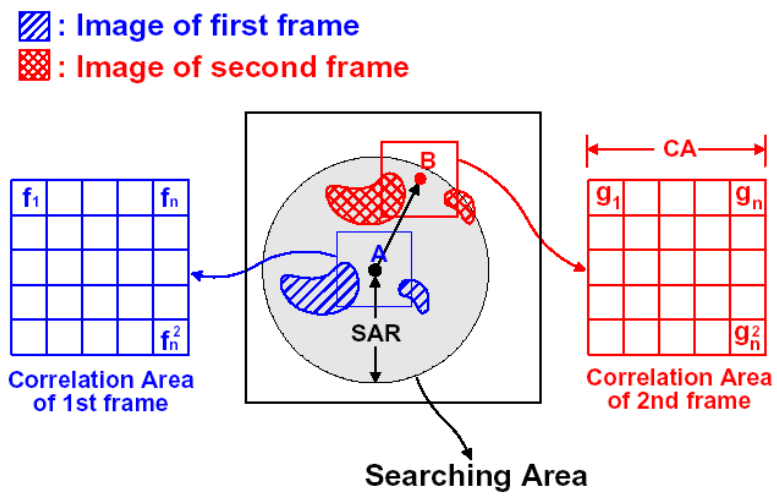
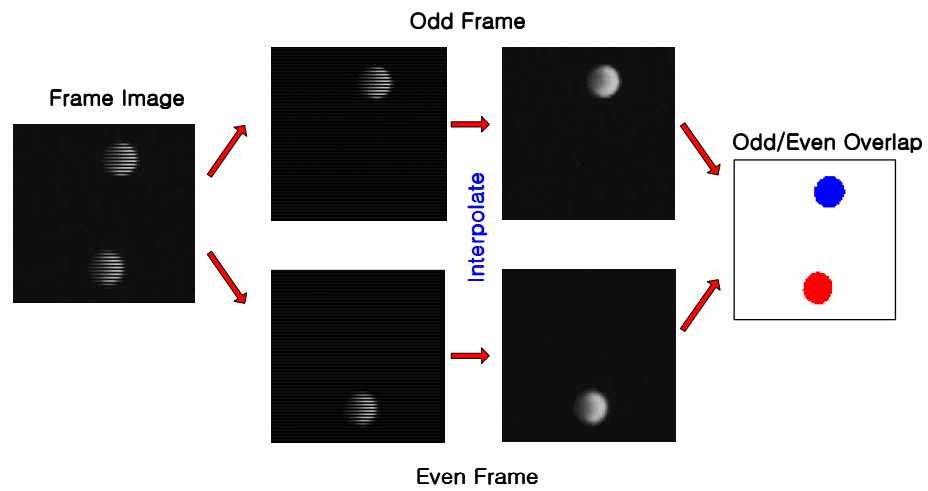


Fig. 2.4 Diagram of cross-correlation identification

2.3.3 후처리

후처리과정에서는 이상치(*outlier*)를 판별하여 과오벡터를 제거하는 에러제거, 격자점 재배치, *pixel* 단위의 속도벡터를 *m/sec*단위로 바꾸는 단위환산 등을 하였다.

에러를 제거할 때는 통계적으로 자동 에러처리를 한 후 대화형으로 수동 에러처리를 하였다. 수동 에러처리방식은 자동 에러처리 방식보다 훨씬 주관적인 것으로 유동장의 분위기를 살피면서 과오벡터의 제거 및 보간을 실시하는 방식이다. 불확실성 해석시에는 수동 에러처리 방식이 충분히 검토되어야 한다고 판단되며 모든 후처리에 있어서 에러제거를 원칙적으로 하였다.

*PIV*에서 에러를 처리하는 알고리즘은 “만약에 얻어진 벡터가 이상치(*outlier*)라면 국소적인 흐름은 연속의 식을 만족시킬 수 없다”라는 발상에서 출발한다. 즉 연속의 방정식을 얼마만큼 만족시키는지 나타내는 평가함수를 의미하여 오류벡터를 분별해 내는 알고리즘이다.

2.4 3차원 Stereo PIV 시스템

2.4.1 알고리즘 처리순서

PIV계측은 다른 일반적인 속도 계측기법과 비교하여 많은 장점을 제공하고 있다. 현재 세계적으로 많은 연구들이 진행되고 있으며 여러 종류의 시스템들이 개발되어 속도장 측정에 널리 활용되고 있다. 그 중에서도 3차원 PIV^{[39][40]}는 열유체 유동의 현상을 3차원적으로 해석할 수 있는 가장 효과적인 계측법으로 주목받고 있다. 또한 유동장 내의 3차원 속도 성분의 실시간 계측은 단순한 속도 성분뿐만 아니라 공학적으로 많은 유용한 정보를 제공하고 있다. 3차원 PIV는 3차원 볼륨(volume) PIV^{[41][42]}와 3차원 스테레오(stereo) PIV^[43]로 나누어 지는데 전자는 실험 유동장의 전체 볼륨 공간에서 3차원 속도벡터를 획득하는 방법이며 후자는 측정 부위의 한 단면에서 3차원 속도벡터를 획득하는 방법이다. 3차원 스테레오 PIV는 3차원 볼륨 PIV에 비해서 계측시스템의 설치가 용이하며, 알고리즘의 구현이 간단하여 최근 들어 개발 연구와 응용이 활발히 이루어지고 있다. 본 연구에서는 3대의 카메라를 사용한 *angular method*^[44]의 3차원 스테레오 PIV 시스템을 구성하고, 알고리즘을 개발하였다. 본 연구에서 채택한 호모지니어스(homogeneous) 좌표계^[45]는 카메라의 사진좌표를 사용하지 않고 영상좌표를 사용하여 영상에 투영된 입자들의 3차원 위치를 계산하므로 기존에 사용되었던 3차원 스테레오 PIV와 비교 할 때 카메라 왜곡보정 및 표정요소^{[46][47]} 등을 구하는 과정이 불필요하며 이에 대한 계산오차를 줄일 수 있고, 또한 영상좌표를 바로 사용하므로 실

험과 알고리즘 진행과정에서의 처리시간을 단축할 수 있다. 3차원 스테레오 *PIV*를 적용하기 위해서 3차원 개방형 순환수조를 제작하고 입구 하단에 계단모형의 장애물을 설치하여 *vortex*를 인위적으로 생성하는 가시화 실험을 행하였다. 또한 2 대의 카메라를 사용 했을 때의 속도벡터의 오류벡터의 결과와 3대의 카메라를 사용하였을 때 속도벡터의 오류벡터의 결과를 비교 검토하였다.

*Fig. 2.5*는 본 연구에서 구성된 3차원 스테레오 *PIV* 알고리즘의 흐름도를 나타낸다. 2대 이상의 카메라를 사용해서 이미지그래버를 통하여 영상을 획득하고, 얻어진 영상의 좌표점들과 카메라 검정모델의 지상좌표점들을 이용하여 카메라모델링작업을 한다. 취득된 원시영상은 카메라 각도와 위치에 따라 영상의 왜곡이 발생하므로 원시영상을 원래의 실제사물의 크기비로 보정을 행하고, 각각의 카메라에 대해 두 프레임의 연속된 영상을 가지고 상호상관에 의한 동일입자추적으로 2차원 속도벡터를 획득한다. 각각의 카메라 영상들의 2차원 속도벡터들을 이용하여 스테레오 정합(*stereo matching*)을 행하고, 최종적으로 3차원 좌표공식에 의하여 3차원 속도벡터를 구해낸다. 후처리 과정에서는 얻어진 속도벡터들의 오류벡터를 제거하고, 3차원 거리역수 보간기법을 이용하여 격자점상에 재배치하여 최종속도벡터를 구한다

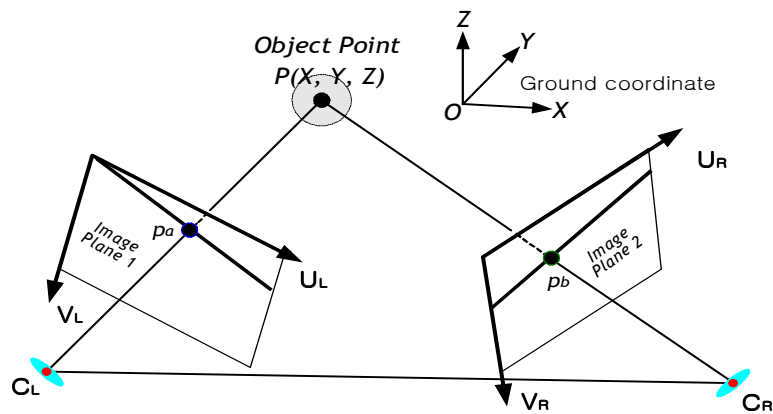
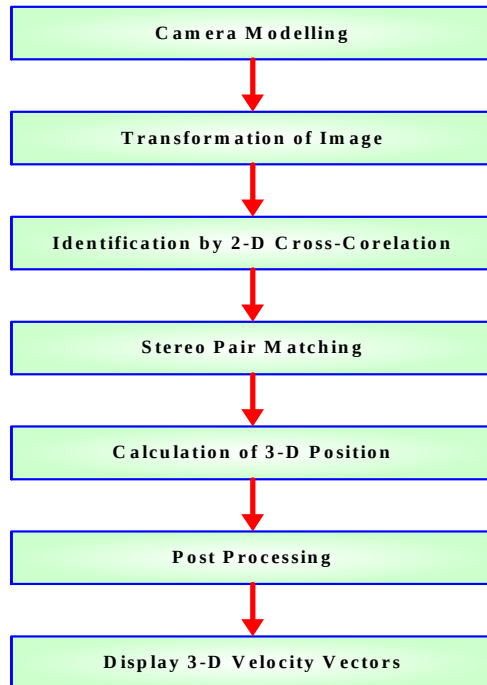


Fig. 2.5 Homogeneous coordinate system

2.4.2 카메라 모델링

3차원 공간에서 투영된 입자에 대한 카메라 모델은 카메라의 기하학적 매개변수(*geometric parameter*)에 의해 변환행렬로 나타낼 수 있다. 영상으로의 투영과정은 카메라의 병진이동, 회전이동, 원근운동(*scaling*), 투영변환(*perspective transform*)등의 여러 매개변수들로 구성된다. 본 연구에서는 카메라검정모델의 지상좌표계와 영상좌표계로부터 변환행렬을 구하였다. 지상좌표 (X, Y, Z) 와 영상좌표 (u, v, t) 의 관계는 식(2.5)과 같다. 이는 지상좌표가 회전 및 병진 변환행렬과 투영변환행렬에 의해 영상좌표로 바뀌어지는 과정을 나타낸다.

$$(X, Y, Z, 1) \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & 0 \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} & 0 \\ C_{41} & C_{42} & C_{43} & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & C_{14} \\ 0 & 1 & 0 & C_{24} \\ 0 & 0 & 0 & C_{34} \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} \end{bmatrix} = (u, v, 0, t) \quad (2.5)$$

여기서 (X, Y, Z) 는 지상좌표이며, 지상좌표에 곱해진 첫 번째 행렬은 카메라의 회전 및 병진이동을 나타내는 행렬이며, 두 번째 행렬은 투영면을 $Z=0$ 에 둔 경우의 투영변환행렬이다. 또한 (u, v, t) 는 영상면 점의 호모지니어스 좌표계이다. 카메라로부터 획득한 영상좌표계 (U, V) 와 호모지니어스 좌표계의 관계는 식(2.6)과 같다.

$$\begin{aligned} U &= u/t \\ V &= v/t \end{aligned} \quad (2.6)$$

식(2.5)의 행렬의 곱을 간단히 하면 3차원 물체를 2차원 영상으로 변환하는 식(2.7)의 4×3 크기를 갖는 행렬 R_{ij} 로 나타낼 수 있다. 이 4×3 행렬 R_{ij} 가 찾고자 하는 카메라모델링행렬이다.

$$(X, Y, Z, 1) \begin{bmatrix} R_{11} & R_{12} & R_{13} \\ R_{21} & R_{22} & R_{23} \\ R_{31} & R_{32} & R_{33} \\ R_{41} & R_{42} & R_{43} \end{bmatrix} = (u, v, t) \quad (2.7)$$

앞의 식을 전개하면 식(2.8)로 변환된다.

$$\begin{aligned} u &= XR_{11} + YR_{21} + ZR_{31} + R_{41} \\ v &= XR_{12} + YR_{22} + ZR_{32} + R_{42} \\ t &= XR_{13} + YR_{23} + ZR_{33} + R_{43} \end{aligned} \quad (2.8)$$

식(2.8)를 식(2.6)에서 유도된 $u - U \cdot t = 0, v - V \cdot t = 0$ 에 대입하면 u, v, t 가 제거되므로 결국 호모지니어스 좌표계는 카메라로부터 얻은 영상면 좌표로부터 변환되며 식(2.9)와 같다.

$$\begin{aligned} XR_{11} + YR_{21} + ZR_{31} + R_{41} - U(XR_{13} + YR_{23} + ZR_{33} + R_{43}) &= 0 \\ XR_{12} + YR_{22} + ZR_{32} + R_{42} - V(XR_{13} + YR_{23} + ZR_{33} + R_{43}) &= 0 \end{aligned} \quad (2.9)$$

영상좌표 p_a, p_b 와 그에 대응하는 물체의 지상좌표 $P(X, Y, Z)$ 를 알고 있다면 식(2.9)로부터 R_{11} 에서 R_{43} 까지 12개의 카메라모델링행렬

의 요소(*element*)들을 구할 수 있다. 12개의 요소들을 구하기 위해서는 12개의 방정식이 필요하나 식(2.9)는 호모지니어스 행렬로부터 유도된 식이므로 R_{43} 을 임의의 수 1로 둘 수 있다. 그러면 11개의 미지수를 갖게 되므로 11개의 연립방정식이 필요하다. 최소자승법으로 11개의 연립방정식을 풀어서 최종해를 구해낸다. Fig. 2.6은 카메라모델링실험을 위하여 깊이 방향(카메라방향)의 이송정도가 0.01mm인 카메라검정모델을 보여준다. 이 모델은 크기가 가로100mm x 세로100mm인 얇은 금속평판이며, 여기에 10mm씩 등간격(가로9개 x 세로9개)으로 직경이 0.3mm인 원을 정도 높게 그려 넣었다. 깊이 방향으로 회전트래버싱 손잡이를 이용하여 1mm씩 9회 움직여서 투영변환식을 구하는데 사용되는 지상좌표를 얻는다. 따라서 기준점은 729개(가로9 x 세로9 x 깊이9)이다. 기준점들의 3차원 좌표값들과 영상에 투영된 2차원 좌표값들을 대상으로 앞에서 언급한 투영변환식을 풀어서 11개의 행렬값을 구해낸다.

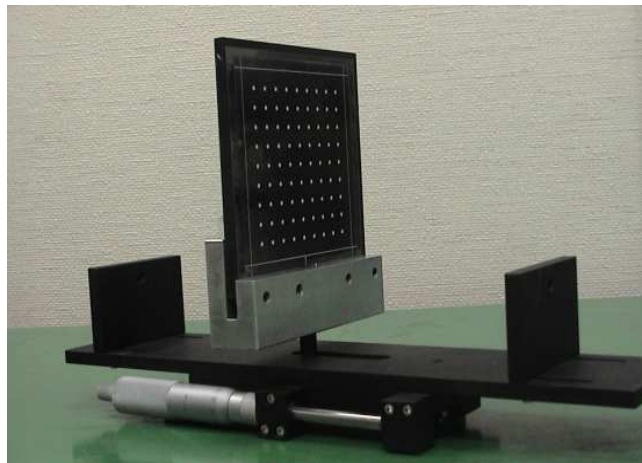


Fig. 2.6 Camera calibrator

2.4.3 영상의 왜곡보정

Fig. 2.7의 (a)와 같이 획득된 영상은 실제 측정단면의 크기를 제한함에 있어서 왜곡이 발생함으로 식(2.10)의 투영변환식을 사용하여 영상좌표와 측정단면의 지상좌표 사이의 왜곡보정 변환계수를 구하여 왜곡된 원시영상을 보정한다.

$$X = \frac{b_1x + b_2y + b_3}{b_4x + b_5y + 1}, Y = \frac{b_6x + b_7y + b_8}{b_4x + b_5y + 1} \quad (2.10)$$

여기서 $b_1, b_2, b_3, b_4, b_5, b_6, b_7, b_8$ 는 변환계수이며 최소자승법에 의해서 구한다. x, y 는 영상좌표이고, X, Y 는 측정단면의 지상좌표이다. 변환계수를 구하기 위해서 최소 4개이상의 지상좌표와 영상의 좌표를 사용한다. N 개의 영상좌표 x, y 와 그에 대응하는 지상좌표 X, Y 를 알고 있다면 식(2.10)으로부터 식(2.11)과 같은 관측방정식을 세울 수 있다. 식(7)를 최소자승법[48]에 의하여 구함으로써 변환계수들을 구한다.

$$TB = Z \quad (2.11)$$

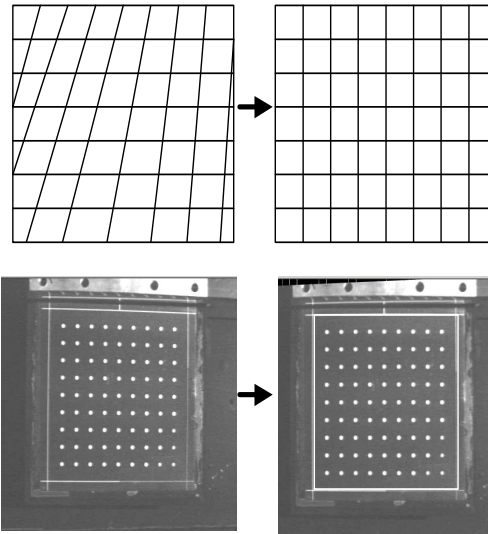
여기서,

$$T = \begin{bmatrix} x_1 & y_1 & 1 & -x_1X_1 & -y_1X_1 & 0 & 0 & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ x_N & y_N & 1 & -x_NX_N & -y_NX_N & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -x_1Y_1 & -y_1Y_1 & x_1 & y_1 & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & -x_NY_N & -y_NY_N & x_N & y_N & 1 \end{bmatrix}$$

$$B = [b_1 \ b_2 \ \cdots \ b_8]^T$$

$$Z = [X_1 \ \cdots \ X_N \ Y_1 \ \cdots \ Y_N]^T \text{ 이다.}$$

Fig. 2.7의 (a)는 왜곡된 원시영상과 (b)는 투영변환식(2.10)을 사용하여 변환된 영상을 나타내고 있다.



(a) Oblique-angled image (b) Transformed image

Fig. 2.7 Transformation of image

2.4.4 스테레오 정합 및 3차원 좌표계산

두 대의 카메라로 촬영한 영상에 대해 카메라모델링행렬을 알고, 3차원 좌표가 투영된 점의 동일좌표를 안다면 공간상에서 3차원 위치정보의 추출은 가능하게 된다. 3차원 스테레오 PIV의 스테레오 정합^{[49]~[51]}의 원리는 우선, 각각의 카메라에 대하여 연속된 두프레임을 가지고 상호상관식을 이용하여 동일입자 추적하여 2차원 속도벡터를 구하고, 각 영상에서 얻어진 두 개의 속도벡터를 조합하여 3차원 좌표공식을 사용하여 3차원 속도벡터를 구해낸다. 호모지니어스 좌표계를 이용한 3차원 좌표공식은 식(2.12)과 같다.

$$[F]*[X]=[D] \quad (2.12)$$

여기서,

$$[F]=\begin{bmatrix} R_{L11}-R_{L13}U_L & R_{L21}-R_{L23}U_L & R_{L31}-R_{L33}U_L \\ R_{L12}-R_{L13}U_L & R_{L22}-R_{L23}U_L & R_{L32}-R_{L33}U_L \\ R_{R11}-R_{R13}U_R & R_{R21}-R_{R23}U_R & R_{R31}-R_{R33}U_R \\ R_{R12}-R_{R13}U_R & R_{R22}-R_{R23}U_R & R_{R32}-R_{R33}U_R \end{bmatrix}$$

$$[X]=(X, Y, Z)^T$$

$$[D]=\begin{bmatrix} R_{L43}U_L-R_{L41} \\ R_{L43}V_L-R_{L42} \\ R_{R43}U_R-R_{R41} \\ R_{R43}V_R-R_{R42} \end{bmatrix} \text{ 이다.}$$

$R_{L_{ij}}, R_{R_{ij}}$ 는 카메라변환행렬을 의미한다. 4개의 선형독립방정식의

로 이루어진 식(2.12)을 최소자승법에 의해 풀면 3차원 좌표 (X, Y, Z)를 구할 수 있다. 3차원 속도벡터를 구하기 위해서는 기본적으로 2대의 카메라를 사용하지만, 본 연구에서는 속도벡터의 정확도를 높이기 위해서 3대의 카메라를 사용하여 3차원 속도벡터를 구하였다. Fig. 2.8은 3대의 카메라를 사용한 스테레오 정합 방법을 나타낸다.

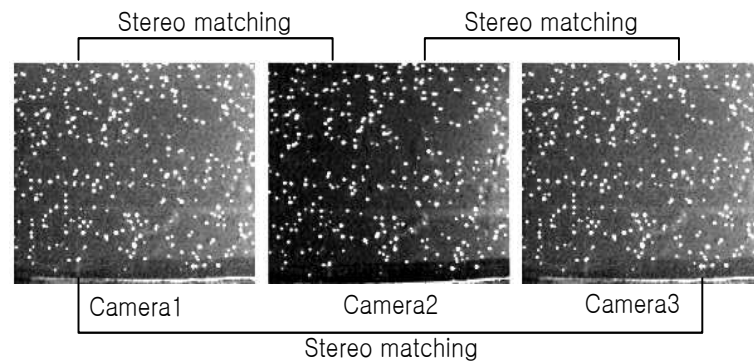


Fig. 2.8 Stereo matching of three cameras

2.4.5 오류벡터 처리

PIV를 사용하여 얻어진 속도벡터는 부정확한 카메라검정 및 스테레오 정합, 입자의 겹침, 각각의 카메라에서 확보한 유효입자 위치의 상이 등으로 인하여 반드시 오류벡터가 발생한다. 이와 같은 속도벡터를 효과적으로 제거하기 위하여 본 연구에서는 2단계의 기법을 적용하였다. 우선, 식(2.13)를 이용하여 통계적인 방법으로 오류벡터를 제거한다.

$$S = \left[\sum_{k=1}^N (X_k - \bar{X})^2 / (N-1) \right]^{1/2} \quad \bar{X} = \sum_{k=1}^N X_k / N \quad (2.13)$$

여기서, S 는 표준편차, N 은 측정개수, X_k 는 측정된 속도값이고, $\bar{X}$ 는 참조된 주변 속도값들의 평균값이다. $\sigma = |X_k - \bar{X}|$ 를 구하여 S 와 τ 값을 곱한 값을 비교하고, $\sigma \geq \tau S$ 를 만족하는 X_k 를 오류벡터로 정하였다. 본 연구에서는 측정치의 주위 참조속도값 수 N 을 8로 하였고, τ 의 값으로는 0.7~1.2 사이의 값을 취하여 오류벡터를 검출하였다. 그러나 식(2.13)의 통계적인 방법만으로는 완벽하게 오류벡터를 제거할 수는 없다. 따라서 이러한 속도벡터를 가지고 보간을 행하면 잘못된 벡터값이 주변으로 전파된다. 이를 방지하기 위하여 PIV 에 의해 계산된 속도벡터 분포에 주목하여 국소적인 흐름의 연속성을 기본으로 하는 알고리즘을 확장하여 오류벡터를 정도 높게 검출할 수 있는 방법을 채택하였다. “속도벡터가 오류벡터이면 국소적인 흐름의 연속성이 파괴된다”라는 전제조건 하에서 주목하고 있는 격자점 근방 영역의 속도정보로부터 속도의 공간 변화량을 고차정도의 차분식으로 계산하고 이 값을 이용하여 오류벡터를 검출한다. 격자점 $P(i, j, \theta)$ 의 주변흐름에 대하여 2차정도의 편측차분식으로 연속의 식을 근사적으로 표현한다. 전진차분과 후퇴차분을 사용하면 x, y 방향의 속도의 변화량은 식(2.14)으로 표현된다. 검출방법은 점 P 의 벡터를 포함함으로써 흐름의 연속성이 만족되지 않는 경우, 즉, 식(10)의 D 값이 식(11)의 역치 DM 을 넘을 때에는 점 P 의 속도벡터는 오류벡터로 판단한다. 식(2.14)과 식(2.15)는 x 방향에 대한 것만 나타내며 z 방향은 편의상 생략한다.

$$\left[\frac{\partial \mathcal{U}}{\partial x} \right]_f = \frac{-3\mathcal{U}(i, j, k) + 4\mathcal{U}(i+1, j, k) - \mathcal{U}(i+2, j, k)}{2\Delta x}$$

$$\left[\frac{\partial \mathcal{U}}{\partial x} \right]_b = \frac{\mathcal{U}(i-2, j, k) - 4\mathcal{U}(i-1, j, k) + 3\mathcal{U}(i, j, k)}{2\Delta x}$$

$$\left[\frac{\partial \mathcal{U}}{\partial x} \right]_{\min} = \text{Min} \left(\left[\frac{\partial \mathcal{U}}{\partial x} \right]_f, \left[\frac{\partial \mathcal{U}}{\partial x} \right]_b \right)$$

$$D\mathcal{X}(i, j, k) = \left| \left[\frac{\partial \mathcal{U}}{\partial x} \right]_{\min} + \left[\frac{\partial \mathcal{V}}{\partial y} \right]_{\min} + \left[\frac{\partial \mathcal{W}}{\partial z} \right]_{\min} \right| \quad (2.14)$$

$$\begin{aligned} \left[\frac{\partial \mathcal{U}}{\partial x} \right]_{DM} &= \left| \frac{\mathcal{U}(i-2, j, k) - 8\mathcal{U}(i-1, j, k)}{12\Delta x} \right| \\ &- \left| \frac{\mathcal{U}(i+2, j, k) - 8\mathcal{U}(i+1, j, k)}{12\Delta x} \right| \\ D\mathcal{M}(i, j, k) &= \left\{ \left| \left[\frac{\partial \mathcal{U}}{\partial x} \right]_{DM} \right| + \left| \left[\frac{\partial \mathcal{V}}{\partial y} \right]_{DM} \right| + \left| \left[\frac{\partial \mathcal{W}}{\partial z} \right]_{DM} \right| \right\} \quad (2.15) \end{aligned}$$

제3장 실험장치 및 방법

3.1 2D PIV 실험장치 및 방법

*Fig. 3.1*은 실제 실험에 사용된 회류수조를 나타내고 있다. 그림의 회류수조는 $200mm \times 200mm$ 의 투명아크릴로 제작되었고, 수조의 하단부에 펌프를 설치하여 작동유체가 순환할 수 있도록 하였으며, 수동 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 정류관과 다공판을 설치하여 균일유입을 확보하고자 하였으며, $1000mm \times 1200mm \times 800mm$ 의 수조를 이용하여 작동유체를 순환시킴으로서 기포의 발생을 최소화 시켰다. 회류수조 내부의 하부에 고정되어 있는 *delta wing* 모델은 받음각, 옆미끄럼각 등을 자유롭게 조절할 수 있도록 제작하였다. *Delta wing*은 날개의 받음각(15° , 20° , 25° , 30°)을 변화시키며 각각의 받음각에서 날개코드(30% , 40% , 50% , 60% , 70% , 80%)의 위치에 대하여 실험을 행하였다.

*Fig. 3.2*는 *LEX*를 부착하지 않은 *delta wing*과 *LEX*를 장착한 *delta wing*의 모델을 나타내고 있다. 모델은 코드길이가 $150mm$, 뒷전에서의 스팬폭이 $120mm$, 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. *Fig. 3.3*은 수조내부에 설치되어 *delta wing*의 받음각, 미끄럼각 등을 자유롭게

제어할 수 있도록 제작된 기구이다.

*Fig. 3.4*는 본 실험에 사용된 *PIV* 시스템의 장치도를 나타내고 있다. 회류수조 내부의 영상은 $1008 \times 1018 \text{ pixel}$ 의 해상도를 가지는 *CCD* 카메라를 이용하여 입력하였으며, *delta wing*은 상부에서 발생하는 나선행 와류의 속도가 다른 위치에 비하여 고속이므로 동기화 장치(*synchronizer*)를 이용하여 *Nd-Yag* 레이저와 *CCD* 카메라를 동기시키고 적절한 시간간격을 결정한 후 실험을 행하였다. 작동유체는 20°C 의 상온 수도수를 사용하였으며 작동유체의 유입속도는 $0.17\text{m/sec}(\text{Re}=2.12 \times 10^4)$ 로 *LEX*를 부착한 경우와 부착하지 않은 경우에 동일하게 적용하였다. *PIV*의 2차원 실험에서는 계측하고자 하는 단면에 2차원의 *sheet*를 형성해야 하는데, 이를 위하여 반사경 거울, 구형 렌즈(*spherical lens*) 및 원통형 렌즈(*cylindrical lens*)를 사용하였으며, 추적입자로는 작동유체의 흐름에 방해를 주지 않는 구형 *PVC* 입자를 사용하였다. 카메라에 획득된 영상은 *PIV* 전용 소프트웨어(*Flow Inside 3.0*)를 이용하여 처리하였다. 2차원 *PIV* 실험에 적용된 실험조건은 *Table 3-1*에 자세하게 나타내고 있다.

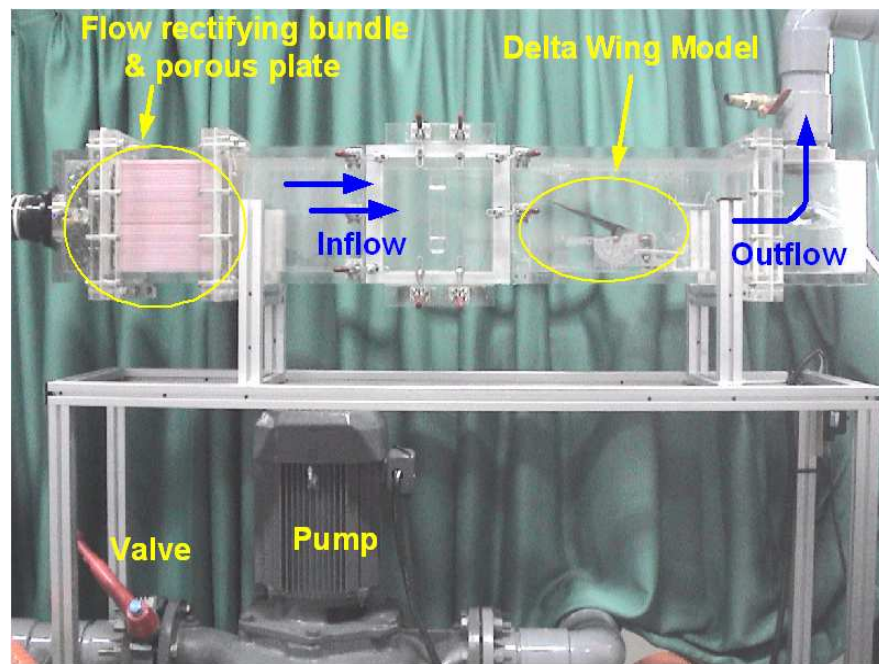


Fig. 3.1 Experimental Equipment

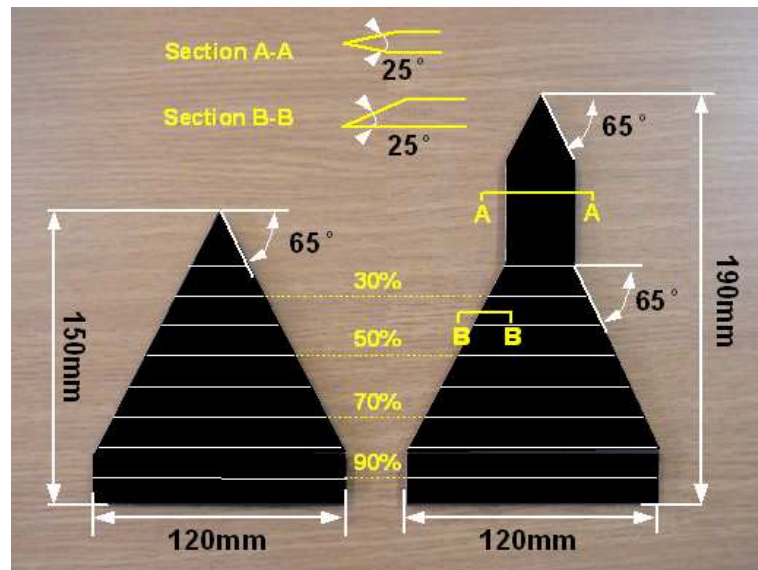
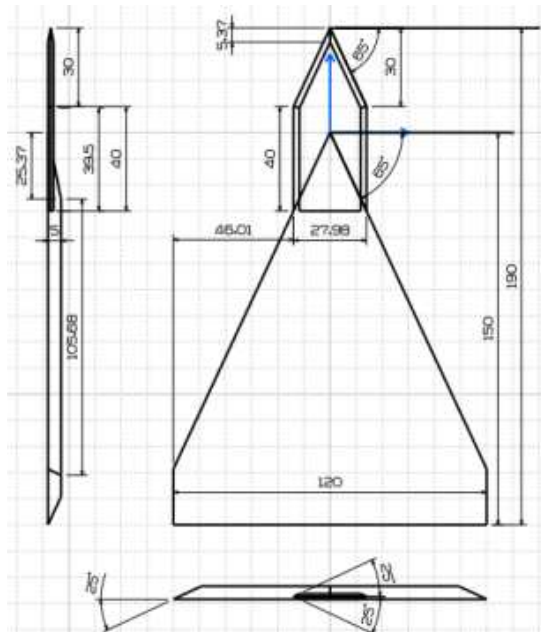


Fig. 3.2 Delta wing model with/without LED

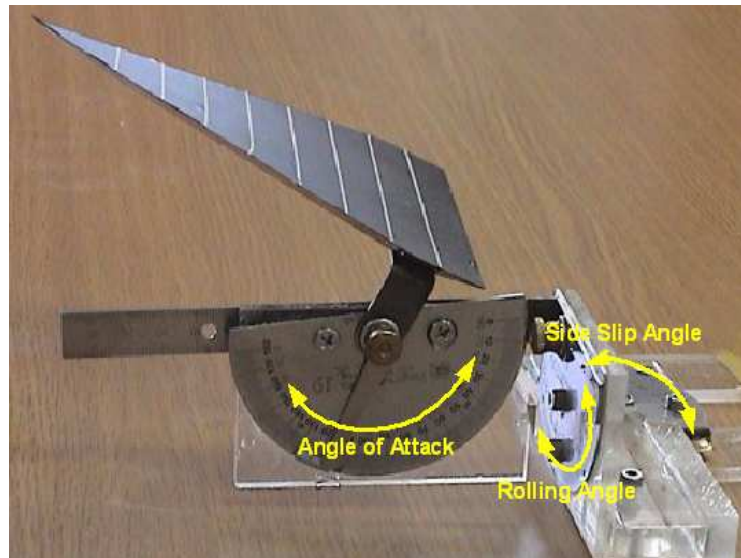


Fig. 3.3 Controllable angle adjustment mechanism

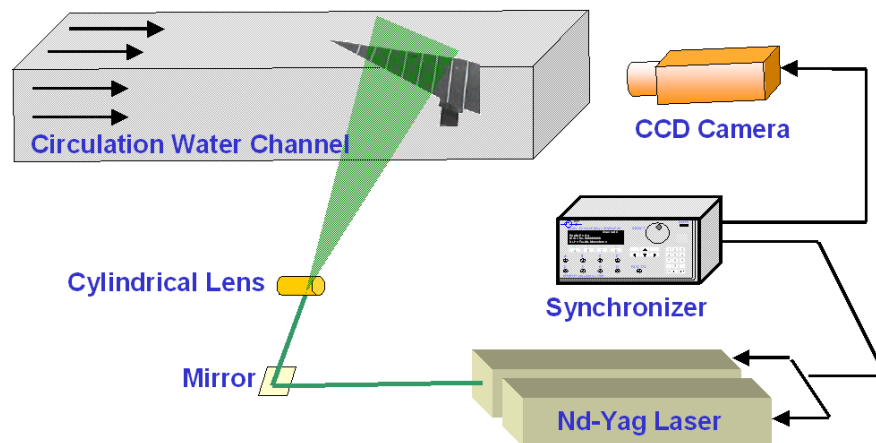


Fig. 3.4 2D PIV Arrangement

Table 3.1 2D PIV experimental conditions

	Item	Specification
Measuring condition	Working fluid	Tap-water
	Temperature	10°C
	Particle	PVC(Poly Vinyl Chloride)
Image processing	Host computer	Pentium IV
	Calculation time	20sec/frame
	Data number for time-averaged	200 Frame
	Identification	Cross correlation PIV <i>(FlowInside3.0)</i>
	Ratio of error vector	Less 1% / frame
Calculation condition	Maximum displacement	8 pixel
	Pulse interval	800μs ~ 1200μs
	Sampling rate	15Hz

3.2 Stereo PIV 실험장치 및 방법

*Delta wing*은 아음속 또는 초음속 유동에서 사용하기 위해 설계된 대칭적인 삼각형 구조의 날개로서 음속 부근에서의 충격파의 발생이 주는 여러 가지 영향을 적게 하여 비행기의 가속을 증가시키고, 안정성을 증가시킬 수 있는 장점을 가진 날개이다. 높은 받음각(*angle of attack*)을 가지는 *delta wing* 상면의 공기흐름은 날개의 전연에서 두 개의 흐름으로 분리되어 나선형 구조를 갖는 흐름을 형성하게 되며, 이러한 나선형 와류의 중심에서 발생하는 빠른 유속은 날개 윗면에 큰 부압(*suction pressure*)을 형성하여 고양력을 발생시키게 된다.

날개의 받음각이 증가함에 따라 날개 상면의 와류 중심에서의 속도와 와도의 증가를 가져오며, 이러한 결과로 날개에서의 양력의 증가를 초래하게 된다. 그러나 실속각 이상의 받음각을 가지게 되면 날개 상부에서 집중된 와류선이 임의의 조건 하에서 붕괴되어 급격한 양력의 감소와 피칭 모멘텀의 손실을 초래하는 와류붕괴(*vortex breakdown*) 현상을 발생시키게 된다.

2차원 시간해상도 PIV를 적용하여 다양한 받음각(15° , 20° , 25° , 30°)과 날개위치(30%, 40%, 50%, 60%, 70%, 80%)의 변화에 따른 *delta wing*에서의 나선형 와류의 발생, 와류의 발달, 와류붕괴 등의 유동 특성은 전 장에서와 같이 행하였다. 그러나 *delta wing*에서 발생하는 나선형 와류는 본질적으로 강한 3차원 유동 특성을 가지고 있으므로 2차원 PIV 계측으로서는 완전한 와류 특성을 이해하는데 한계를 가지고 있다. 이러한 한계를 극복하기 위하여 유동장의 3차원

정보를 획득할 수 있는 3차원 스테레오 PIV를 적용하여 보다 신뢰성 있는 3차원 유동의 해석을 행하고자 하였다. 본 연구실에서 개발되어 연구에 채택한 3차원 스테레오 PIV의 호모지니어스 좌표계 (*homogeneous coordinate*)는 카메라의 사진좌표를 사용하지 않고 영상좌표를 사용하여 영상에 투영된 입자들의 3차원 위치를 계산하므로 기존의 3차원 스테레오 PIV에 비해 카메라 왜곡보정 및 표정요소 등을 구하는 과정이 불필요하며, 이에 대한 계산 오차를 줄일 수 있는 장점을 가지고 있다.

스테레오 PIV에 의해 획득된 3차원 해석 영역에서의 속도벡터 및 유동정보는 3차원 애니메이션 소프트웨어에 의해 다양한 작업을 통하여 보다 현실적인 유동해석을 위한 여러 가지 정보를 획득할 수 있었으며, 실험 결과를 통해 획득된 3차원 PIV의 동영상은 *delta wing*에서 발생하는 복잡한 3차원 유동을 이해할 수 있는데 큰 도움을 주었다.

Fig. 3.5는 본 실험에 사용된 3차원 스테레오 PIV 시스템의 구성도를 나타내고 있다. 실험에서 작동유체로는 20℃ 상온수가 사용되었고, 수조의 하단에 설치되어 있는 밸브를 이용하여 입구속도 $0.2m/sec(Re=3.0 \times 10^4, \text{chord length}=150mm)$ 로 설정하여 실험을 행하였다. 본 실험에 적용된 실험조건은 Table 3-2에 자세하게 나타내고 있다.

추적입자로써는 작동유체의 흐름에 방해를 주지 않는 직경 $120\mu m$ 의 PVC 구형입자를 사용하였으며, 광원으로는 4W급 출력의 Ar-Ion 연속광 레이저를 사용하였고, $1280 \times 1024 \text{ pixel}$ 의 해상도를 가지는 2대의 고속도 카메라(*maximum:1000fps*)를 입력장치로 하여 1,000장의 연속적인 영상을 획득하였다. 2대의 고속도 카메라에 의해 입력된 연

속적인 1,000장의 영상은 2차원 동일입자 추적에서 영상의 잡음제거 등에 효과적인 배경감산에 사용되는 평균영상을 만드는데 사용되었다. 1/500초의 시간간격으로 입력된 250장의 연속적인 영상은 다양한 전처리 과정을 거친 후, 상호상관법에 의한 동일입자 추적을 행하였다.

스테레오 PIV에서 보다 정확한 스테레오 정합 및 실험결과를 획득하기 위해서는 정밀한 카메라 교정 과정이 진행되어야 한다. Fig. 3.6은 본 실험에 사용된 캘리브레이터를 보여주고 있다. 캘리브레이터는 가로100mm x 세로100mm인 얇은 금속평판에 10mm씩 등간격(가로 9개 x 세로9개)으로 직경이 0.3mm인 원을 정확하게 표시한 후 깊이 방향으로 회전트래버싱(1/50mm scale) 손잡이를 1mm씩 11회 이송시켜 투영변환식을 구하는데 사용되는 지상좌표를 얻는다. Fig. 3.7은 본 연구실에서 개발된 소프트웨어를 통한 카메라 교정 과정을 보여주고 있다.

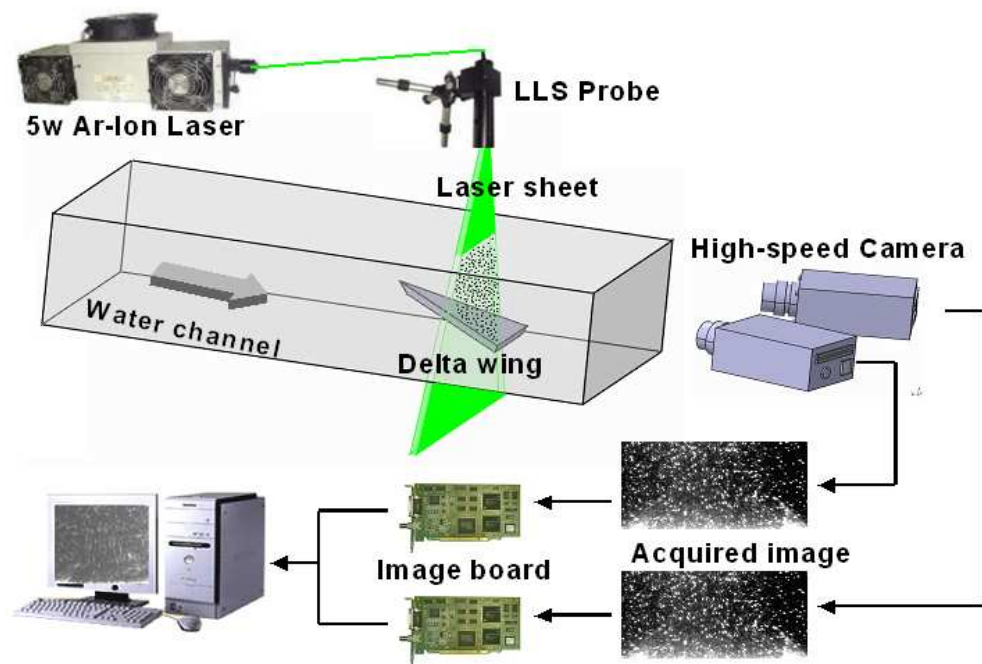


Fig. 3.5 3D PIV arrangement

Table 3.2 3D PIV experimental conditions

	Item	Specification
Measuring condition	Working fluid	Tap-water(20 °C)
	Particle	PVC
Image processing	Host computer	Pentium IV
	Calculation time	2sec(1000frame)
	Frame number for time-averaging	250 frame
	Identification	Cross correlation PIV
	Software	<i>CACTUS3.1</i> (IIT Co.)
	Ratio of error vector	Less than 1% / frame
Identification condition	Maximum	9 pixel
	Time interval	500 Hz

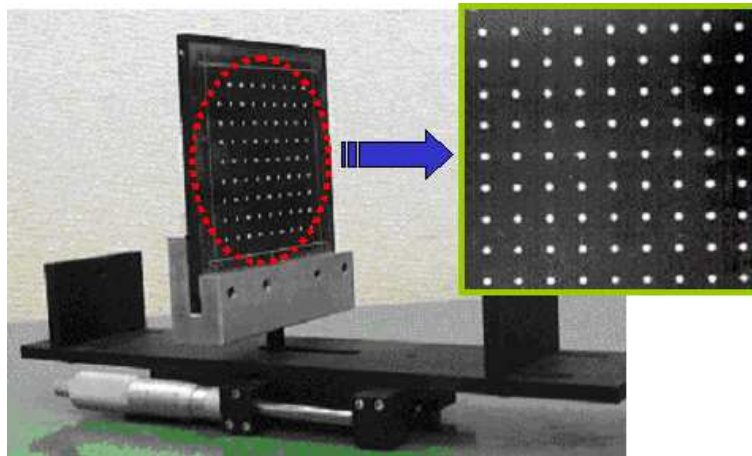


Fig. 3.6 Calibration equipment

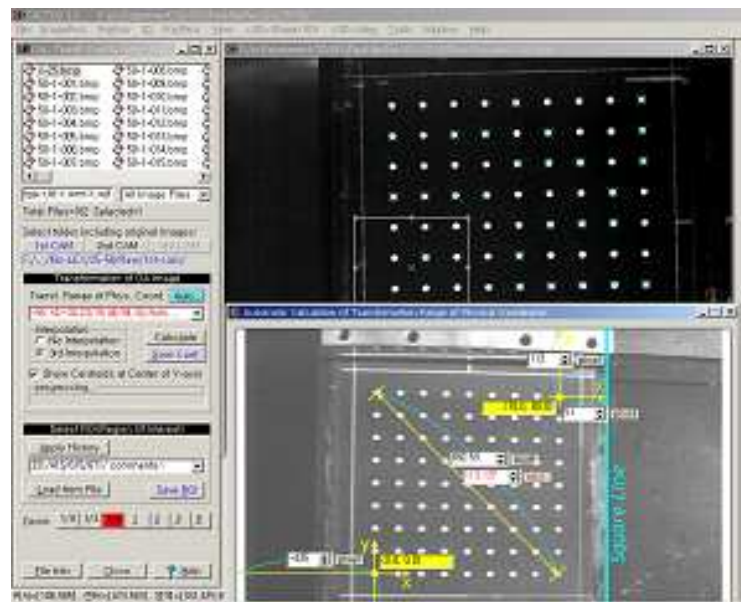


Fig. 3.7 Calibration by software

제4장 PIV 결과 및 검토

4.1 2차원 PIV 실험결과 및 고찰

4.1.1 LEX유무에 따른 유동 특성

Fig. 4.1은 30° 의 비교적 큰 받음각을 가지는 *delta wing*의 40% 코드위치에서 배경감산시 사용될 200개의 프레임을 평균하여 나타낸 그림이다. Fig. 4.1(a)의 LEX를 부착하지 않은 경우에는 날개상부와 와류의 집중된 영역인 *wing vortex*를 관찰할 수 있으며, Fig. 4.1(b)의 LEX를 장착한 경우에는 날개상부에서 *wing vortex*외에 *wing vortex*와 동일한 방향의 와류의 집중된 영역이 강하게 분포되어 있는 LEX vortex를 볼 수 있다. 이러한 LEX Vortex로 인하여 날개의 윗면에서 보다 높은 양력을 얻을 수 있으며, 이로 인한 고양력으로 안정된 비행을 할 수 있게 된다.

Fig. 4.2와 Fig. 4.3는 30° 받음각에서 LEX를 부착하지 않은 경우와 LEX를 부착한 경우의 운동에너지와 와도의 비교한 것이다.

Fig. 4.2 및 Fig. 4.3에서 전체적인 운동에너지, 와도를 비교해보면 LEX-ON이 LEX-OFF보다 훨씬 높은 값을 갖는다는 것을 확인할 수 있다. 특히 운동에너지 그래프는 *vortex*의 *core* 부분과 *vortex*의 외곽 부분의 속도차를 뚜렷이 나타낸다. 반면 *vortex*의 *core* 부분은 LEX-ON과 LEX-OFF 모두 운동에너지가 거의 0에 가까우며, 이는 날개 상면의 흐름이 *vortex*임을 나타낸다. 또, LEX-OFF에서 최대속력을 갖는 부분이 두 *vortex*가 만나는 곳인 반면 LEX-ON은 두

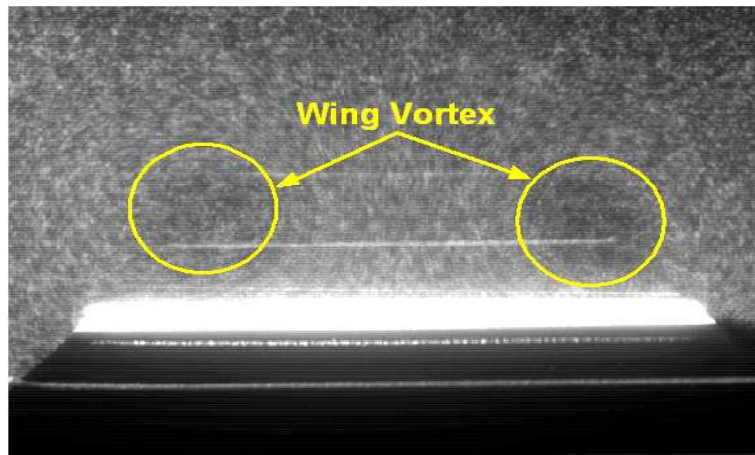
*vortex*가 나뉘어져 날개와 만나는 곳이다. *LEX-ON*과 *LEX-OFF* 모두에서 운동에너지와 와도 모두 좌우 대칭적으로 나타남을 관찰할 수 있었다. 특히 와도그래프에서 왼쪽은 푸른 계열, 오른쪽은 붉은 계열의 색을 갖는 것을 볼 수 있는데, 이는 각각 시계방향과 반시계 방향을 나타내는 것으로 서로 대칭적인 흐름을 이루고 있음을 나타낸다.

와도 그래프에서 관찰할 수 있는 것 중 하나는 *LEX vortex*의 발달하는 것이다. *chord length 30%*에서 커다란 위쪽으로 커다란 *LEX vortex*가 형성되어있고, 그 아래에 *wing vortex*가 작게 형성된 것을 볼 수 있다. 그리고 이러한 *LEX vortex*와 *wing vortex*는 날개의 중간쯤에서부터 융합되기 시작하여 후반부에서는 하나의 온전한 *vortex*를 형성하게 된다. 이와 같이 *LEX-ON*에서 나타나는 두 *vortex*의 융합은 *primary vortex*를 유지시켜주는데, 이러한 효과는 *LEX-OFF*에서는 *vortex*가 완전히 붕괴되는 후반부(*chord length 70, 80%*)에서 두드러지게 나타난다. *Primary vortex*는 날개가 유동장의 흐름을 분리하여생긴 *vortex*를 말하며, *wing vortex*와 *LEX vortex*가 이에 속한다. 이러한 *primary vortex*에 의해 반작용적으로 생긴 *vortex*를 *secondary vortex*를 말한다. 이는 와도그래프에서 쉽게 볼 수 있는데, *primary vortex* 아래 날개와 접한 부분에 그와는 반배방향의 흐름을 가지는 *secondary vortex*가 바깥쪽으로 길게 나타나는 현상 역시 관찰할 수 있다.

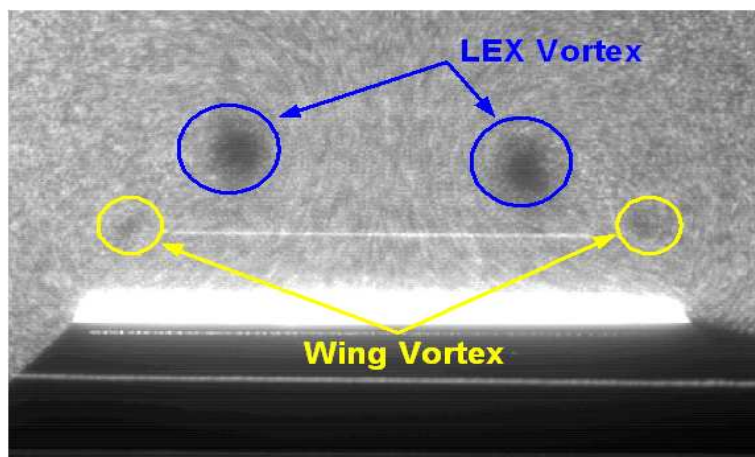
모든 데이터에서 공통적으로 오른쪽 *vortex* 주위의 공기흐름이 왼쪽보다 더 빠르게 관찰되었다. 이는 카메라를 날개의 중심보다 오른쪽에 설치하여 왼쪽을 바라보게 되어서 같은 빠르기를 가지는 공기의 흐름이 다르게 보인 것이라고 추정된다.

그림들이 같은 색깔이라고 해서 같은 수치를 갖지 않는다. 이는 각 그래프의 축들이 *scaled* 되지 않아서인데, 이는 *vortex*의 형상을 뚜렷하게 보여줘 그 생성과정이나 변천 등을 알아보기 쉽게 해준다. 직관적인 비교를 위해서 *scaled*된 축을 가진 그래프들이 필요한데, 이는 Fig. 4.4에서 볼 수 있다.

Fig. 4.5에서는 각 *chord length*의 위치 변화에 따른 *LEX-ON*과 *LEX-OFF*의 속도벡터 분포를 *PIV*실험 결과들을 나타내었다. 날개의 후반부로 갈수록 *LEX-ON*이 *LEX-OFF*에 비해 훨씬 안정적이고 *vortex*가 잘 유지됨을 볼 수 있었다. 날개의 전반부에서는 *LEX*의 효과를 직접적으로 볼 수 없지만 후반부에서는 *LEX-OFF*의 경우는 *primary vortex*가 붕괴되는 반면 *LEX-ON*에서의 *primary vortex*는 안정적이다.

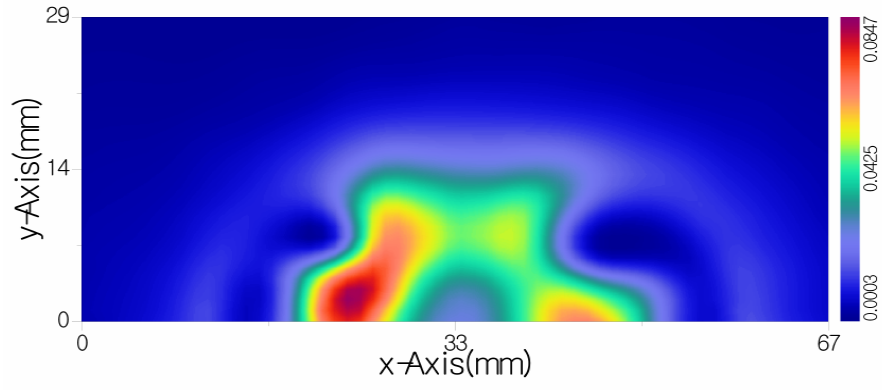


(a) Without LEX

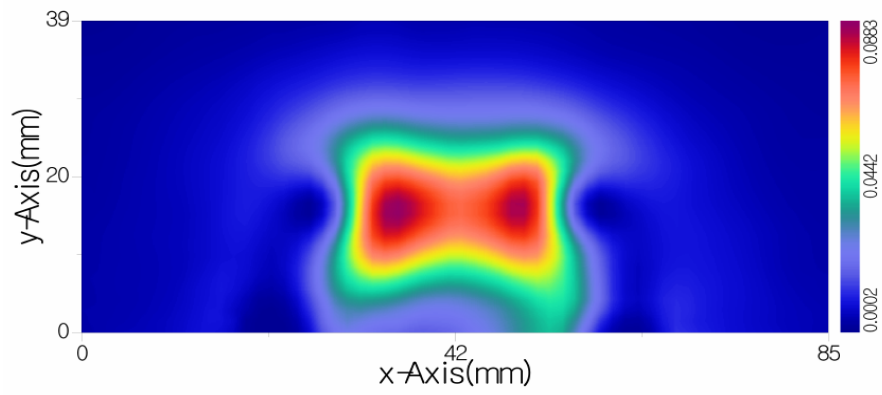


(b) With LEX

Fig.4.1 Time-Averaged raw images($AOA=30^\circ, 40\%$)

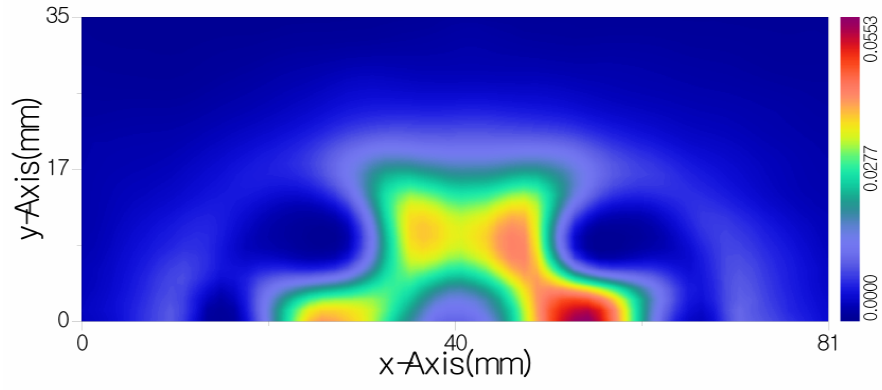


(a) *LEX-OFF 30%*

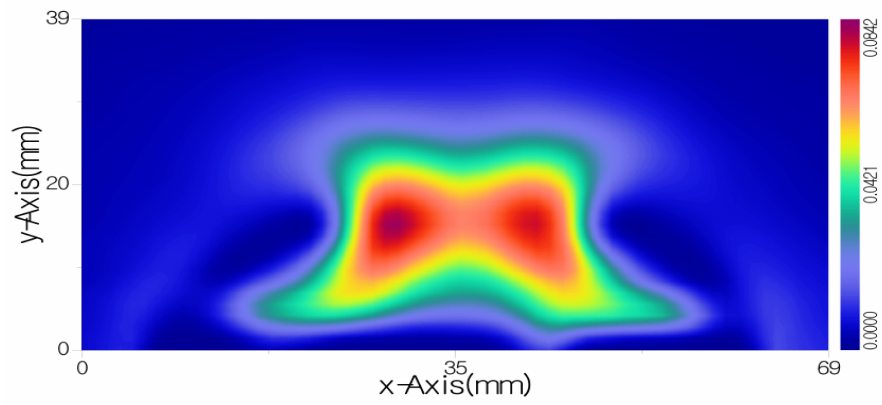


(b) *LEX-ON 30%*

Fig. 4.2 Kinetic energy distribution between LEX-on & LEX-off(continued)

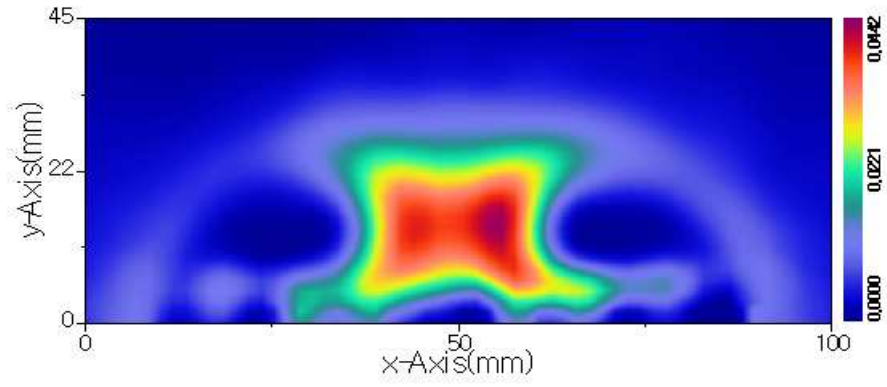


(c) *LEX-OFF 40%*

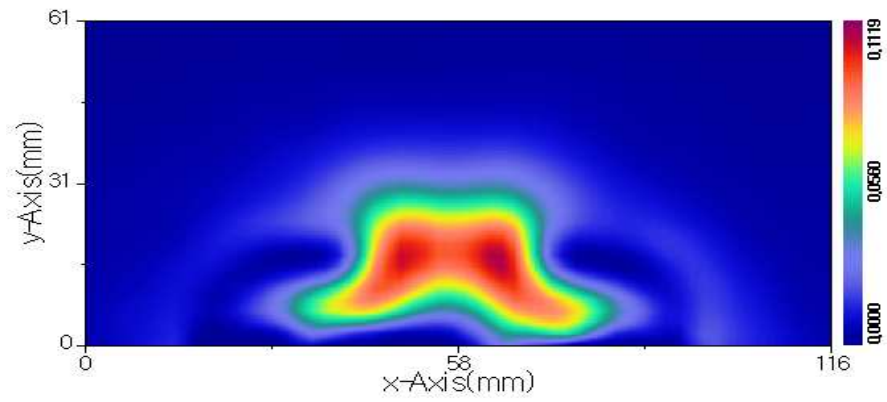


(d) *LEX-ON 40%*

Fig. 4.2 Kinetic energy distribution between LEX-on & LEX-off(continued)

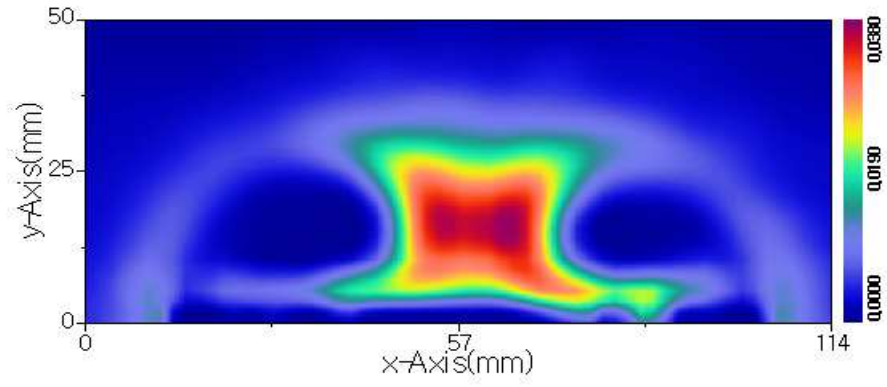


(e) LEX-OFF 50%

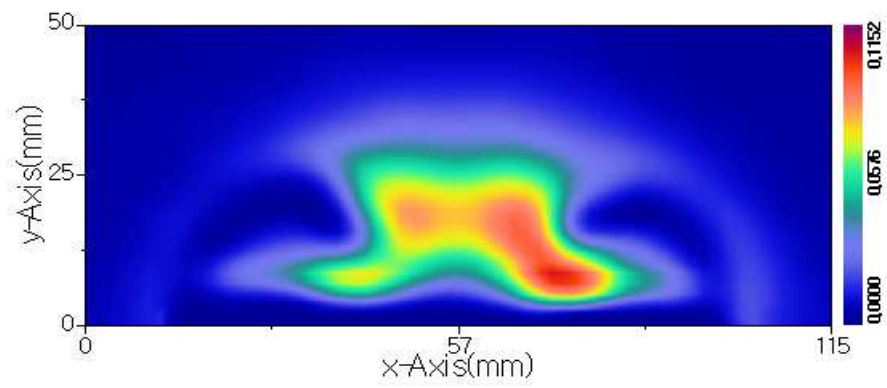


(f) LEX-ON 50%

Fig. 4.2 Kinetic energy distribution between LEX-on & LEX-off(continued)

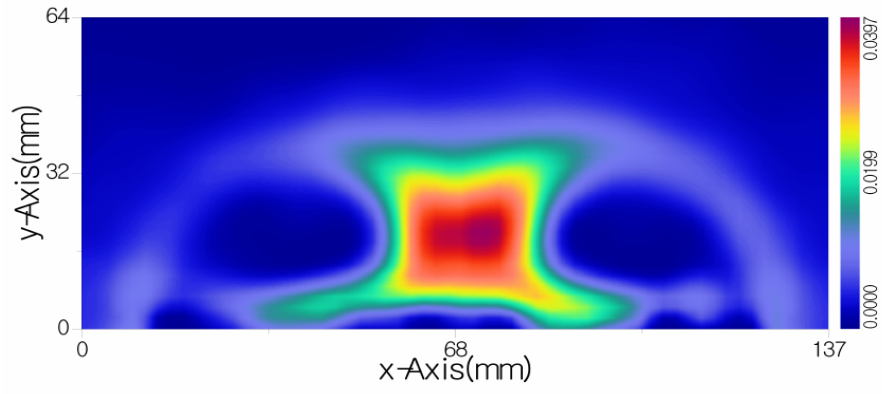


(g) LEX-OFF 60%

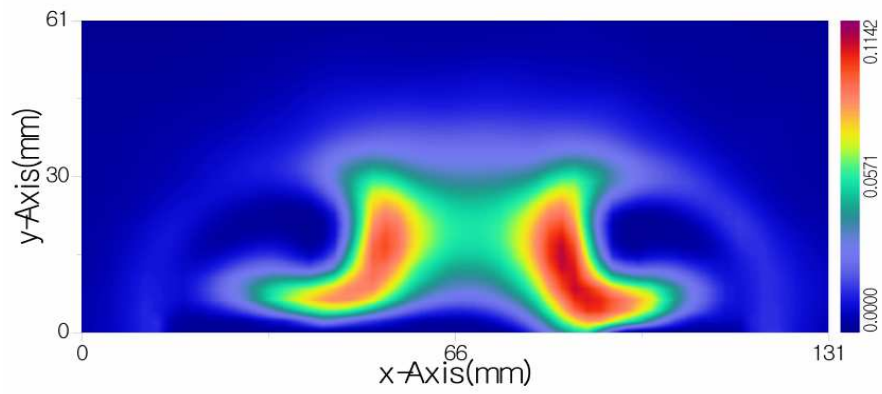


(h) LEX-ON 60%

Fig. 4.2 Kinetic energy distribution between LEX-on & LEX-off(continued)

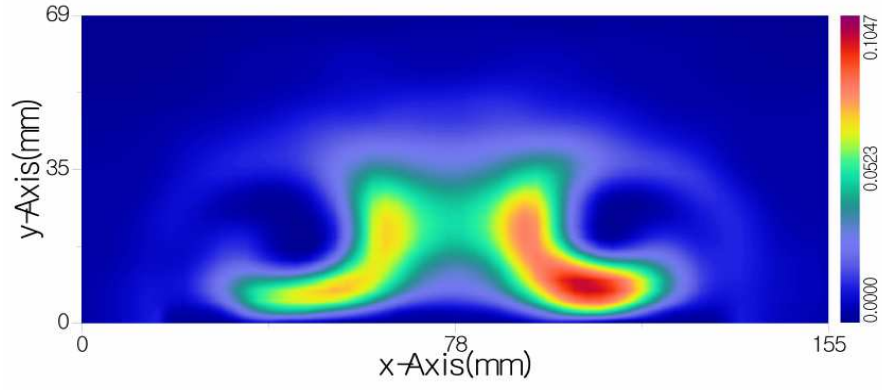


(i) *LEX-OFF 70%*

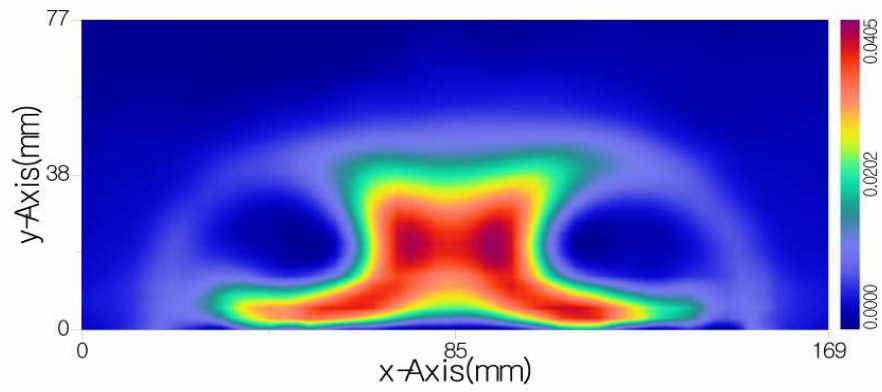


(j) *LEX-ON 70%*

Fig. 4.2 Kinetic energy distribution between LEX-on & LEX-off(continued)

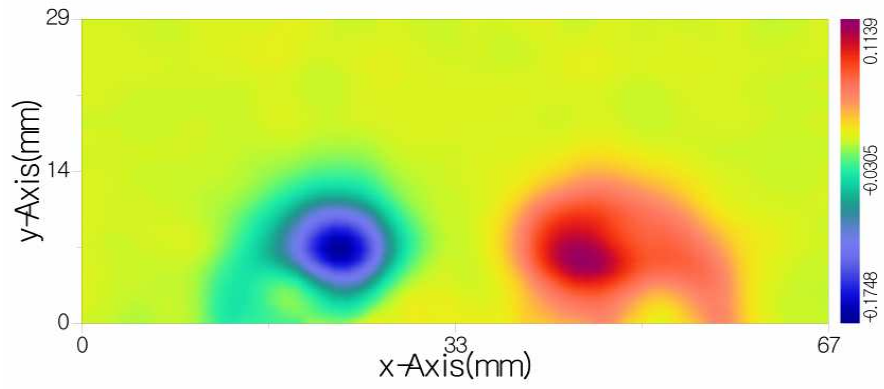


(k) *LEX-OFF 80%*

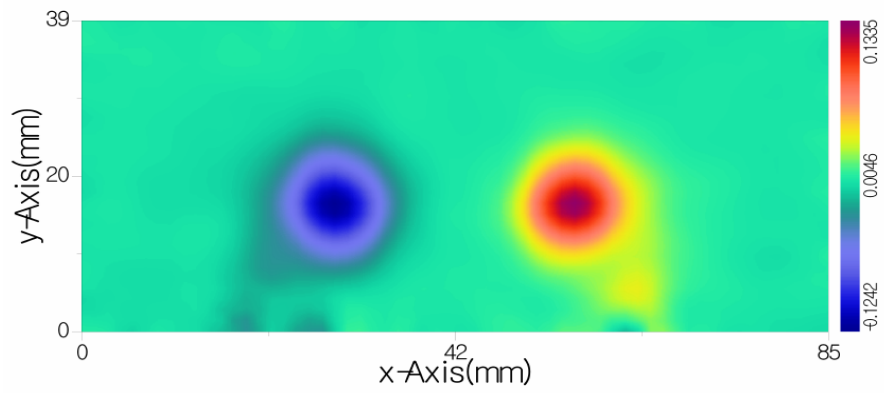


(l) *LEX-ON 80%*

Fig. 4.2 *Kinetic energy distribution between LEX-on & LEX-off*



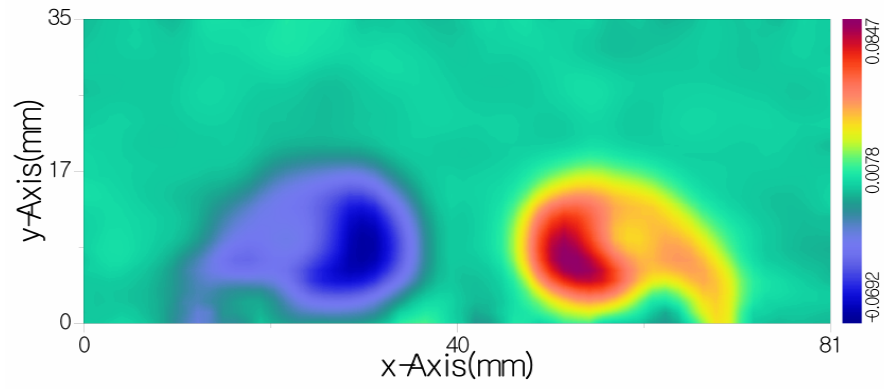
(a) *LEX-OFF 30%*



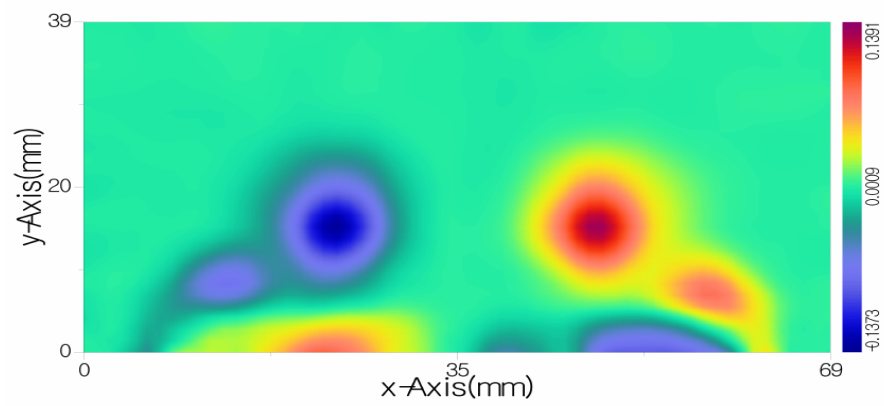
(b) *LEX-ON 30%*

1

***Fig. 4.3 Vorticity distribution between LEX-on and LEX-off
(continued)***

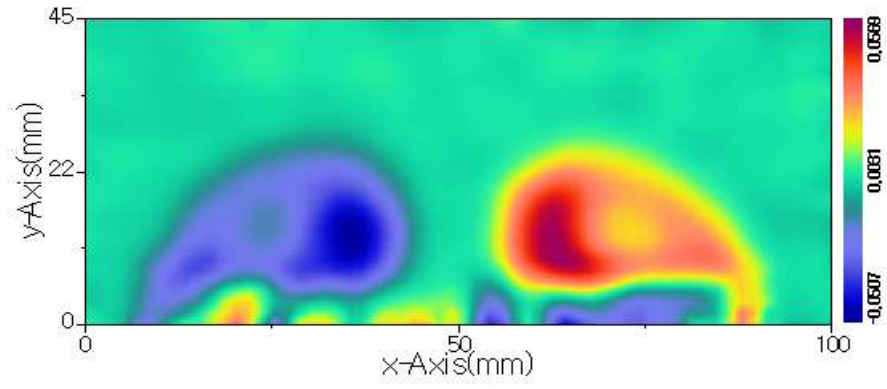


(c) *LEX-OFF 40%*

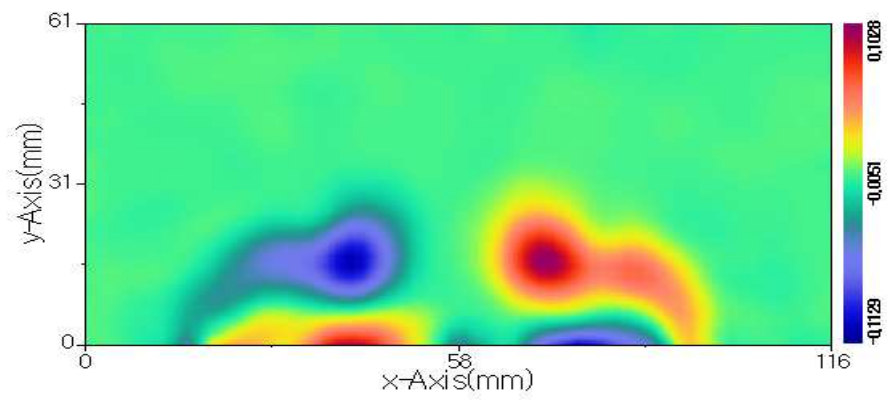


(d) *LEX-ON 40%*

Fig. 4.3 *Vorticity distribution between LEX-on and LEX-off
(continued)*

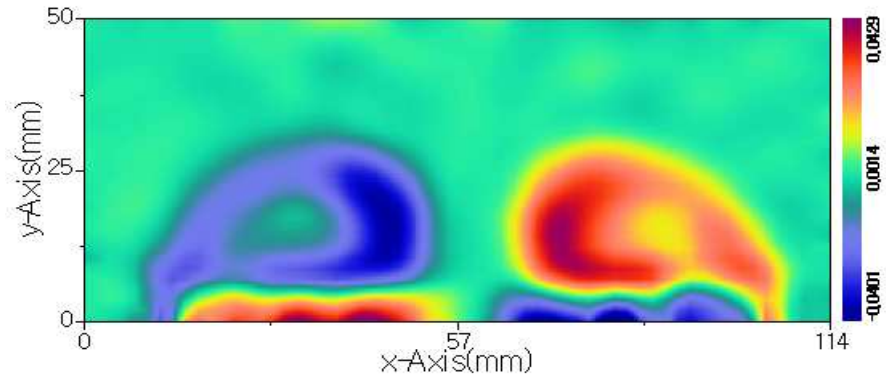


(e) LEX-OFF 50%

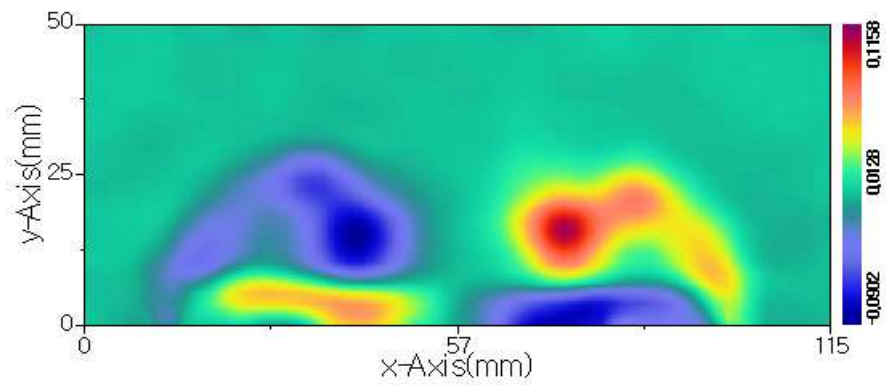


(f) LEX-ON 50%

Fig. 4.3 Vorticity distribution between LEX-on and LEX-off
(continued)

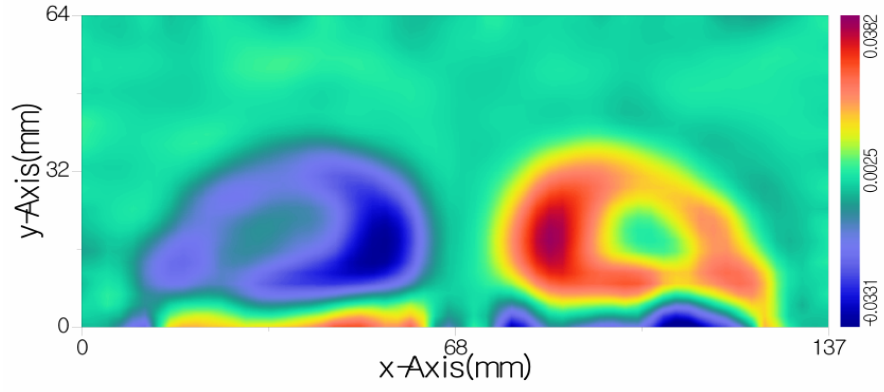


(g) LEX-OFF 60%

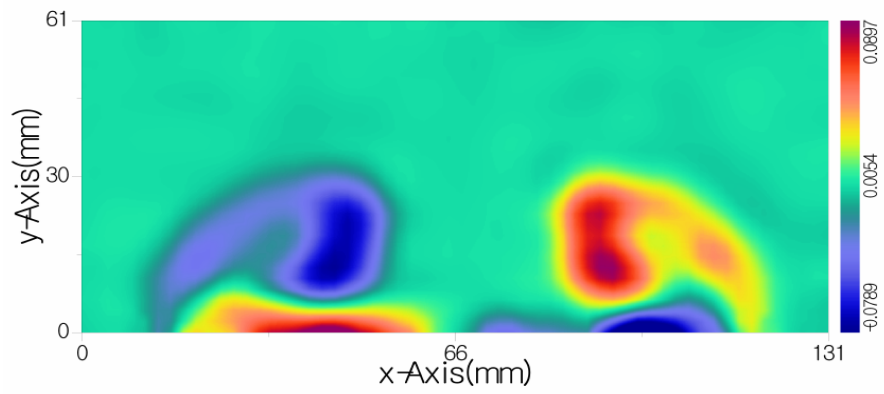


(h) LEX-ON 60%

Fig. 4.3 Vorticity distribution between LEX-on and LEX-off
(continued)

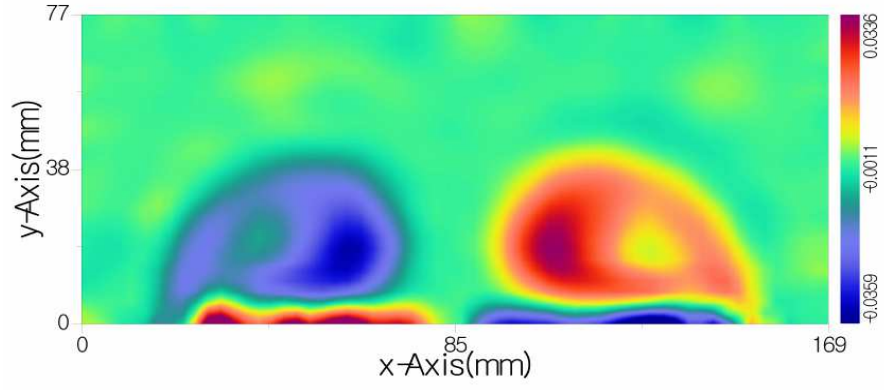


(i) *LEX-OFF 70%*

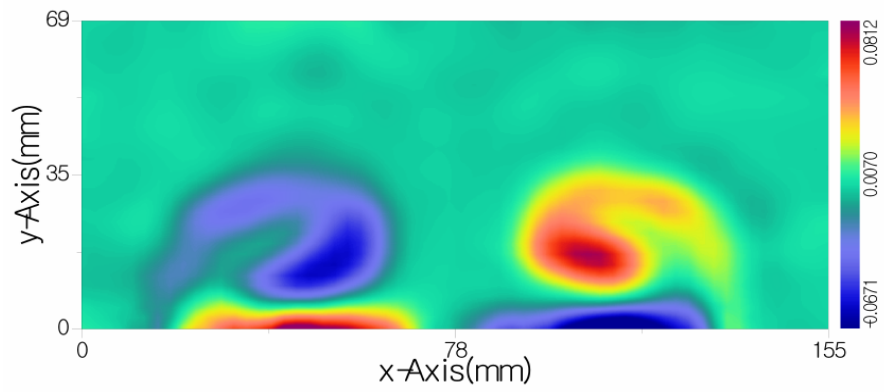


(j) *LEX-ON 70%*

***Fig. 4.3 Vorticity distribution between LEX-on and LEX-off
(continued)***

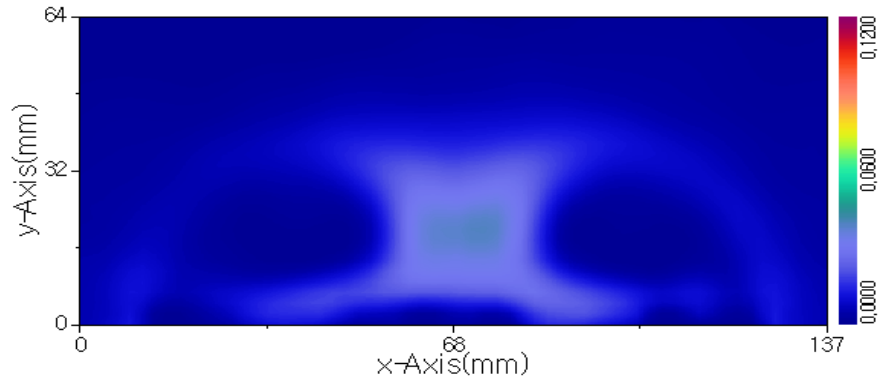


(k) *LEX-OFF 80%*

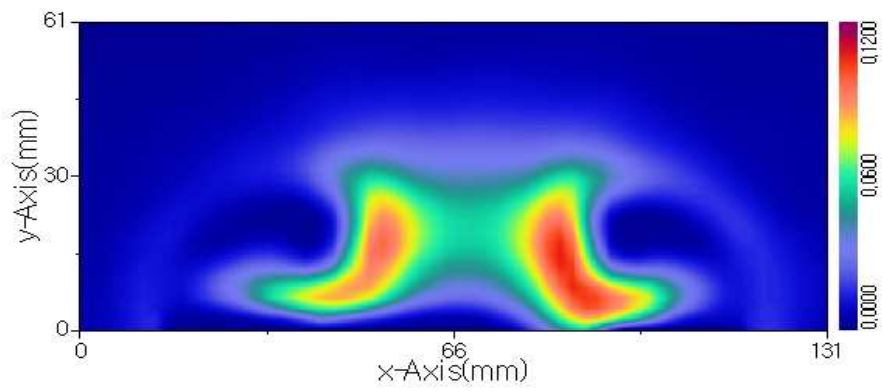


(l) *LEX-ON 80%*

Fig. 4.3 *Vorticity distribution between LEX-on and LEX-off*

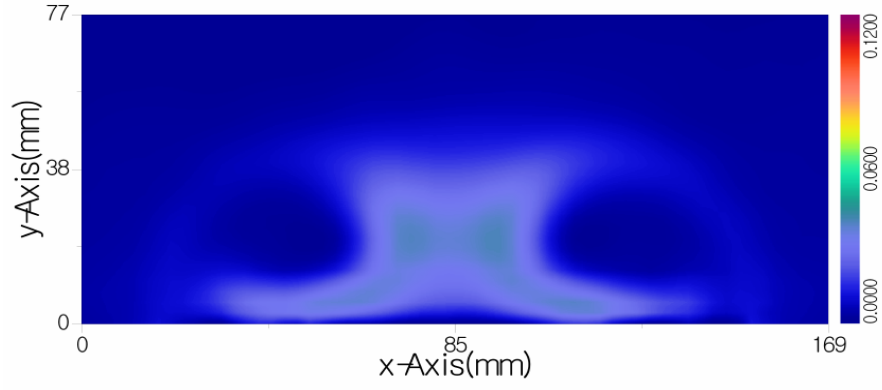


(a) LEX-OFF 70%

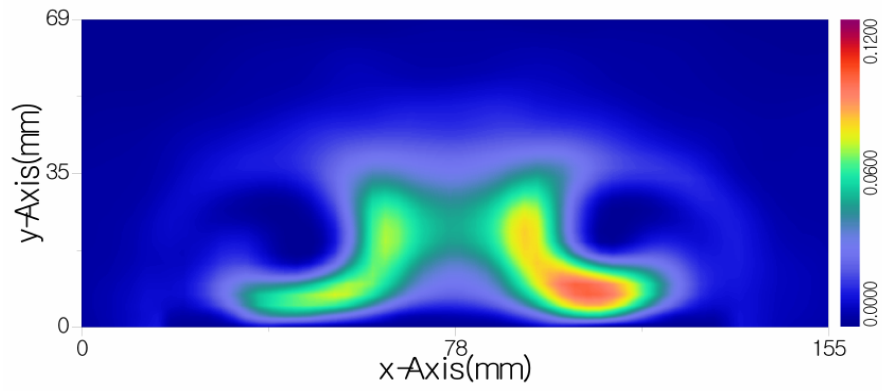


(b) LEX-ON 70%

Fig. 4.4 *Vorticity distribution between LEX-on & LEX-off at 70% & 80% chord length(continued)*

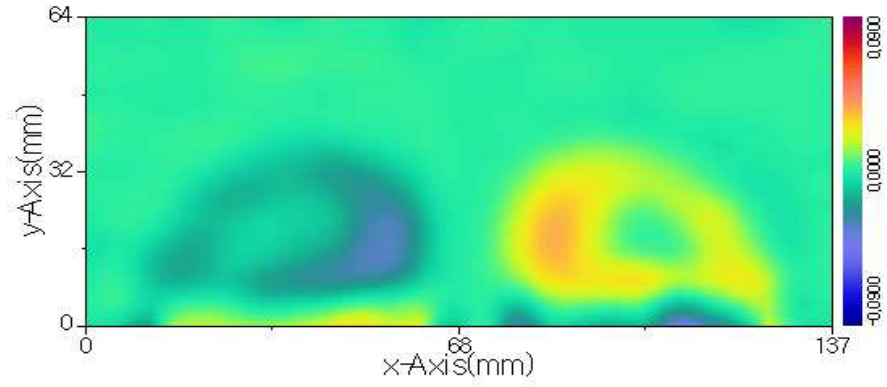


(c) LEX-OFF 80%

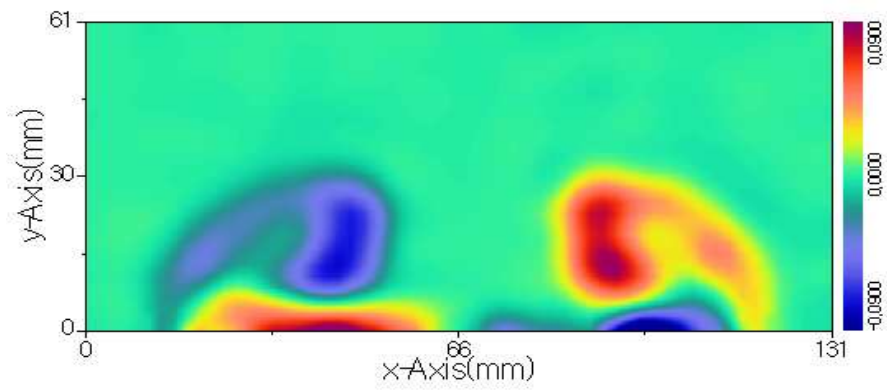


(d) LEX-ON 80%

Fig. 4.4 *Vorticity distribution between LEX-on & LEX-off at 70% & 80% chord length(continued)*

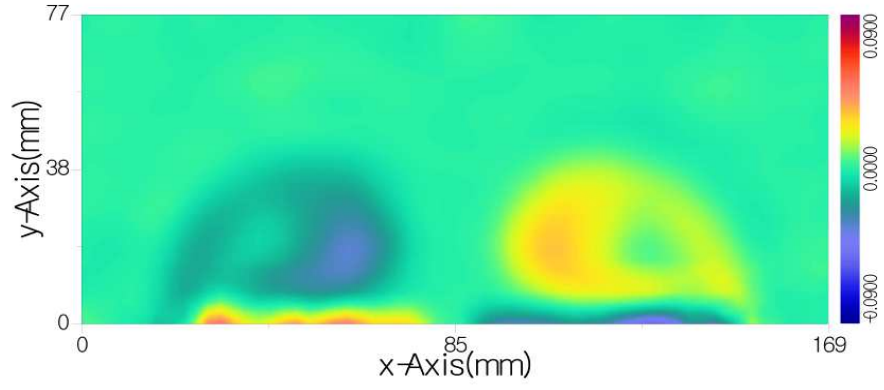


(e) LEX-OFF 70%

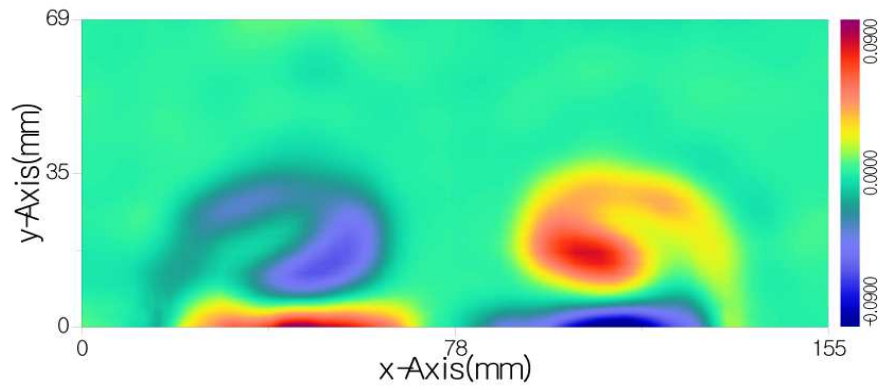


(f) LEX-ON 70%

Fig. 4.4 Vorticity distribution between LEX-on & LEX-off
at 70% & 80% chord length(continued)

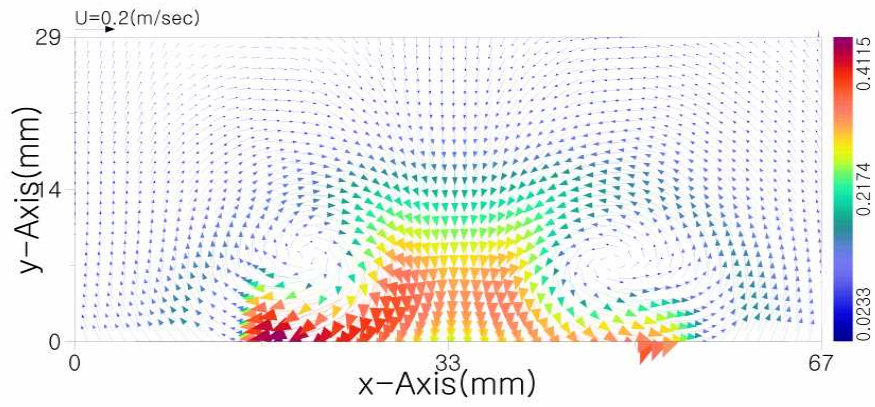


(g) *LEX-OFF 80%*

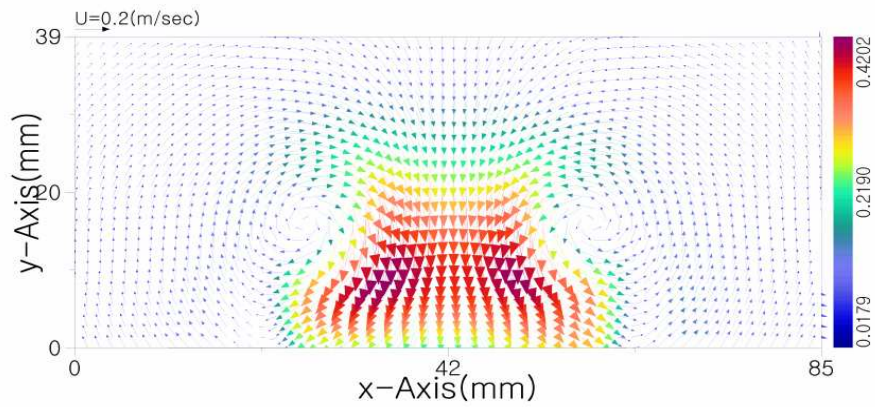


(h) *LEX-ON 80%*

Fig. 4.4 *Vorticity distribution between LEX-on & LEX-off at 70% & 80% chord length*

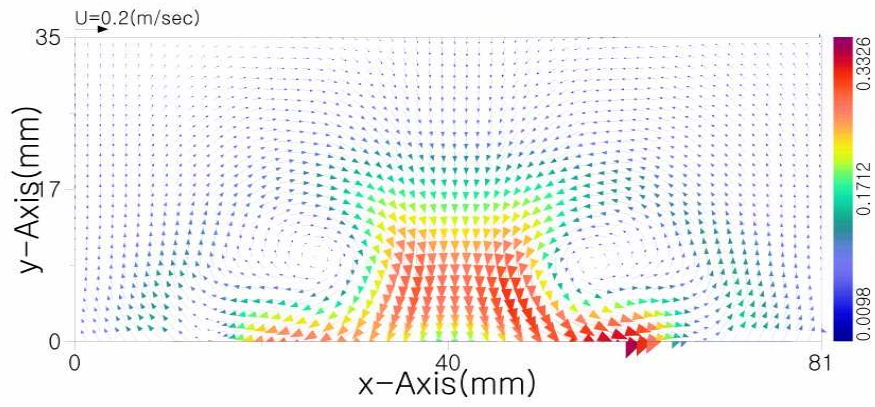


(a) LEX-OFF 30%

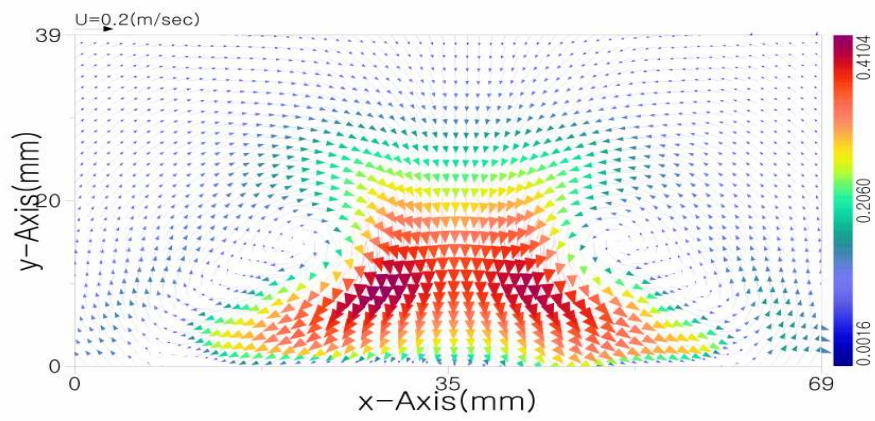


(b) LEX-ON 30%

**Fig. 4.5 Velocity distribution between LEX-on & LEX-off
(continued)**

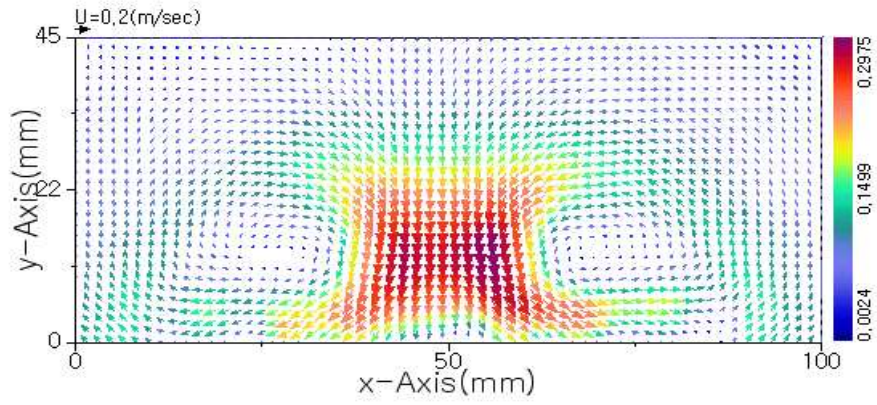


(c) LEX-OFF 40%

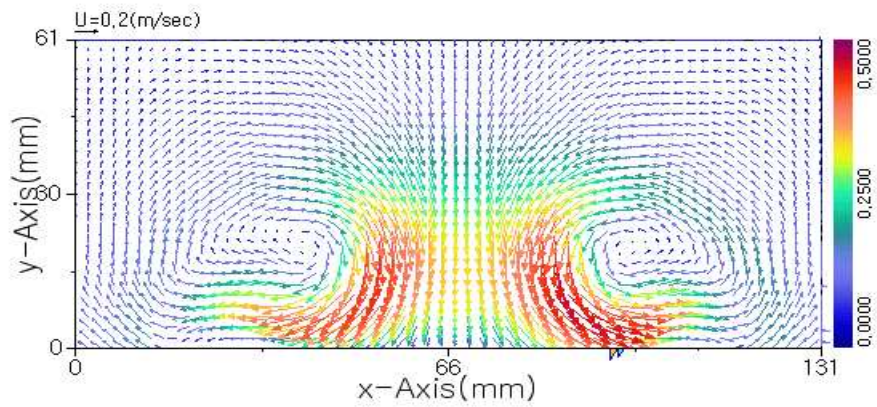


(d) LEX-ON 40%

**Fig. 4.5 Velocity distribution between LEX-on & LEX-off
(continued)**

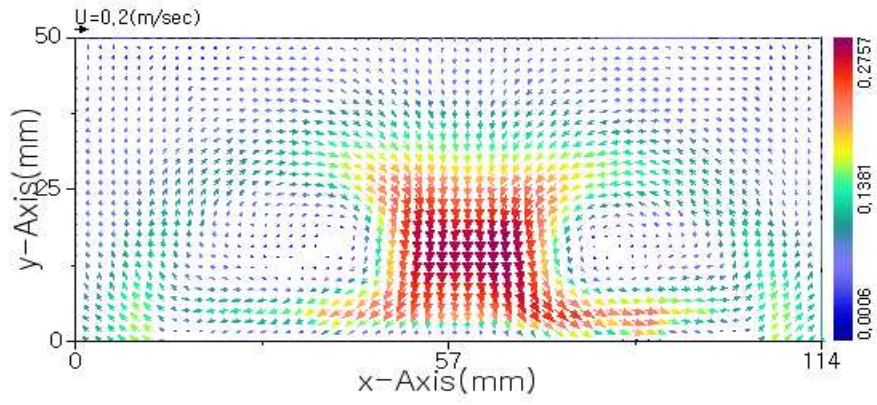


(e) LEX-OFF 50%

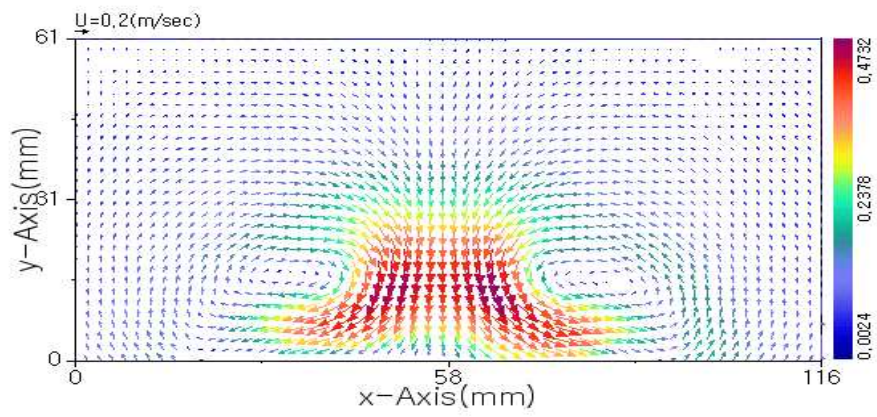


(f) LEX-ON 50%

Fig. 4.5 *Velocity distribution between LEX-on & LEX-off
(continued)*

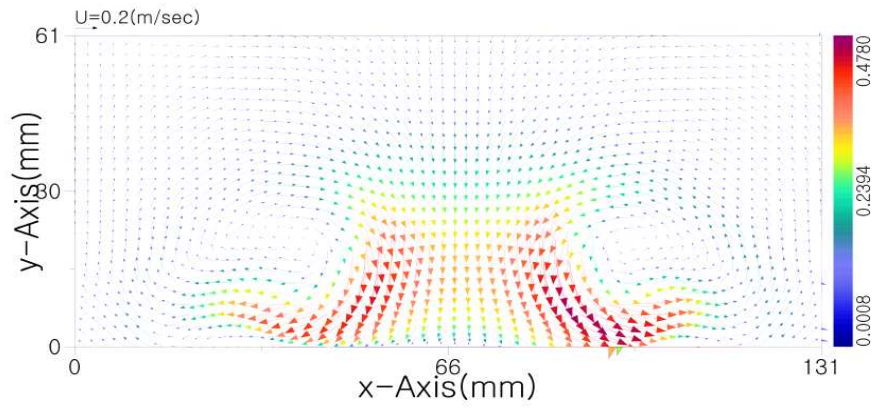


(g) LEX-OFF 60%

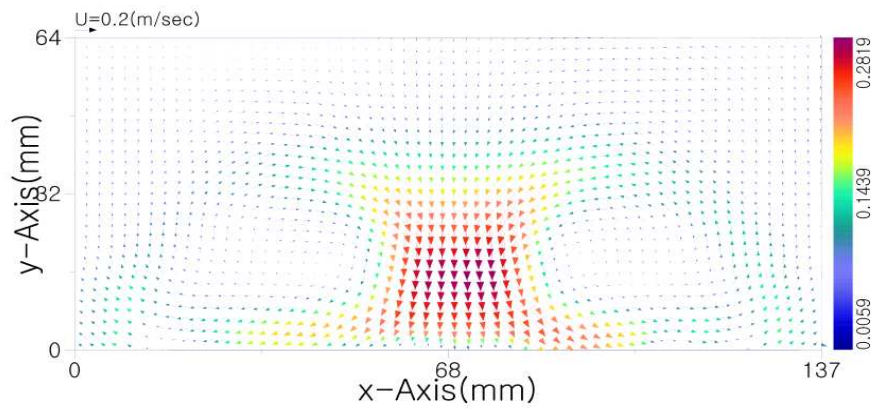


(h) LEX-ON 60%

**Fig. 4.5 Velocity distribution between LEX-on & LEX-off
(continued)**

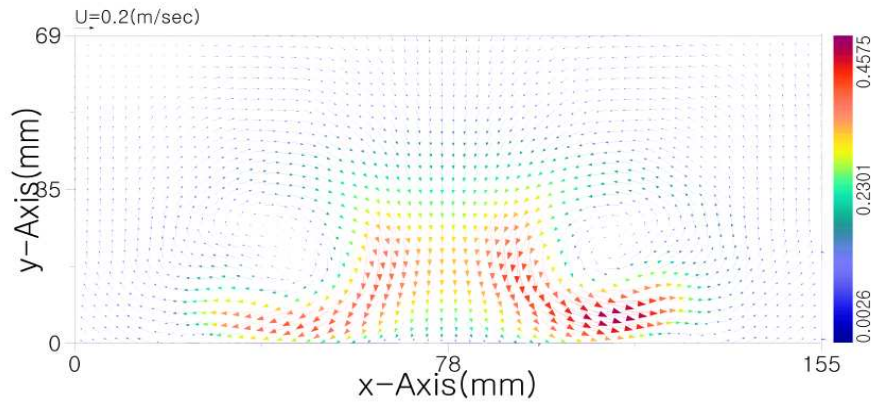


(i) *LEX-OFF 70%*

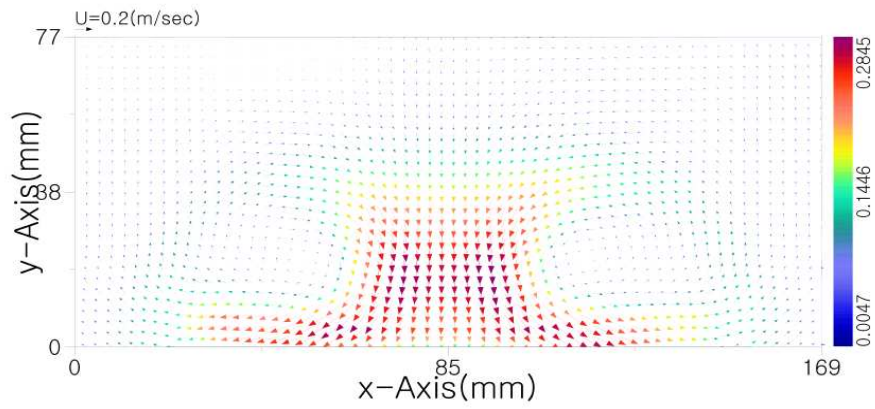


(j) *LEX-ON 70%*

Fig. 4.5 *Velocity distribution between LEX-on & LEX-off
(continued)*



(k) LEX-OFF 80%



(l) LEX-ON 80%

Fig. 4.5 Velocity distribution between LEX-on & LEX-off

4.1.2 LEX vortex의 효과

Fig. 4.6는 LEX를 부착한 경우와 부착하지 않은 받음각 25도에서의 유동특성을 보여주고 있다. 위의 그림에서 보는 바와 같이 Fig. 4.5에서 보는 경우와 유사함을 알 수 있다.

Fig. 4.7(a)는 받음각 25도를 가지는 LEX를 장착하지 않은 모델에서의 시간평균 와도분포를 나타내고 있다. 좌우대칭의 와류가 회류수조내에 고정된 *delta wing* 모델의 상부에 잘 나타나고 있으며, 날개의 전연에서 후연으로 이동할수록 *delta wing*의 상면에 발달하는 나선형 대칭와류의 영역이 커지는 반면, 와류중심의 강도는 약해지는 것을 관찰할 수 있다. Fig. 4.7(b)는 받음각 25°를 가지는 LEX를 장착한 모델에서의 시간평균 와도분포를 나타내고 있다. Fig. 4.7(a)와 4.7(b)를 비교해보면, LEX를 부착했을 경우는 *delta wing*로 인하여 발생하는 와류 이외에 델타익 와류와 방향이 같은 LEX 와류가 나타나는 것을 볼 수 있으며, 이러한 LEX 와류는 날개의 전연에서는 델타익 와류에 비해 날개의 상단부에 위치하다가 후연으로 이동하면서 날개면에 접근하는 것을 볼 수 있어 앞전영역에서는 LEX 와류가 흡입압력 분포에의 영향이 상대적으로 적음을 알 수 있다. 또한 날개의 시위 60%위치에서 LEX 와류는 델타익 와류와 결합하기 시작하여 70%위치에서는 두개의 와류가 완전히 결합하는 것을 볼 수 있다. LEX 와류는 델타익 와류와 같은 방향으로 회전하는 와류이므로 날개의 후방으로 이동하면서 델타익 와류와 결합하게 되며, 이러한 영향으로 *delta wing*에 LEX를 부착했을 경우 날개의 후방에서 LEX를 부착하지 않은 경우보다 더 큰 양력을 얻을 수 있으며, 와류붕괴 등

을 지연시킬 수 있는 효과 등을 가져온다.

*Fig. 4.8*는 *zero sideslip* 각도에서 30도의 받음각을 갖는 *LEX*를 부착했을 경우와 부착하지 않았을 경우의 와도분포의 비교를 보여준다. 이는 4.7과 비교하여 보아도 큰 차이는 없는 것으로 나타난다.

*Fig. 4.9*는 받음각 20도에서 각각 5 및 10도의 *sildeslip* 각도를 갖는 *LEX*를 장착한 *delta wing*의 와류발생 현상을 비교로 보여주고 있다.

*Fig. 4.10*는 *LEX*를 부착하지 않은 경우와 *LEX*를 부착한 경우에 대해 계측영역에서 코드위치의 증가에 따른 최대와도의 크기를 나타내고 있다. *Fig. 4.10(a)*의 *LEX*를 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 *Fig. 4.10(b)*에서는 15°, 20°, 25°에서는 *Fig. 4.10(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. *Fig. 4.10*의 결과를 통하여 *LEX*를 부착함으로써 비교적 높은 받음각에서도 최대와도의 급격한 감소를 피할 수 있으며, 와류붕괴의 지연효과를 확인할 수 있다. 또한 *Fig. 4.10(b)*를 살펴보면 받음각 25°의 40%~50% 위치에서는 다른 위치에 비하여 최대와도의 값이 완만한 것을 볼 수 있으며, 받음각 30°의 60%~70% 위치에서 최대 와도값이 증가하는 것을 볼 수 있는데 이것은 *LEX*와류가 날개의 뒷전으로 이동하면서 주와류와 결합하여 최대 와도값이 증가하는 것을 알 수 있다.

*Fig. 4.11*는 받음각의 변화에 따른 최대 와도값의 변화를 나타내고

있다. Fig. 4.11(a)의 *LEX*를 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 Fig. 4.11(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 진행없이 뒷전까지 보다 안정적인 유동장을 형성할 수 있음을 보여주며, 또한 *LEX*를 부착하더라도 일정한 받음각 이상에서는 와류붕괴가 필연적으로 발생하는 것을 보여준다.

다음의 Fig. 4.12는 25°, 30° 받음각을 가지는 *LEX*를 부착한 *delta wing*에서의 *LEX* 와류와 델타익 와류의 최대와도값의 위치를 나타내고 있다. 그림에서와 같이 델타익 와류는 날개의 바깥부분에 형성되며 *LEX* 와류는 델타익 와류에 비하여 날개 중심부에서 형성되어 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 70%와 80% 사이에서 와도의 값이 증가하는 특이한 현상을 확인할 수 있다.

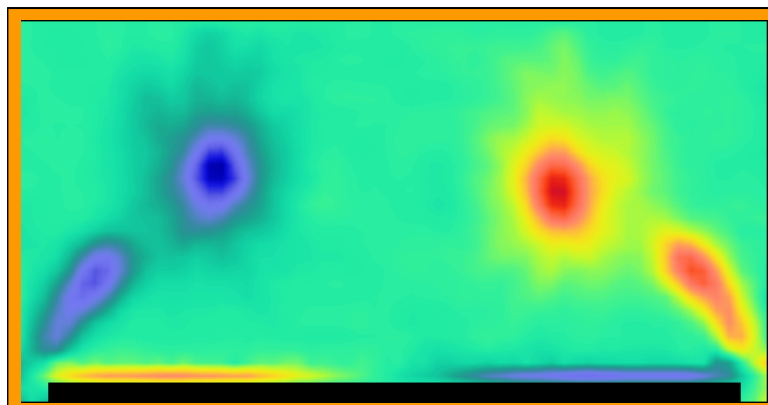
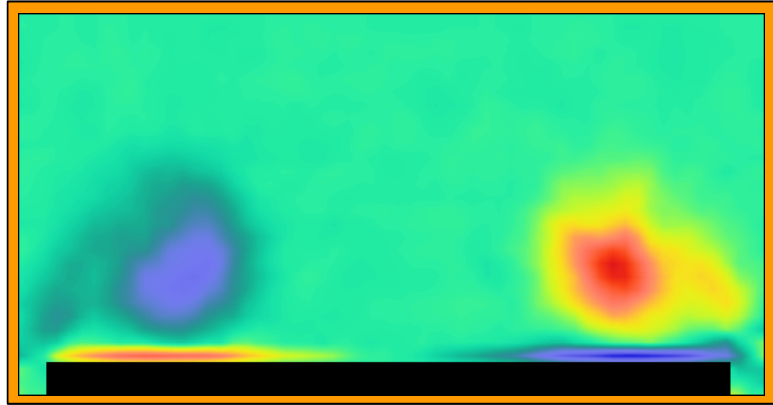
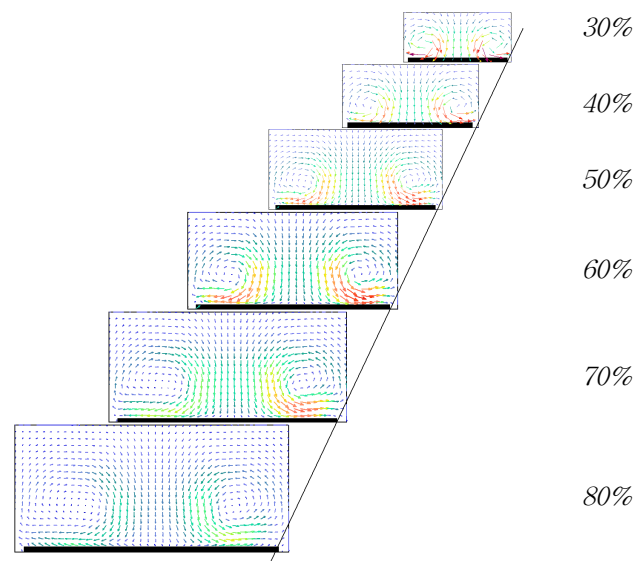
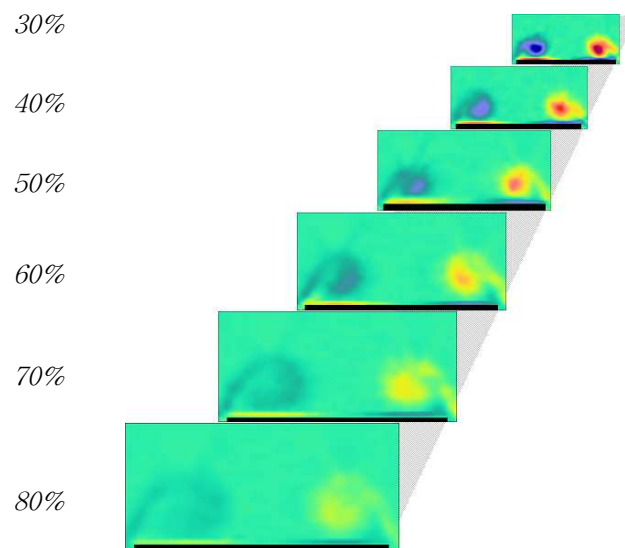


Fig. 4.6 Flow characteristics in angle of attack(25 degree) without LEX(upper) and with LEX(lower)

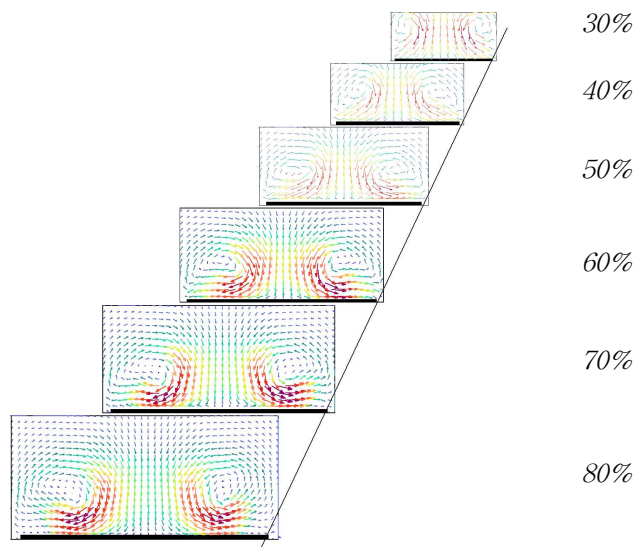


(a) Velocity distribution

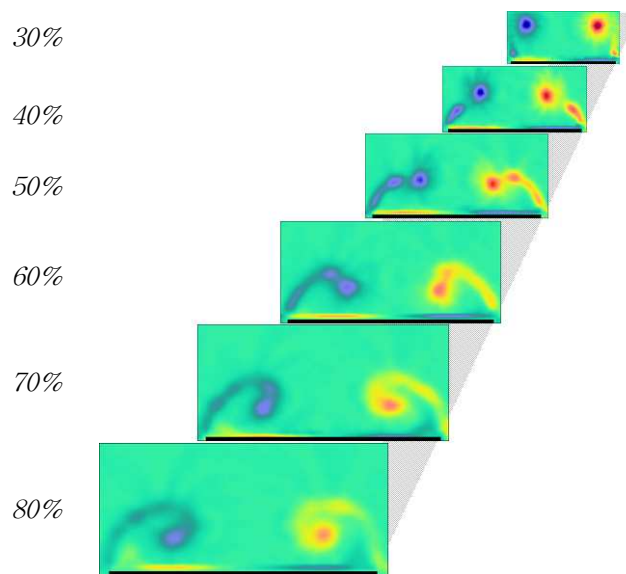


(b) Vorticity distribution

Fig. 4.7 Distributions of velocity and vorticity without LEX (AOA=25°)

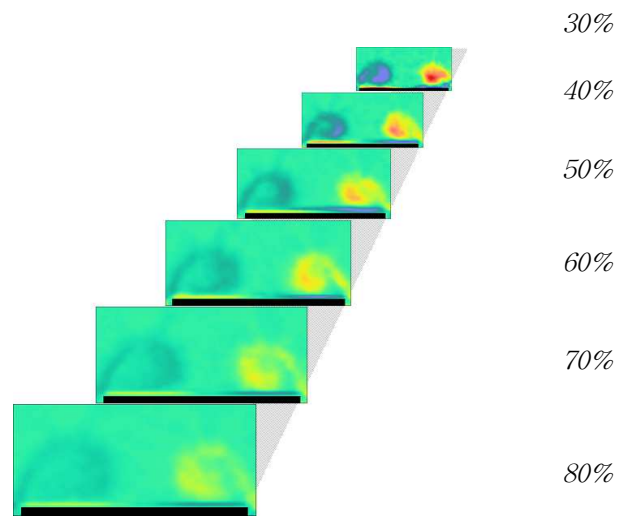


(a) Velocity distribution

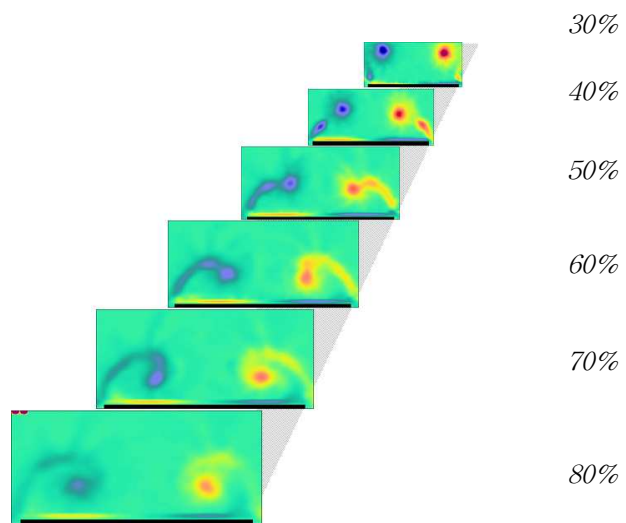


(b) Vorticity distribution

Fig. 4.8 *Distribution of velocity and vorticity with LEX (AOA=25°)*

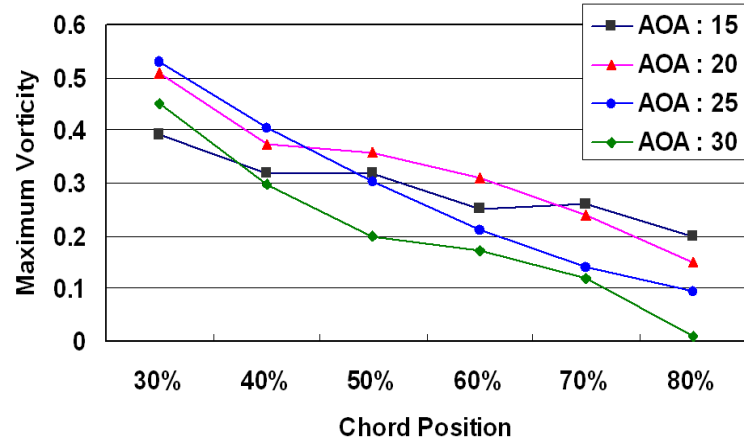


(a) Vorticity Distribution(LEX-off)

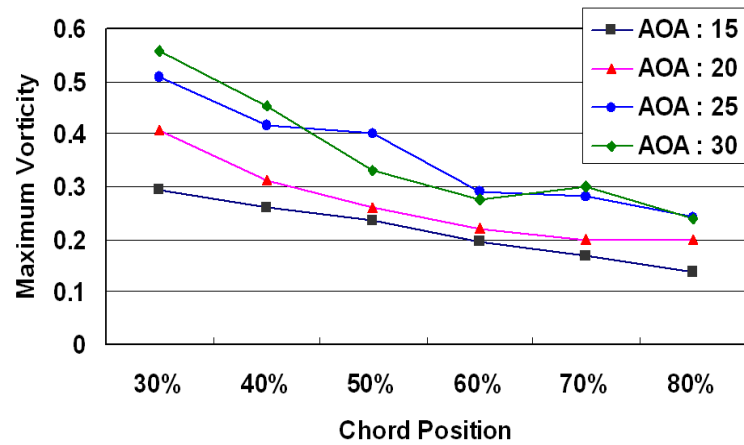


(b) Vorticity Distribution(LEX-on)

Fig.4.9 Comparison of Vorticity Distribution ($AOA=30^\circ$)

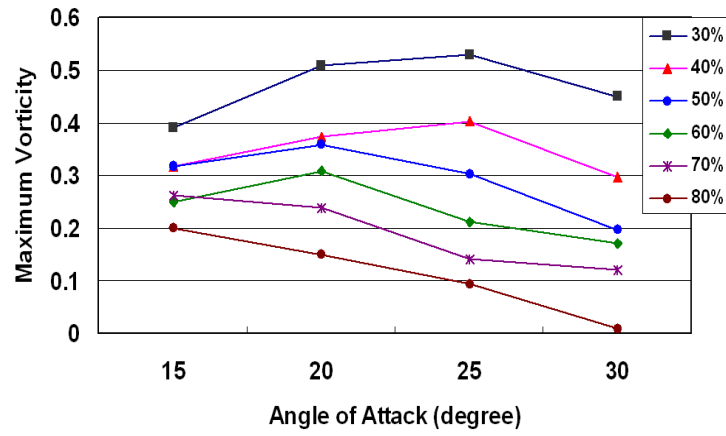


(a) Absolute maximum vorticity (Without LEX)

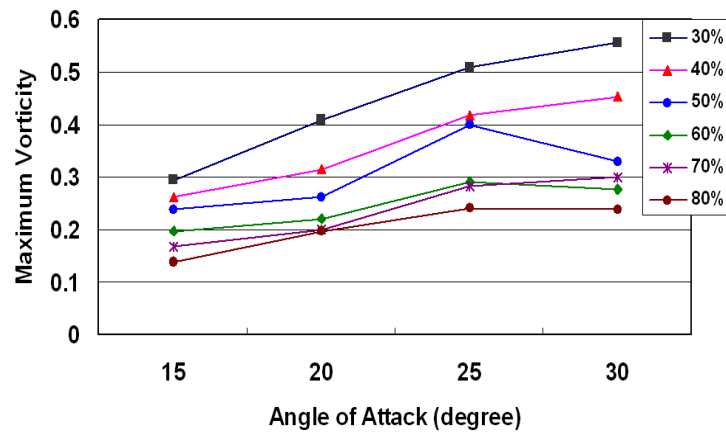


(b) Absolute maximum vorticity (With LEX)

Fig. 4.10 Comparison of maximum vorticities as a function of chord position



(a) Absolute maximum vorticity (Without LEX)



(b) Absolute maximum vorticity (With LEX)

Fig. 4.11 Comparison of maximum vorticity as variation of AOA

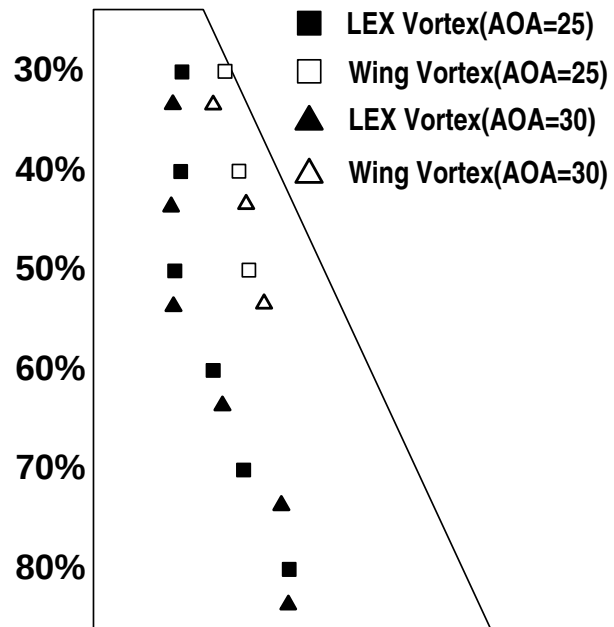


Fig. 4.12 Position of maximum vorticity

4.2 Stereo PIV 실험결과 및 고찰

4.2.1 LEX유무에 따른 유동특성

*Delta wing*에서 발생하는 나선형 와류는 본질적으로 강한 3차원 유동특성을 가지고 있으므로 2차원 PIV 계측으로는 완전한 와류특성을 이해하는 데에 한계를 가질 수밖에 없다. 이러한 한계를 극복하기 위하여 유동장의 3차원 정보를 획득할 수 있는 3차원 스테레오 PIV를 적용하여 보다 신뢰성 있는 3차원 유동의 해석을 행하고자 하였다. 스테레오 PIV에 의해 획득된 3차원 해석영역에서의 속도벡터 및 유동정보는 3차원 애니메이션 소프트웨어(AMIRA)에 의해 다양한 작업을 통하여 보다 현실적인 유동해석을 위한 여러 가지 정보를 획득할 수 있었으며, 실험결과를 통해 획득한 3차원 PIV의 동영상은 *delta wing*에서 발생하는 복잡한 3차원 유동을 이해하는데 큰 도움을 주었다.

*Fig. 4.13*부터 *Fig. 4.17*까지는 *delta wing* 상면의 70% chord 위치에서의 속도벡터, 난류강도, 운동에너지, 난류운동에너지 및 와도의 순간 및 시간평균 분포를 나타내는 여러 가지의 유동정보를 나타내고 있으며, 이와 같은 3차원의 애니메이션에 의하여 제반 유동특성을 보다 직관적으로 이해할 수 있다. 특히, LEX의 부착여부에 따른 유동특성의 변화가 아주 쉽게 구별할 수 있었다.

*Fig. 4.13*은 LEX의 유무에 따른 속도벡터의 3차원 분포를 나타내고 있으며, LEX가 존재하는 경우, *delta wing vortex*가 보다 안정되게 존재함으로서 양력면에서 우수한 특성을 나타낼 수 있음을 쉽게

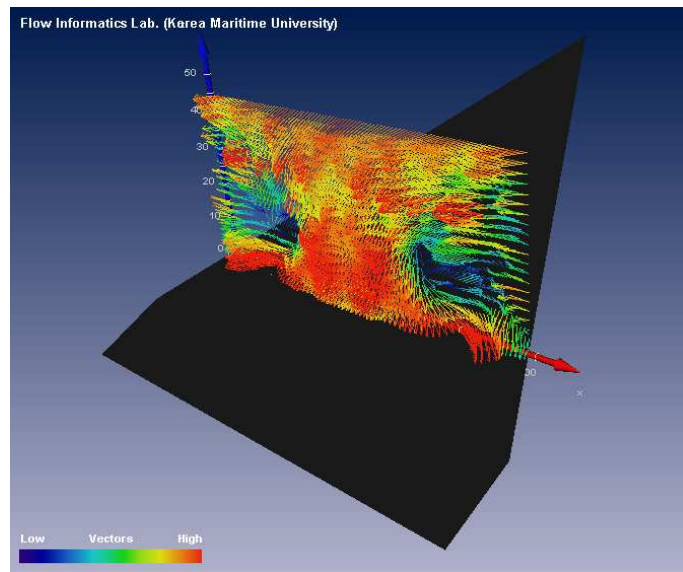
알 수가 있다. *Fig. 4.14*은 난류강도 분포를 나타내고 있다. 순간분포나 시간평균 분포에서 *LEX*가 존재하는 경우에 난류강도 값이 크게 감소함을 알 수가 있다. *LEX*가 없는 경우에는 델타윙상의 두 쌍의 주와의 중심부분에서 속도변동이 매우 심하나, *LEX*가 존재하는 경우에는 주와의 위치보다는 *LEX* 와의 존재영역에서 보다 작은 규모의 난류강도가 집중되는 현상을 관찰할 수가 있다. 따라서 *delta wing*에서의 속도변동 특성이 *LEX*의 존재에 의하여 크게 달라짐을 보이며, *delta wing*의 안정성에 큰 영향을 미치고 있음을 쉽게 알 수가 있다.

*Fig. 4.15*는 운동에너지의 3차원 공간분포를 보이고 있다. 시간평균의 경우, *LEX*가 없을 때에 델타윙 주와의 중심부분에서 최소값을, 좌우의 경계영역 중 주익상부에서 최대값을 보이나, *LEX*가 존재할 때에는 반대로 주와의 존재영역에서 큰 값의 분포를 나타내고 있다.

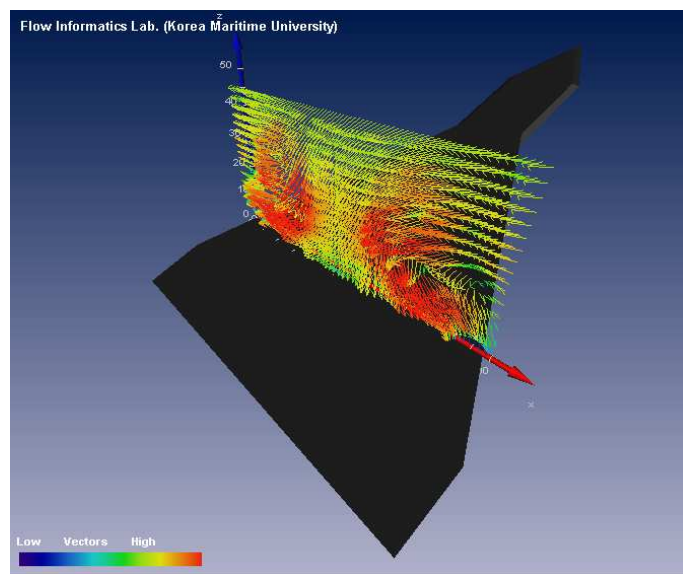
*Fig. 4.16*은 난류운동에너지의 분포를 나타내고 있다. *LEX*의 존재 유무에 따라서 크게 달라진 분포특성을 관찰할 수가 있다.

*Fig. 4.17*은 주류방향축을 중심으로 한 와도분포특성을 나타낸다. *LEX* 존재유무에 따른 분포가 다르게 나타나고 있으며, *LEX*가 존재하는 경우에는 *LEX* 와의 영향까지를 고려한 분포특성이 존재하여야 한다. 이에 관한 고찰은 다른 *chord* 단면에서의 결과를 포함하여 유동장 전체에 걸친 3차원적인 와도분포의 정보가 필요하다. 이를 위하여 본격적인 3차원 *volume PIV*의 적용이 불가피하게 된다.

*Fig. 4.18*은 *delta wing* 상면에서의 시간평균 속도벡터, 와도의 분포 등의 여러 가지 유동정보를 나타내고 있으며, 고속도 카메라를 이용하여 획득한 연속적인 영상을 처리한 애니메이션 결과는 시간의 변화에 따른 와류거동 등의 유동특성을 더욱 현실적으로 규명할 수 있도록 하였다.

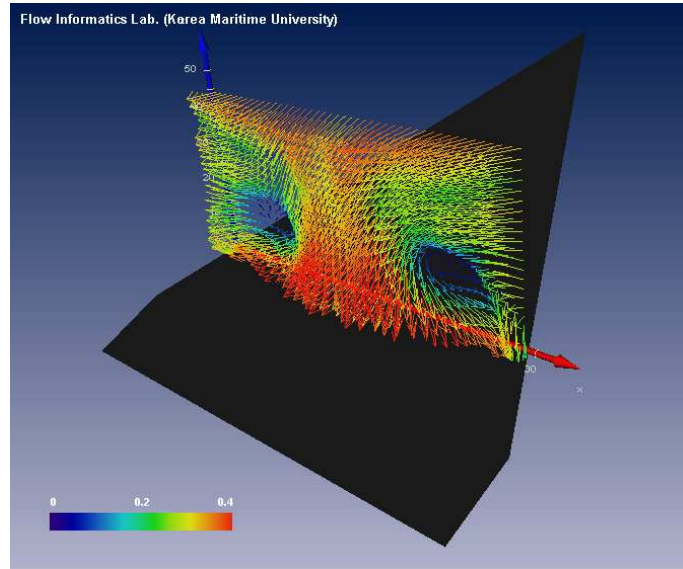


(a) *LEX-OFF(ints.)*

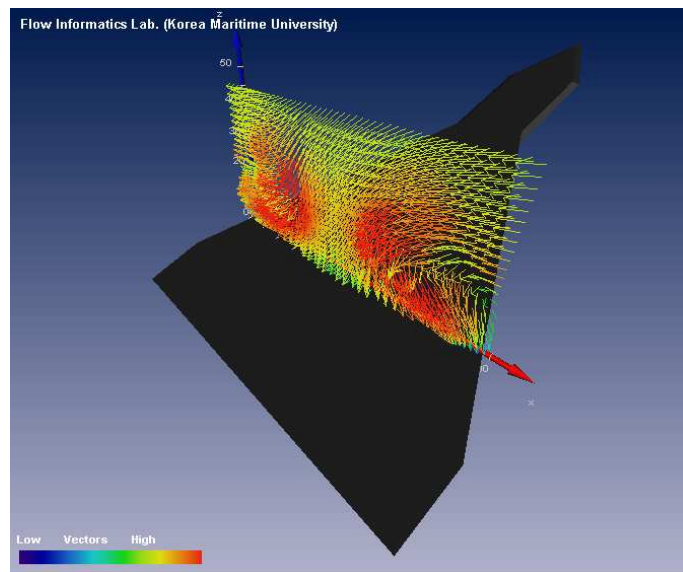


(b) *LEX-ON(inst.)*

Fig. 4.13 *Instantaneous & time-mean velocity vectors(continued)*

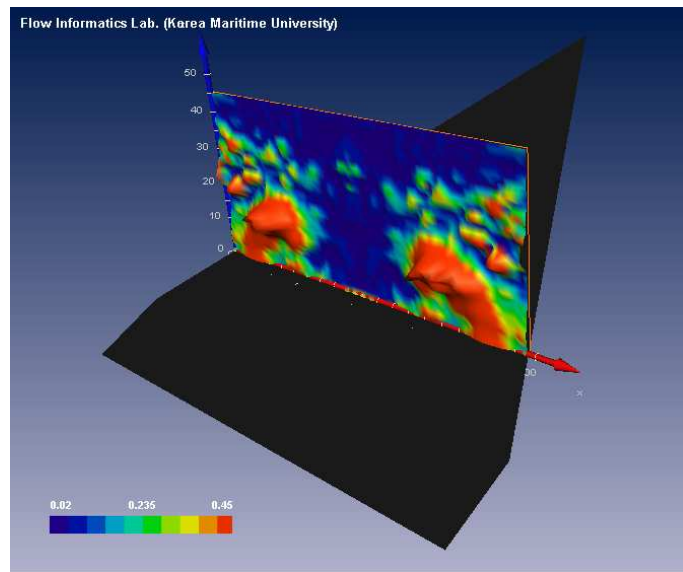


(c) *LEX-OFF(mean)*

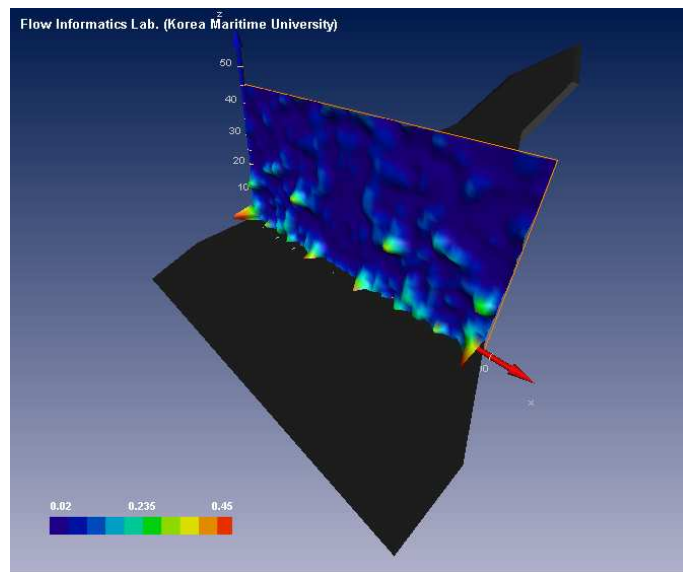


(d) *LEX-ON(mean)*

Fig. 4.13 *Instantaneous & time-mean velocity vectors*

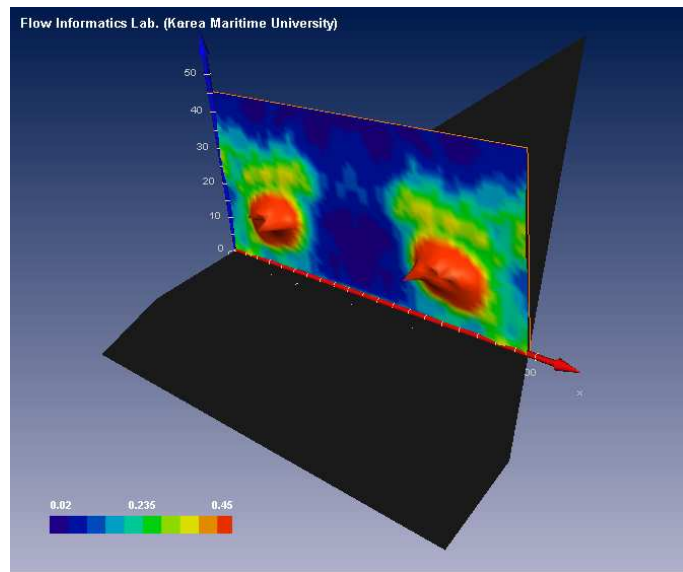


(a) *LEX-OFF(inst.)*

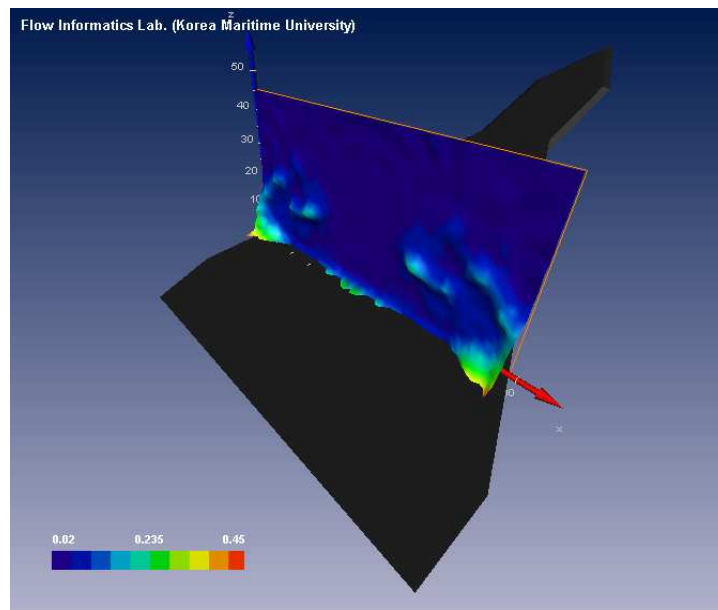


(b) *LEX-ON(inst.)*

Fig. 4.14 *Instantaneous & time-mean turbulence intensity
(continued)*

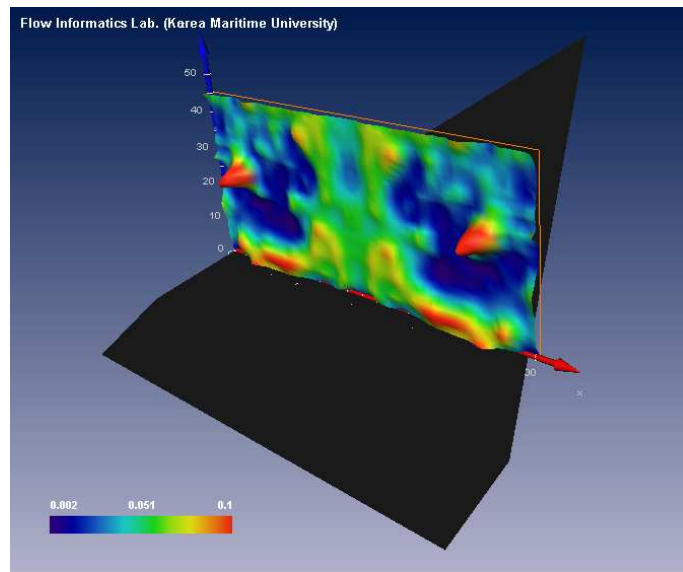


(c) *LEX-ON(mean)*

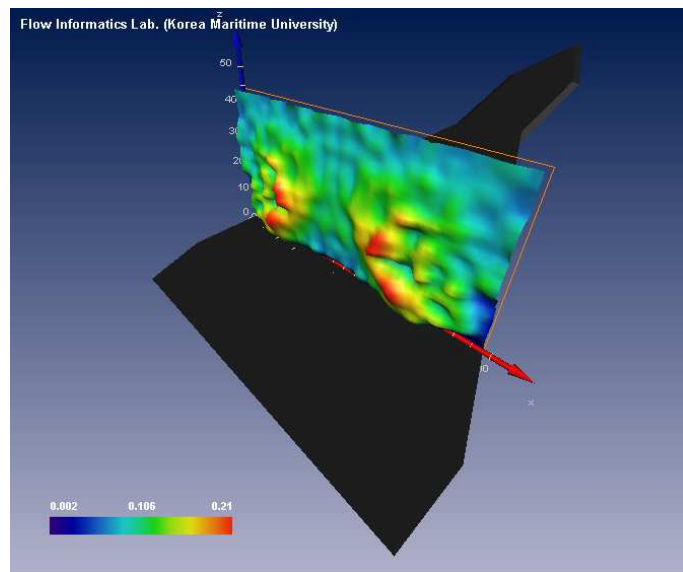


(d) *LEX-OFF(mean)*

Fig. 4.14 *Instantaneous & time-mean turbulence intensity*

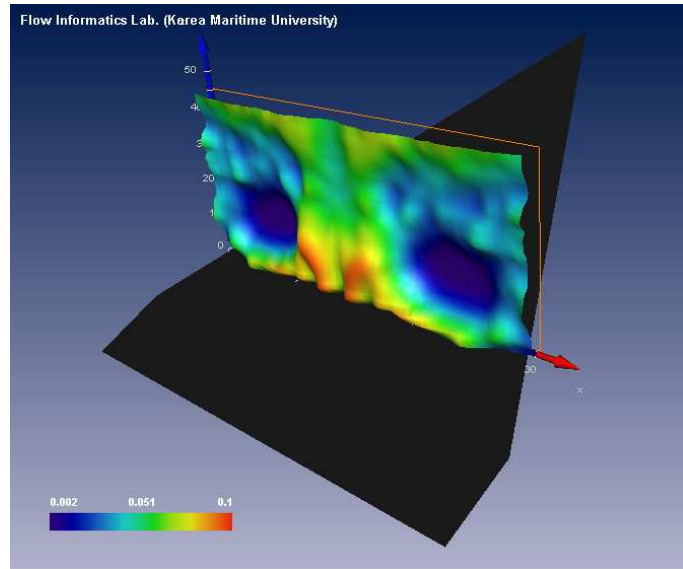


(a) *LEX-OFF(inst.)*

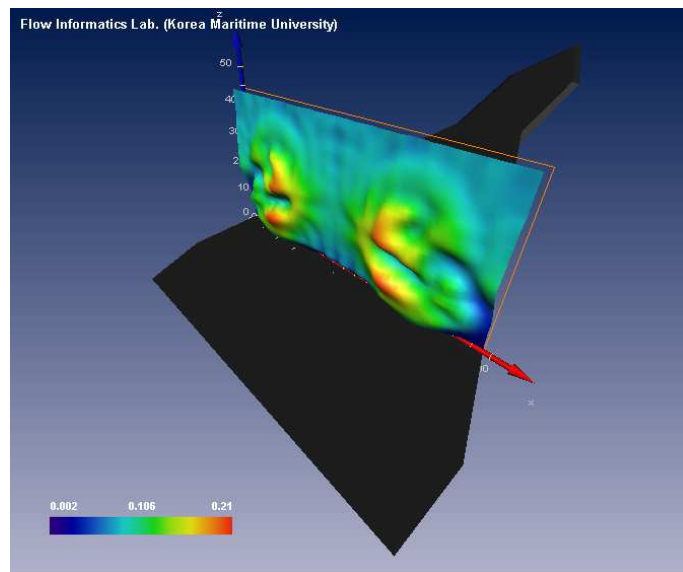


(b) *LEX-ON(inst.)*

Fig. 4.15 *Instantaneous & time-mean kinetic energy(continued)*

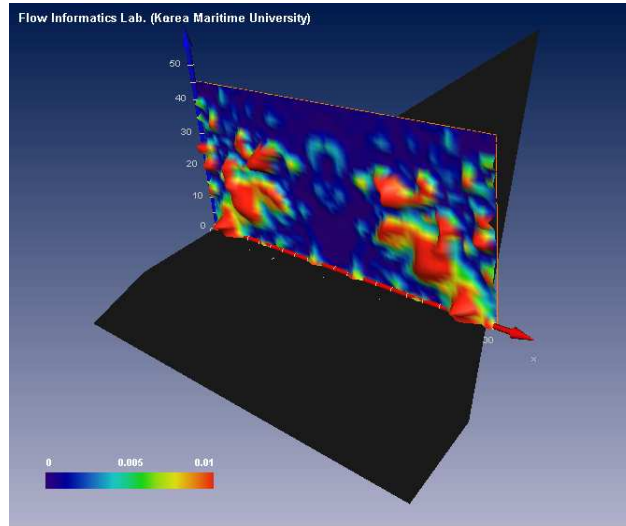


(c) $LEX-OFF(mean)$

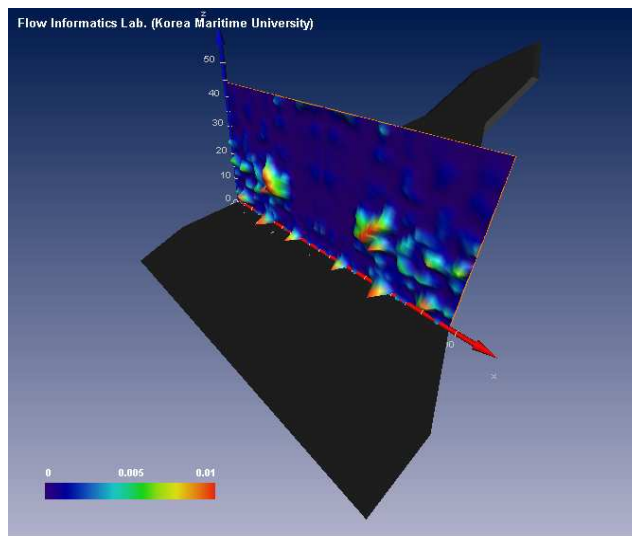


(d) $LEX-ON(mean)$

Fig. 4.15 *Instantaneous & time-mean kinetic energy*

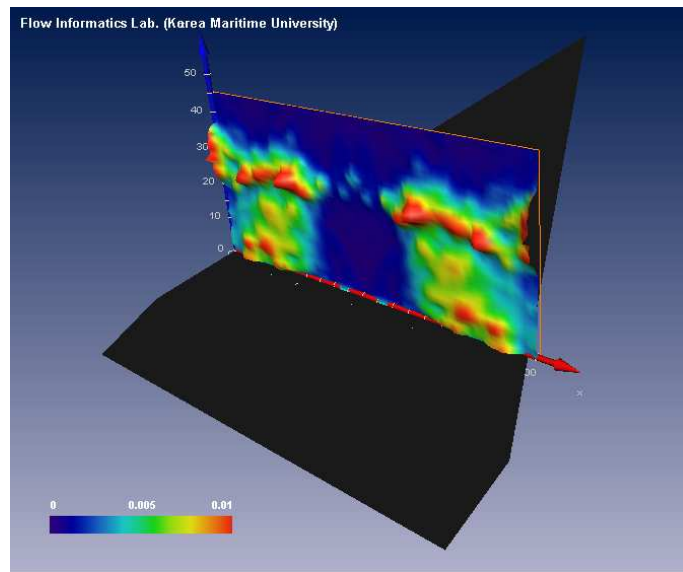


(a) *LEX-OFF(inst.)*

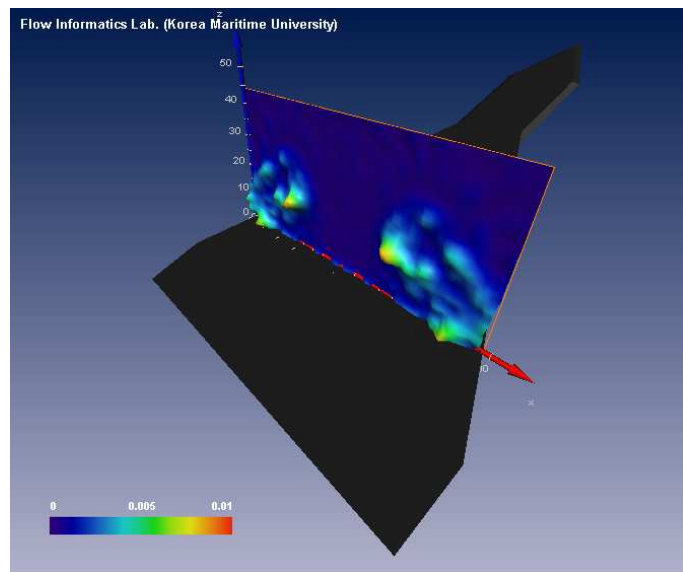


(b) *LEX-ON(inst.)*

Fig. 4.16 *Instantaneous & time-mean turbulent kinetic energy(continued)*

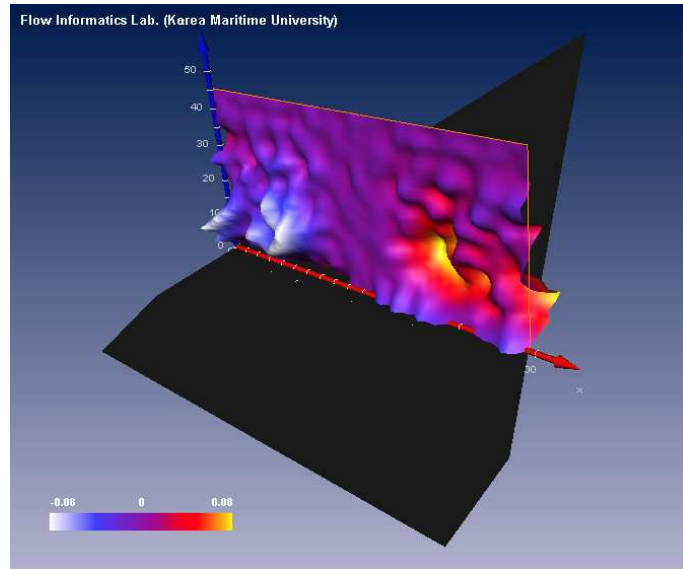


(c) $LEX-OFF(mean)$

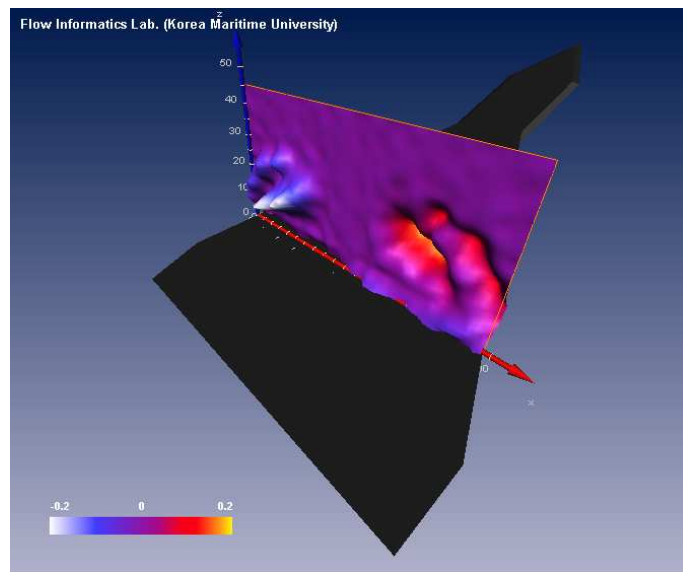


(d) $LEX-ON(mean)$

Fig. 4.16 *Instantaneous & time-mean turbulent kinetic energy*

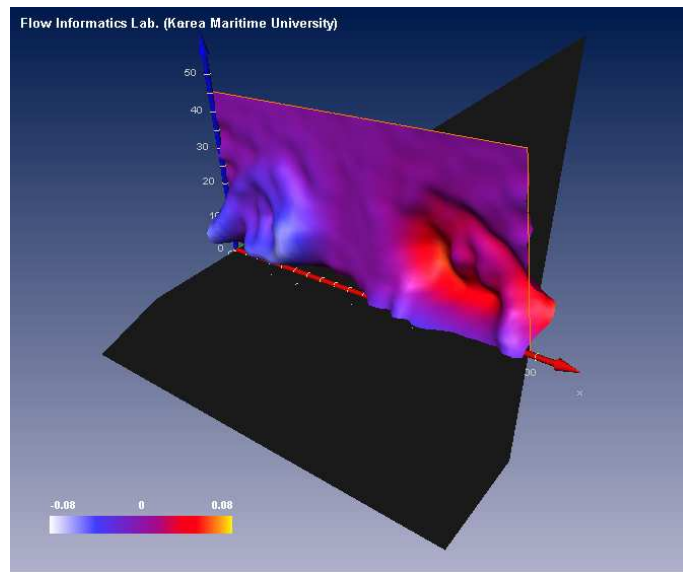


(a) *LEX-OFF(inst.)*

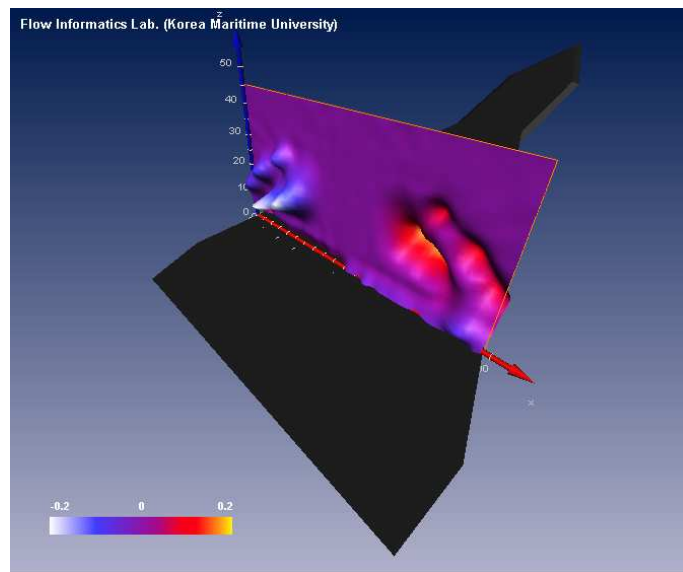


(b) *LEX-ON(inst.)*

Fig. 4.17 *Instantaneous & time-mean vorticity(continued)*

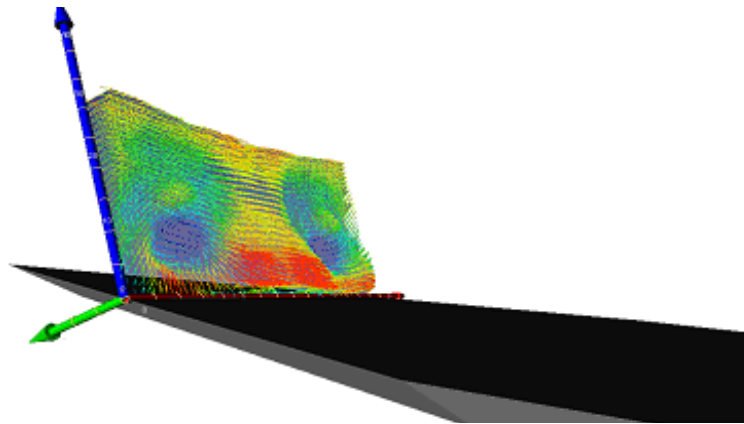


(c) $LEX-OFF(mean)$

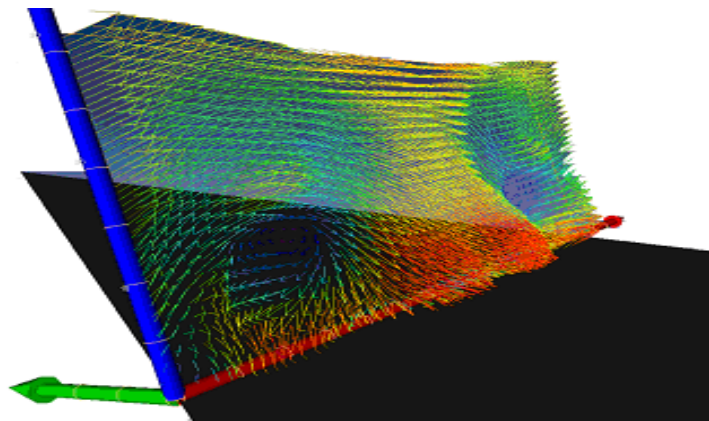


(d) $LEX-ON(mean)$

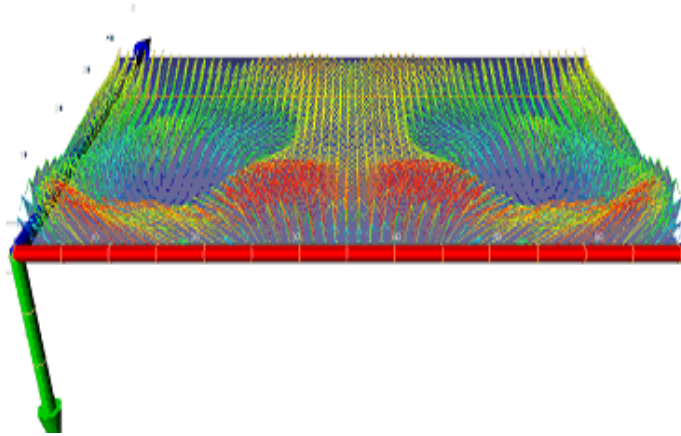
Fig. 4.17 *Instantaneous & time-mean vorticity*



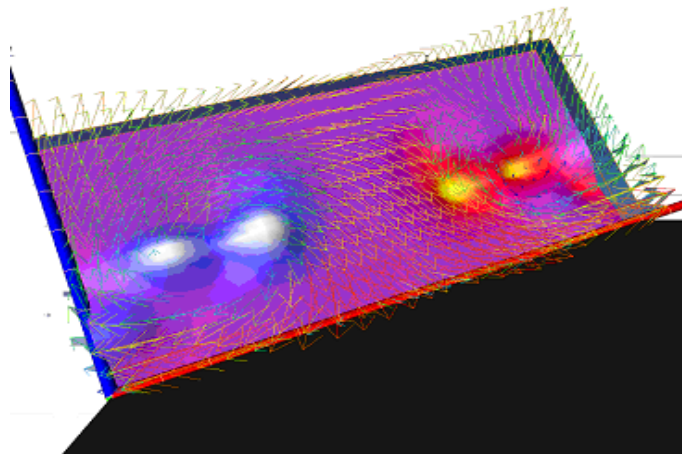
(a) Velocity vector



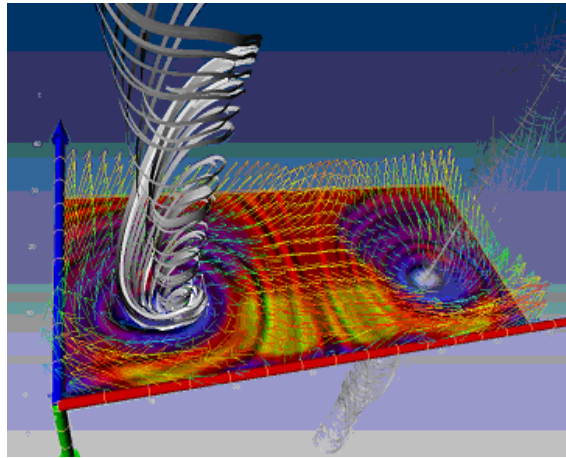
(b) Enlarged velocity vector



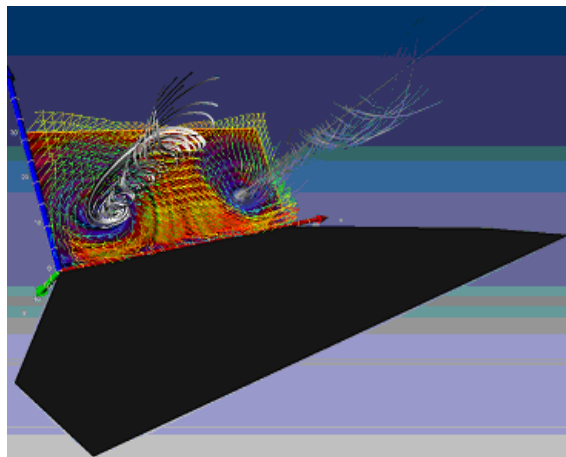
(c) Symmetric vortex patterns



(d) Vorticity with vectors



(e) Spiral vortex formation with velocity vectors



(f) Spiral vortex stream from wing rear view point

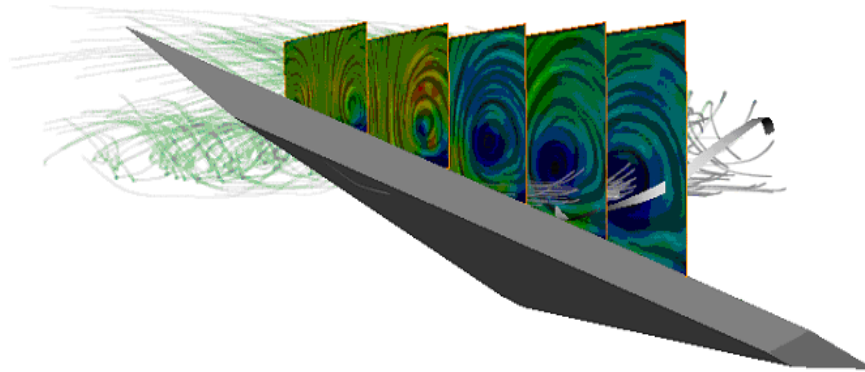
Fig. 4.18 *Sample pictures from the 3-D animation*

4.2.2 와도분포 특성

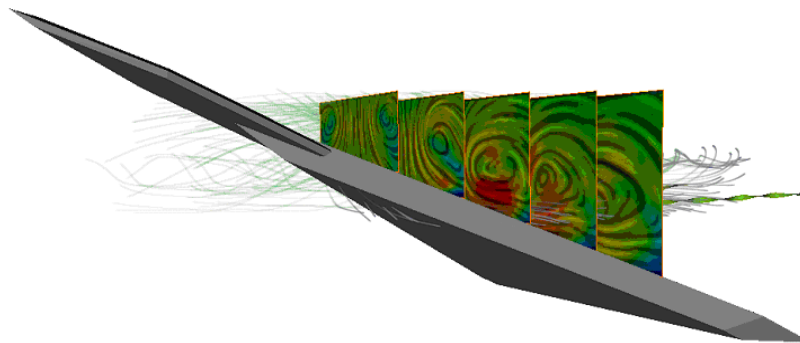
*Fig. 4.19*는 받음각 25° 에서 코드위치($30\% \sim 70\%$)의 변화에 따른 *delta wing*에서의 와류분포를 나타내고 있다. 날개의 전연에서 발달한 좌우대칭의 나선형 대칭와류가 날개 상면에 잘 나타나 있으며, 날개의 전연에서 후연으로 이동하면서 날개의 상면에 발달하는 나선형 대칭와류의 영역이 커지는 것을 확인할 수 있다. *Fig. 4.19(a)*는 와류의 중심부가 날개의 상부와 밀착하여 형성되어 원형을 유지하면서 후방으로 이동하고 있지만, *Fig. 4.19(b)*는 날개의 상부에 부양되어 형성되어 있으며, 후방으로 이동하면서 타원을 형성하면서 이동하고 있다. 날개의 전연부에 와의 중심이 부양되어 형성되어 있는 것은 날개의 전연에 부착된 *LEX*에 의해 생성되어진 *LEX* 와류의 영향을 나타내고 있으며, 후방으로 이동하면서 *LEX*와류와 주와류가 결합하면서 하나의 와류로 형성되는 것을 보여주고 있다.

*Fig. 4.20*은 시간의 변화에 따른 *delta wing*에서의 와도중심의 변화를 나타내고 있다. 시간 축을 중심으로 윗 영역은 x 축에서의 와도중심의 위치를 나타내며, 아래영역은 y 축에서의 와도중심의 위치를 나타내고 있다. *LEX*를 부착하지 않은 *Fig. 4.20(a)*의 x 축에서의 와도중심의 변화를 살펴보면 날개의 30% 영역에서는 와도중심의 위치가 거의 일정하나, 후방으로 이동하면서 와도중심의 위치변화가 심하게 나타나는 것을 확인할 수 있다. 특별히 60% 영역에서는 와도중심의 위치가 주기적으로 현저하게 낮은 x 축의 위치에 나타나는 것을 확인할 수 있는데, 이는 날개 후방으로 이동하면서 현저하게 감소된 제1차 최대와도의 값이 2차 최대와도의 값보다 낮은 값을 가지게 되어

최대와도 중심의 위치가 2차 와도로 이동하는 것을 보여주고 있다. y 축의 와도중심의 위치변화도 30%영역에서는 일정한 값을 나타내고 있으나 후방으로 이동하면서 현저한 변화가 나타나는 것을 확인할 수 있다. LEX 를 부착한 Fig. 4.20(b)를 살펴보면 30%와 40%위치에서는 Fig. 4.20(a)의 경우와 거의 비슷한 위치에 와도의 중심이 나타나고 있으며, 날개의 후방으로 이동하면서 역시 와도중심의 위치변화가 나타나지만 Fig. 4.20(a)와 같은 현저한 와도중심의 변화는 나타나지 않는다. y 축에서의 이동을 살펴보면, 날개후방으로 이동하면서 와도의 중심이 날개상면으로 부양하는 것을 확인할 수 있다. 결과적으로 LEX 를 부착하지 않은 경우에는 날개후방으로 이동하면서 와도중심이 현저하게 변화하는 불안한 현상을 나타내고 있으나, LEX 를 부착함으로써 날개후방에서도 와도중심의 값이 일정하게 안정적으로 나타나는 것을 확인할 수 있다.

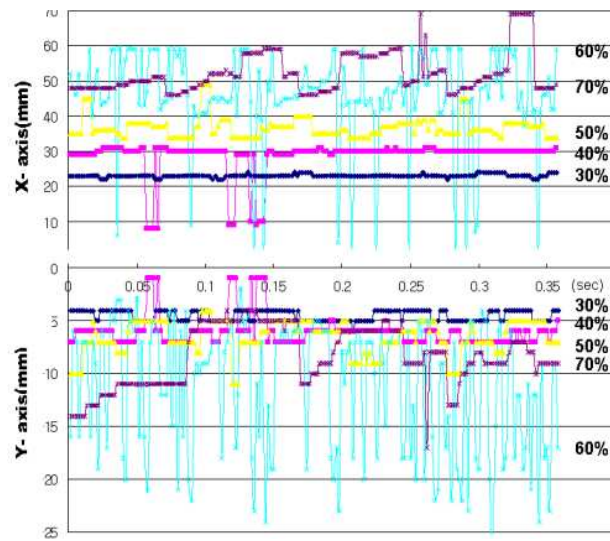


(a) Distribution of vorticity(without LEX)

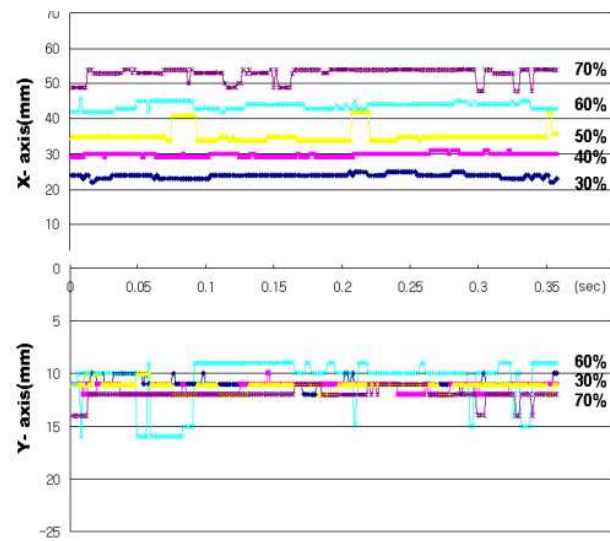


(b) Distribution of vorticity(with LEX)

Fig. 4.19 Comparison of Vorticity's distribution



(a) Position of maximum vorticity (without LEX)



(b) Position of maximum vorticity (with LEX)

Fig. 4.20 Comparison of maximum vorticity position

제5장 CFX 해석

5.1 상용 CFD코드의 적용

유동의 해석은 이론적 접근방법과 실험적 접근방법으로 발전되어 왔으나 컴퓨터의 급속한 발달로 수치해석적 접근이 비약적으로 발전하여 왔다.

전산유체역학(*CFD, Computational Fluid Dynamics*)은 유체역학과 수치해석을 병합시켜 유동을 지배하는 편미분 방정식을 근사적인 대수방정식으로 바꾸고 이의 해를 수치적으로 풀어 유동을 해석하는 학문으로 최근 20년 동안 급속히 발전해 온 유체역학의 한 분야이다. 그 기술은 매우 효과적이어서 산업 또는 비산업 분야에 매우 다양하게 사용되고 있다. 특히 1960년대부터 항공산업분야의 기술개발, 항공기의 제작 및 제트엔진 제조업체 분야에서는 그 설계에 *CFD* 기술을 접목시켜 왔다.

항공기와 같이 형상이 복잡한 유동해석을 행함에 있어 실측하는 것이 제일 정확하나 현실적으로 불가능하므로 가장 실물에 가까운 물체를 제작하여 가시화 기법을 사용하게 된다. 그러나 가시화 기법에도 축소된 상황에서의 상사문제 등이 문제점으로 남아있으며 국부적인 와류 등을 발견하기 어려우며 비용이 많이 든다는 점을 고려하여 전산유체 역학적으로 문제를 해결하는 방법이 크게 각광받게 되었다.

전산유체역학은 크게 구분하여 새로운 전산해석 알고리즘을 개발

하고 물리적 모델을 세우는 코드 개발의 분야와 전산코드를 이용하여 시뮬레이션을 한 후 유동의 특성을 분석하고 최적설계를 수행하는 코드 응용의 분야로 나눌 수 있다.

과거에는 설계자가 직접 프로그램을 코딩하여 해석을 수행하였으나 시간적인 문제 또는 기술적인 문제 등으로 사용자에게 쉬운 접근 방법으로 상용 소프트웨어가 개발되었으며 최근 많은 수정과정과 기술적인 보완을 거쳐 상당한 신뢰도를 확보하게 되었다. 이러한 상용 소프트웨어는 형상작업과 격자형성을 담당하는 전처리장치, 대부분 유한체적법을 기본으로 사용하고 있는 해석분야 및 해석결과의 표현을 위한 후처리장치로 대별할 수 있다. 이러한 상용 CFD 코드에는 CFX, FLUENT, PHOENICS, FLOW3D, STAR-CD등이 있으며 상용 코드의 신뢰성 증가와 함께 유동해석 분야의 새로운 검증을 위한 방법으로 널리 사용하게 되었다.

CFD 해석을 위하여는 형상작업(*modeling*), 통상 격자형성(*meshing*)등의 전처리 과정(*pre processing*)과 해석과정(*solving*) 및 후처리 과정(*post processing*)을 거치게 된다.

최근 유동해석 전용의 상용소프트웨어는 꾸준한 개발을 통하여 많은 신뢰성 향상을 가져왔다. 따라서 본 연구에서는 PIV 실험의 검증용으로 상용 유동해석 프로그램 중의 하나인 ANSYS CFX 5.7을 사용하였다. 전처리 과정은 3D CAD를 이용하여 본 연구에서 해석하고자 하는 *delta wing*의 3차원 형상을 모델링하고 형성된 형상은 격자생성을 위해 ICEM CFD를 사용하였다..

수치 시뮬레이션을 위한 계산격자의 종류에는 여러 가지가 있으나, 본 실험에서는 *tetra-hedral*과 *prism* 형태 등의 격자를 사용하였다. 이러한 격자 데이터들을 CFX 형식에 맞춰 출력하였다.

Fig. 5.1에 LEX가 장착된 *delta wing* 주변의 계산 격자계 형태를 나타내었다. 이후의 작업들은 CFX에서 하는데, 적합한 경계조건, 계산조건 등의 과정을 거친다.

전처리 작업을 거친 후, 해석을 위한 계산 과정을 거치게 되는데 본 연구에서 사용된 CFX-Solver는 *Navier-Stokes* 방정식 자체를 동시에 풀어냄으로서 유동변수간의 *coupling* 효과가 정확하게 반영되는 *coupled solver* 기반의 속도 및 압력 변화를 예측하는 방법을 채택하였다.

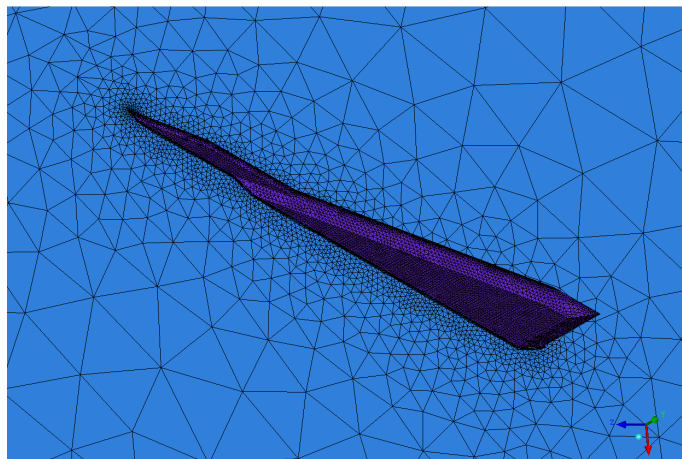


Fig. 5.1 Mesh generation of delta wing

계산이 정상적인 수렴판정범위(1.0×10^{-4}) 내에서 완료되면 다양한 물리적인 현상의 정량적, 정성적인 데이터의 획득을 위하여 후처리 과정을 거치게 된다. CFX-Post를 이용한 고도의 3차원 가시화는 이해하기 힘든 복잡한 3차원 유동장의 분석을 효과적으로 수행하는데 도움을 준다.

5.2 압력 및 속도분포 특성

Fig. 5.2에 대표적으로 3차원 *stream line* 후처리 결과를, Fig. 5.3은 *LEX*를 ON 하였을 때 30도 받음각에서의 델타윙 상하면의 압력분포를 보여주고 있다. Fig. 5.3에서 확인할 수 있는 것은 델타윙 70%지역에서 압력변화가 심한 것은 와류붕괴에 기인한 것으로 예측된다.

Fig. 5.4는 받음각 30°일 때의 속도 벡터를 보여주고 있다. *LEX*를 부착하지 않은 경우와 *LEX*를 부착한 두 경우 모두 *vortex*가 발달하는 것을 뚜렷이 볼 수 있으나 *PIV* 실험에서 쉽게 관찰할 수 있었던 *LEX*-ON에서의 *LEX vortex*와 *wing vortex*의 구분은 힘들어졌다. *LEX*-ON에서 *wing vortex* 나타나긴 하나, 그 정도가 희미하여 두 개의 *vortex*로 보기는 힘들다. *LEX*-ON과 *LEX*-OFF의 속도벡터들을 비교해보면, 날개 초반부(*chord length* 10%, 20%)에서는 *LEX*-OFF에서 생긴 *vortex*의 속력이 더 크다는 것을 볼 수 있다. 이것은 초반부에서는 *LEX vortex*와 *wing vortex*가 합쳐지기 전이며, 그래서 *LEX*의 효과가 크게 작용하지 못하고 있기 때문으로 생각된다. 또한 *LEX*-OFF의 경우 유동장의 흐름이 막 갈라지기 시작하여 큰 압력강하를 가져온 것도 상대적으로 *LEX*-ON보다 빠른 속도를 갖게 하는데 일조한 것으로 보인다. 하지만 중반부 부터는 전체적으로 *LEX*-ON 상면의 유동장이 *LEX*-OFF의 그것보다 빠른 속도를 가지게 된다. 특히 *chord length* 40~70%에서의 유동장 속도를 비교하면 *LEX*-ON에서 발달하는 흐름이 *LEX*-OFF보다 현저하게 빠름을 알 수 있다.

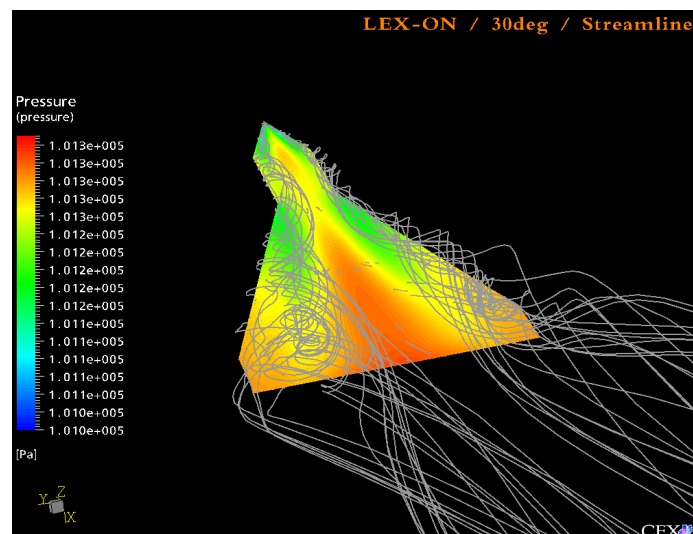
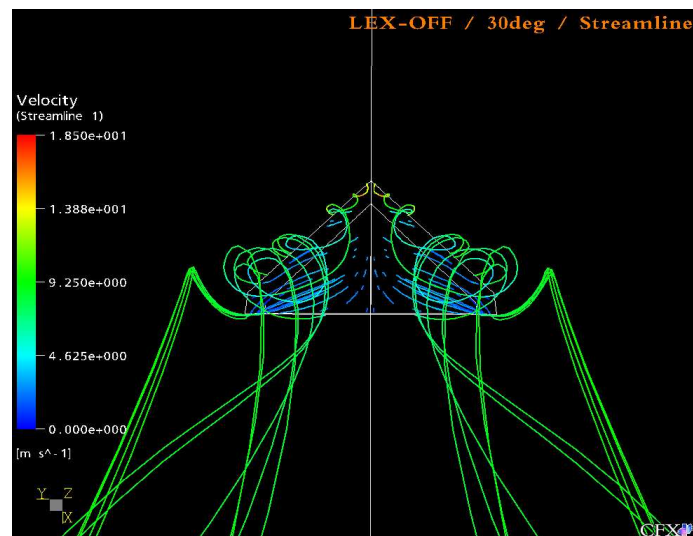


Fig. 5.2 Streamline of delta wing

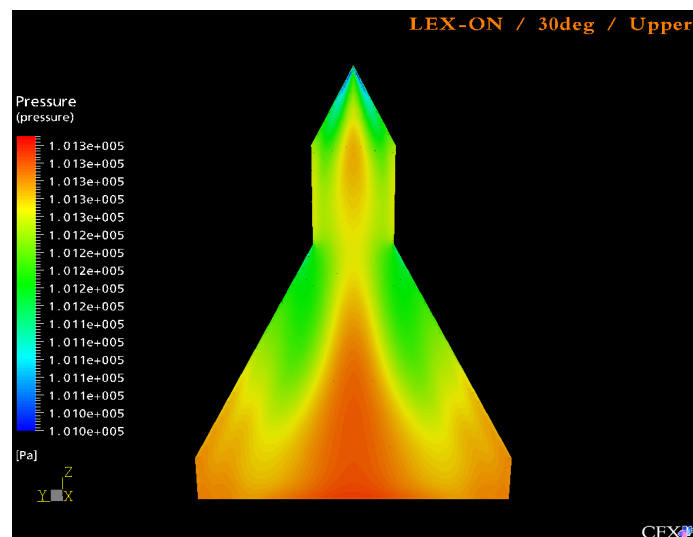
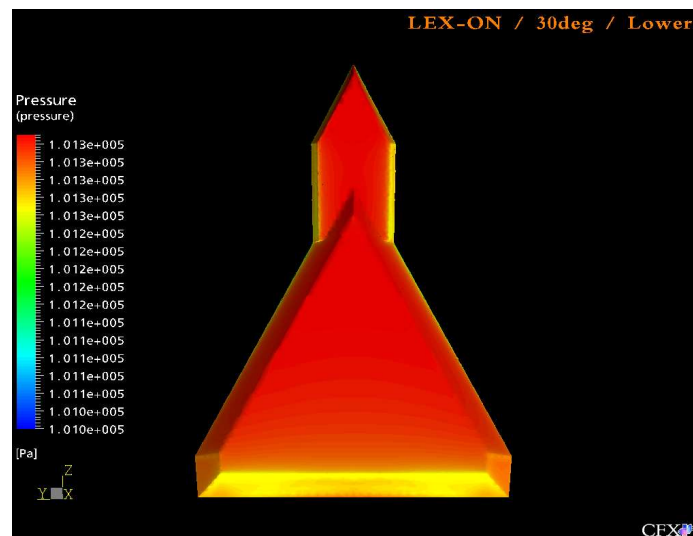
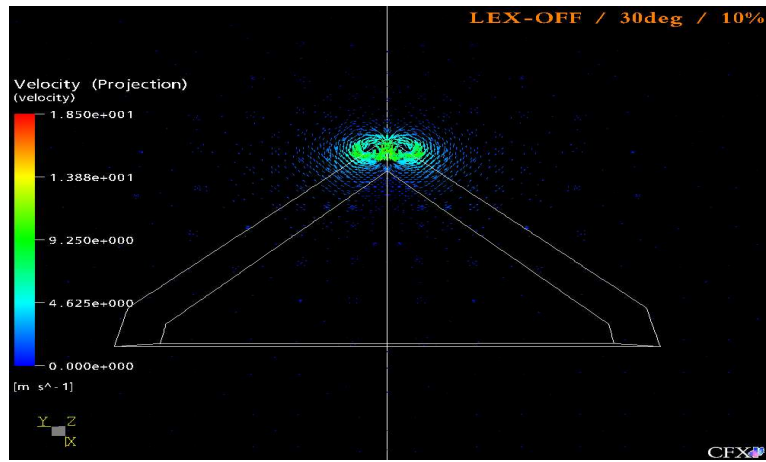
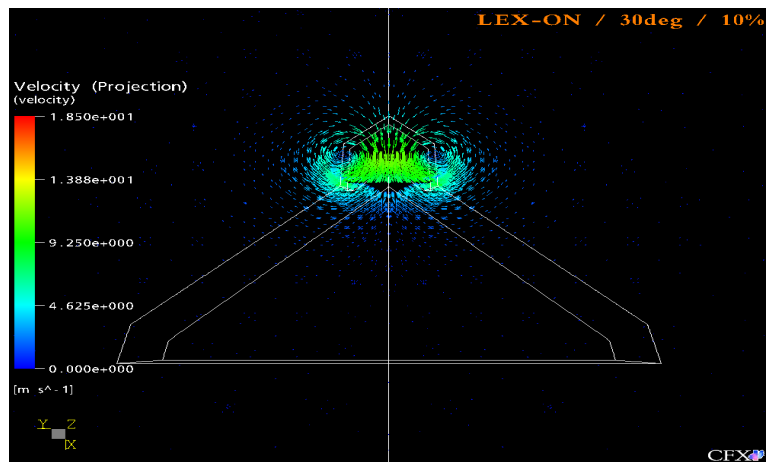


Fig. 5.3 Pressure on and beneath the delta wing($AOA=30^\circ$)

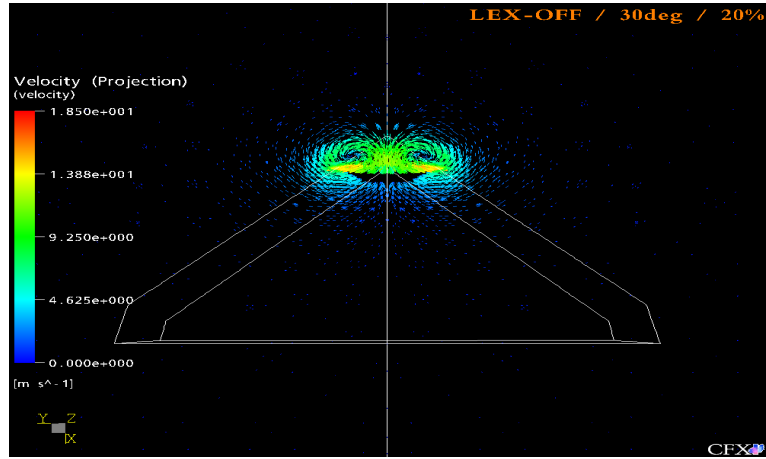


(a) LEX -OFF 10%

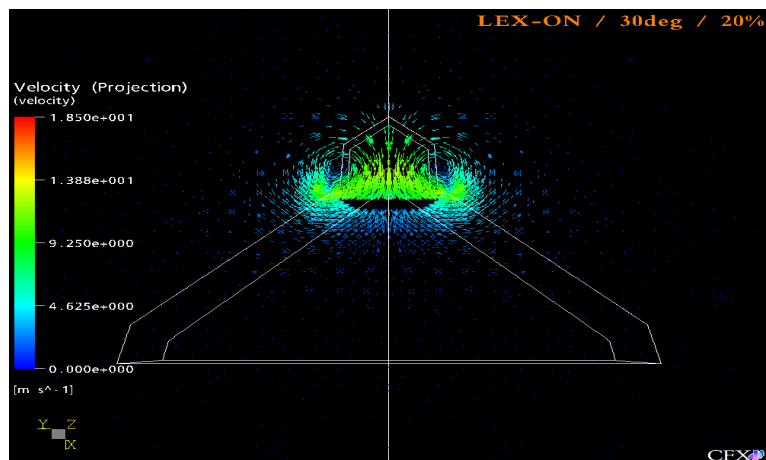


(b) LEX-ON 10%

Fig. 5.4 Velocity vectors at each chord length(continued)

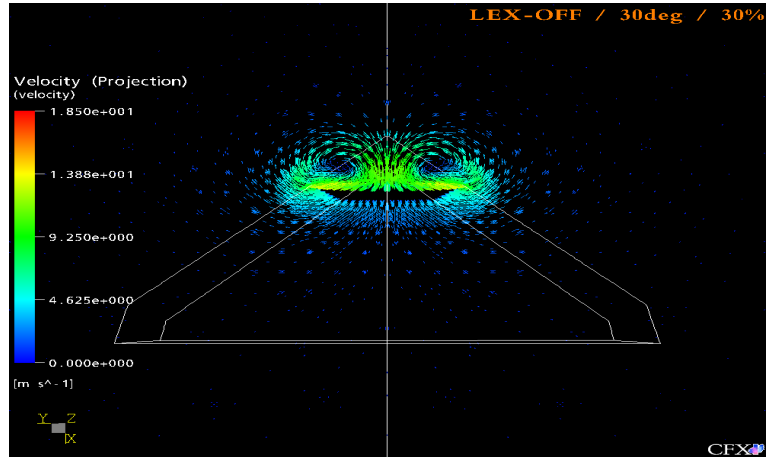


(c) LEX-OFF 20%

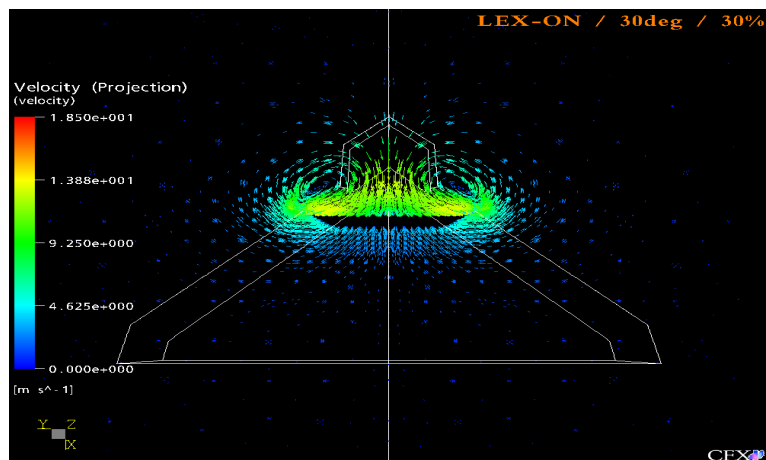


(d) LEX-ON 20%

Fig. 5.4 Velocity vectors at each chord length(continued)

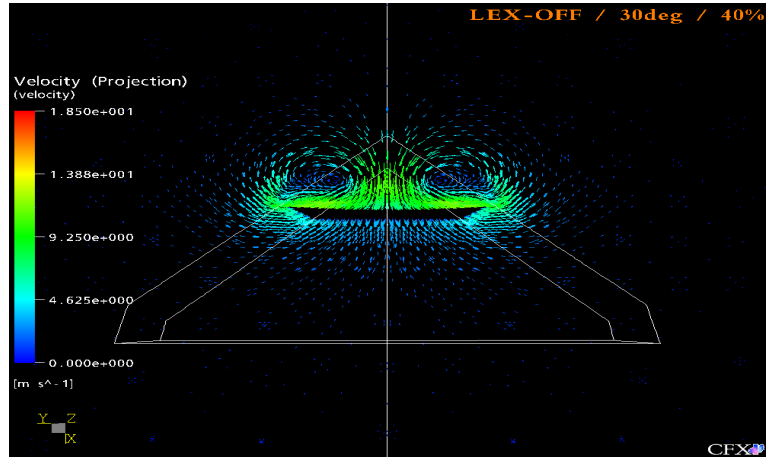


(e) LEX-OFF 30%

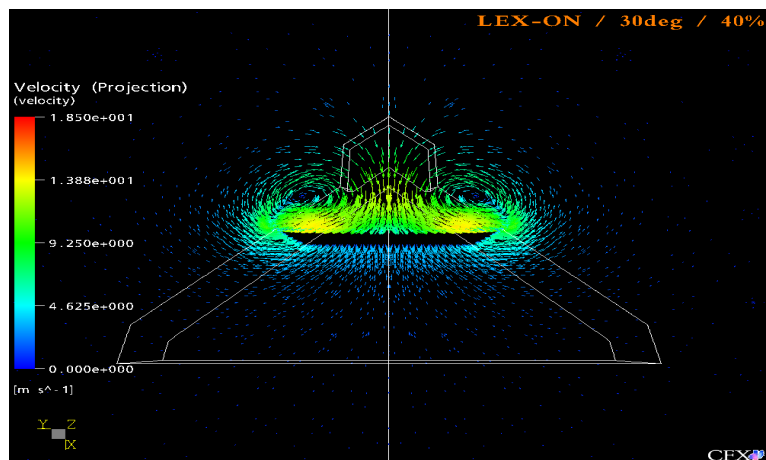


(f) LEX-ON 30%

Fig. 5.4 Velocity vectors at each chord length(continued)

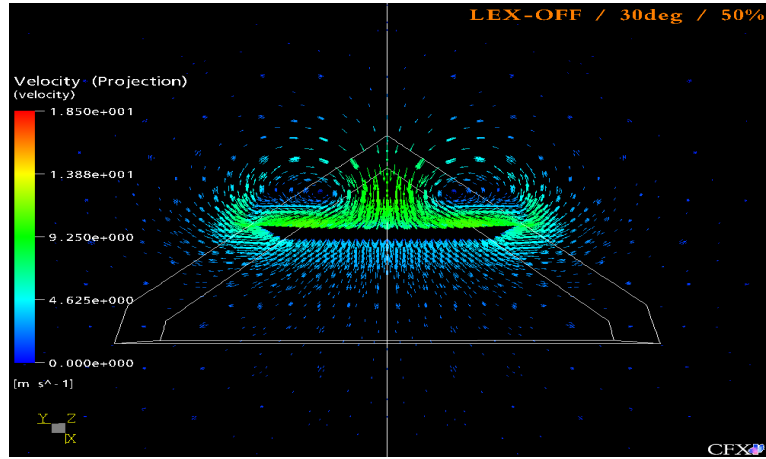


(g) LEX-OFF 40%

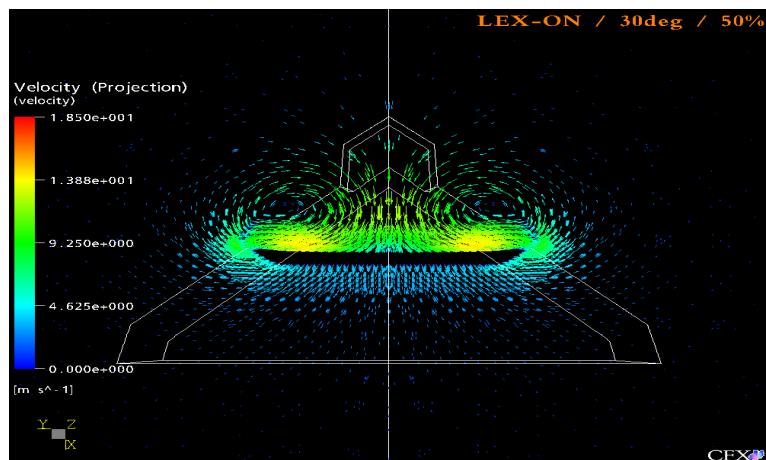


(h) LEX-ON 40%

Fig. 5.4 Velocity vectors at each chord length(continued)

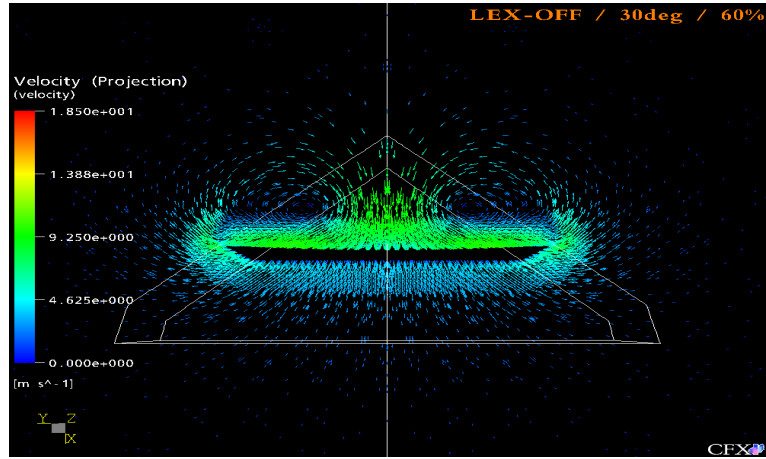


(i) LEX-OFF 50%

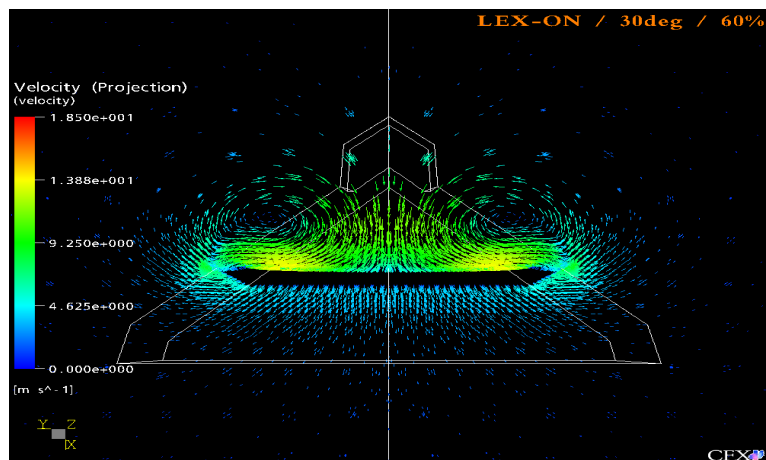


(j) LEX-ON 50%

Fig. 5.4 Velocity vectors at each chord length(continued)

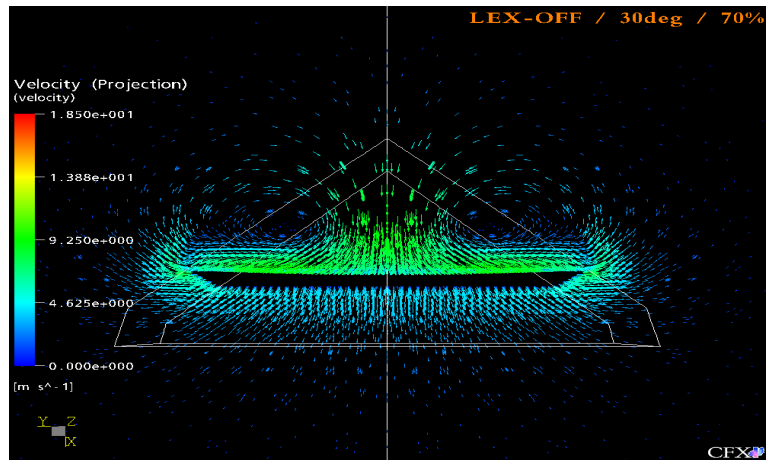


(k) LEX-OFF 60%

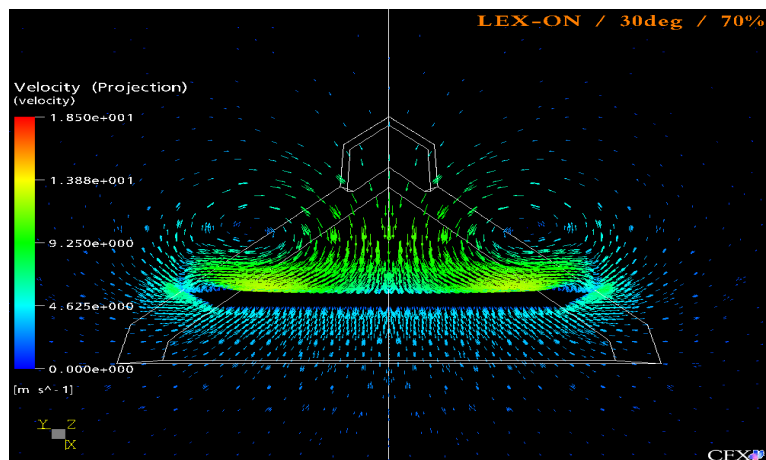


(l) LEX-ON 60%

Fig. 5.4 Velocity vectors at each chord length(continued)

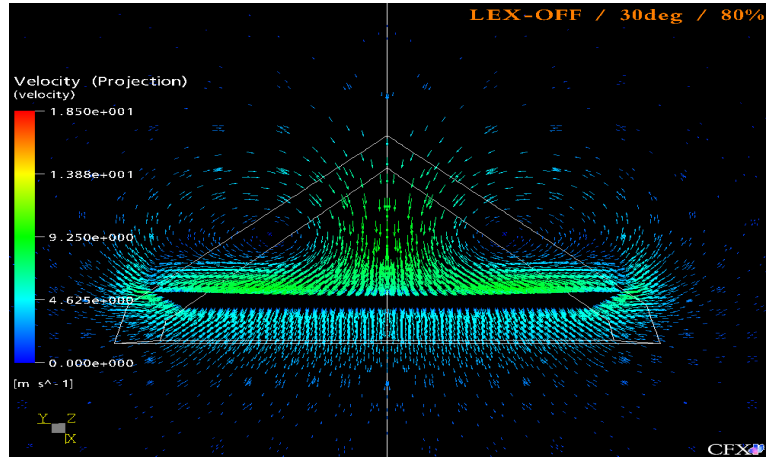


(m) LEX-OFF 70%

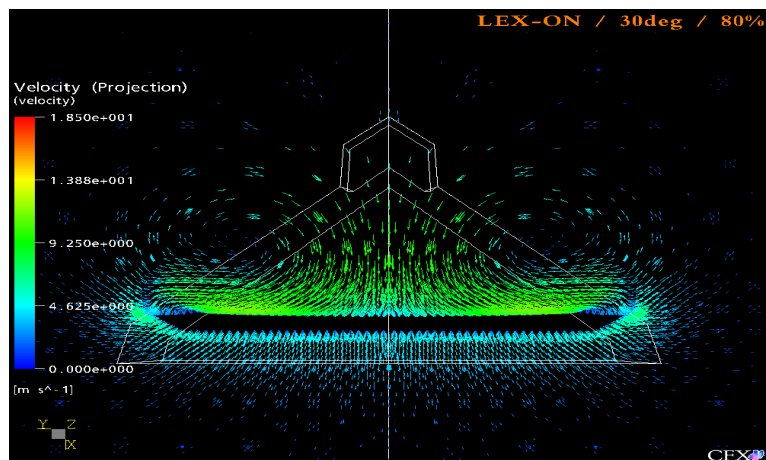


(n) LEX-ON 70%

Fig. 5.4 Velocity vectors at each chord length(continued)

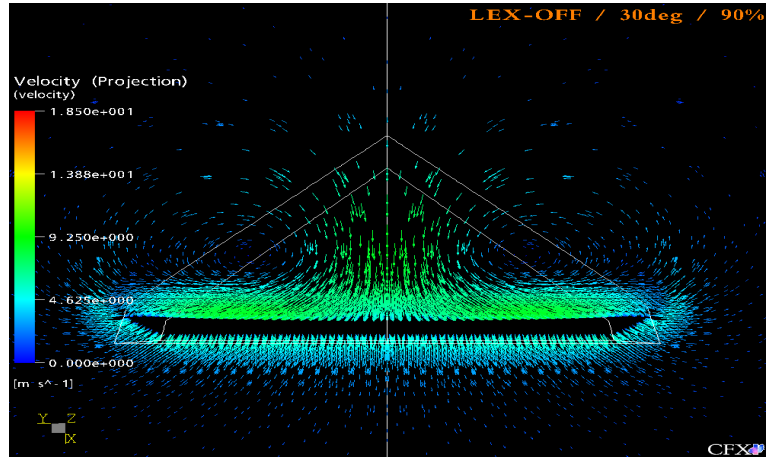


(o) LEX-OFF 80%

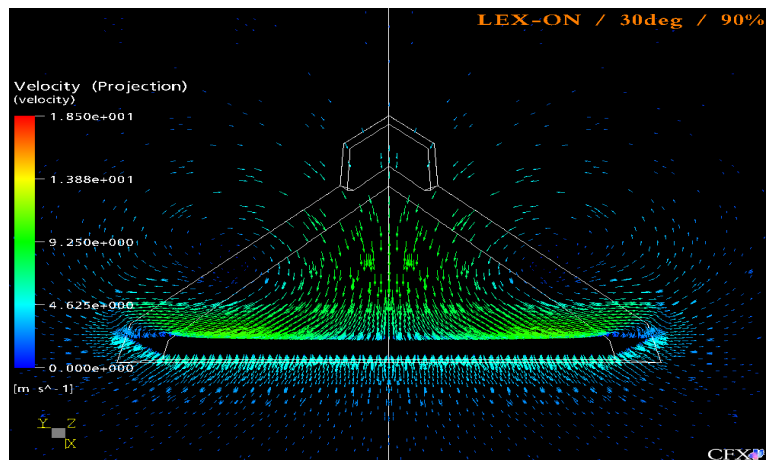


(p) LEX-ON 80%

Fig. 5.4 Velocity vectors at each chord length(continued)



(q) LEX-OFF 90%



(r) LEX-ON 90%

Fig. 5.4 Velocity vectors at each chord length

5.3 표면 압력 분포 특성

받음각 30° 에서의 *LEX-ON*과 *LEX-OFF* 각 *chord length*에서의 표면 압력이 그래프로 표현된 Fig. 5.5를 보면 *LEX*에 의한 *vortex* 강화효과를 관찰할 수 있다. 전체적으로 *LEX-ON*에서의 압력은 *LEX-OFF*에 비해 큰 폭으로 떨어진다. 이것은 앞에서 분석한 속도벡터 분포와 연관지어 생각할 수 있다. *LEX-ON*에서 *vortex*의 속도가 더 크기 때문에 압력도 더 많이 떨어졌다고 생각할 수 있다. 결국 *LEX-ON*은 더 빠른 속도의 *vortex*가 생기기 때문에 날개가 받는 양력도 더 커지는 것이다.

또한 후반부(*chord length* 70, 80%)에서 *LEX-ON*의 압력은 큰 폭으로 떨어진 반면 *LEX off*의 압력은 별다른 변화를 보이지 않는다. 다시 말해, *chord length* 70%에서의 *LEX-ON*은 아직 *vortex*가 유지되는 반면 *LEX-OFF*는 *vortex*가 붕괴된 상태의 압력그래프인 것이다. 이로부터 *delta wing*에 달린 *LEX*가 *vortex*의 붕괴를 막아준다는 사실을 알 수 있다. 그림에서 붉은 선은 *LEX-ON*이며 푸른선은 *LEX-OFF*일 경우이다.

Fig. 5.6에서는 날개에서 발달되는 *vortex*와 받음각에 따른 *streamline*의 변화를 잘 살펴볼 수 있다. *streamline*의 색깔은 유동장의 속도를 나타낸다. *streamline*의 시작부분에 발달한 *vortex*가 매우 빠른 속도를 가진다. 반면 날개 뒤쪽에 발달된 커다란 *vortex*는 느린 속도를 가진다는 것을 볼 수 있다.

15° 받음각의 *delta wing(a)*에 비해 30° 받음각의 *delta wing(b)*은 더 빠른 속도를 가진다. 그리고 45° 받음각의 *delta wing(c)*에서는

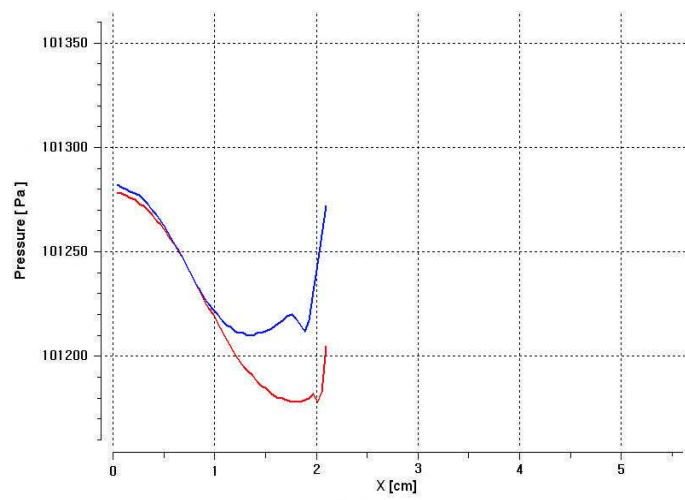
분리된 흐름이 *vortex*를 이루지 못한 채 그대로 흘러가버리는 것을 볼 수 있다.

Fig. 5.7의 그래프는 받음각에 따라 *delta wing*가 상부표면에서 받는 압력을 나타낸 것이다. 받음각이 15° 부터 증가함에 따라 *delta wing*가 받는 압력은 점점 줄어든다. 즉 날개가 받는 양력이 커지게 되는 것이다. 그러나 30° 를 전후하여 상부 표면의 압력은 다시 증가하는데 이것은 *vortex* 붕괴에 의한 영향이라고 생각할 수 있다. 일반적인 각도가 20° 부근에서 *stall angle*이 나타나는 것과 비교하면 *delta wing*에서의 붕괴점은 약간 높은 것으로 판단된다. 각도가 점점 증가할수록 *vortex*가 무너지기 시작하여 *delta wing*이 받는 양력이 감소하게 된다. 하지만 낮은 받음각에 비해서 상대적으로 낮은 압력을 유지하는데, 이는 날개에 의해 분리된 유동장이 날개상면으로 올라오면서 발생한 압력강하의 영향으로 보인다. 보다 정확한 양력의 변화추이를 측정하기 위해서는 아랫면과의 압력 차이를 고려해야 할 것이다.

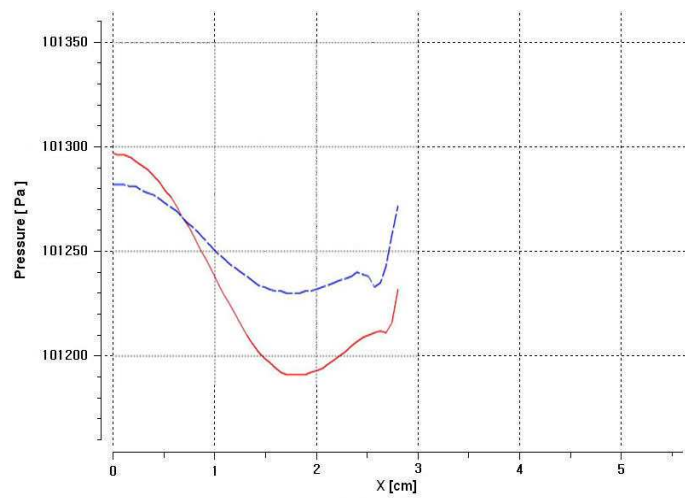
Fig. 5.8에서 보는 것과 같이 낮은 받음각에서는 *LEX*에 의한 *delta wing* 표면의 압력 감소가 잘 드러나지 않는다. 하지만 받음각이 점점 커질수록 *LEX-ON* 과 *LEX-OFF*를 비교했을 때 *LEX-ON*에서 최소 압력이 더 낮으며 낮은 압력이 분포하는 면적 역시 *LEX-OFF*보다 넓다는 것을 한눈에 확인할 수 있다. 특히 받음각 30° , 35° 를 비교해 보면 *LEX-OFF*의 압력이 크게 증가하였다는 것을 볼 수 있다. 물론 *LEX-ON*은 큰 기복을 보이지 않는다. 이런 결과로 보아 *LEX-OFF*의 경우에는 최대받음각이 30° 와 35° 사이에 존재한다는 것을 알 수가 있다. 그리고 *LEX-ON*의 경우에는 받음각 35° 와 40° 사이에서 압력 변화가 심한 것이 관찰되는데, 이 역시 마찬가지로

로 *LEX-ON*의 최대 받음각은 35° 와 40° 사이에 존재한다는 것을 알 수 있다.

이 두 가지를 비교해보면 *LEX-ON*의 최대받음각이 *LEX-OFF*보다 크다는 것을 도출해 낼 수 있다. 즉, *LEX*는 *delta wing*의 최대받음각을 높여주는 효과가 있다는 결과가 나온다.

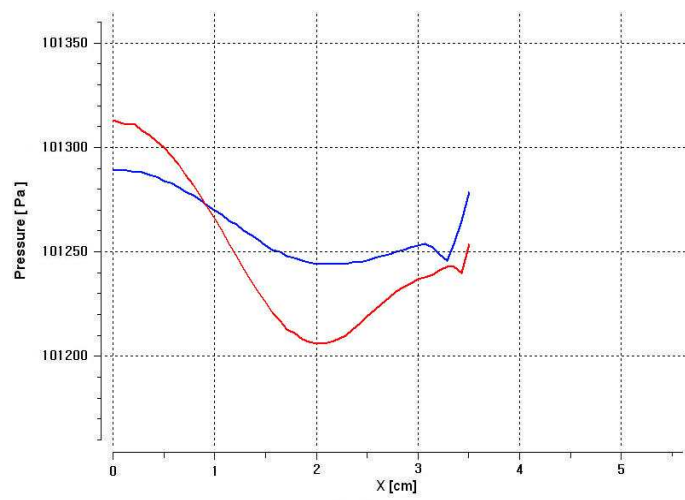


(a) 30° LEX-ON&OFF 30%

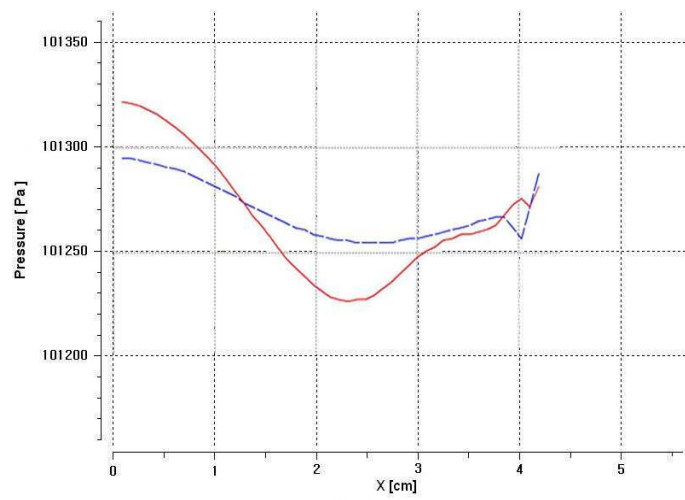


(b) 30° LEX-ON&OFF 40%

Fig. 5.5 Graph of velocity at each chord length(continued)

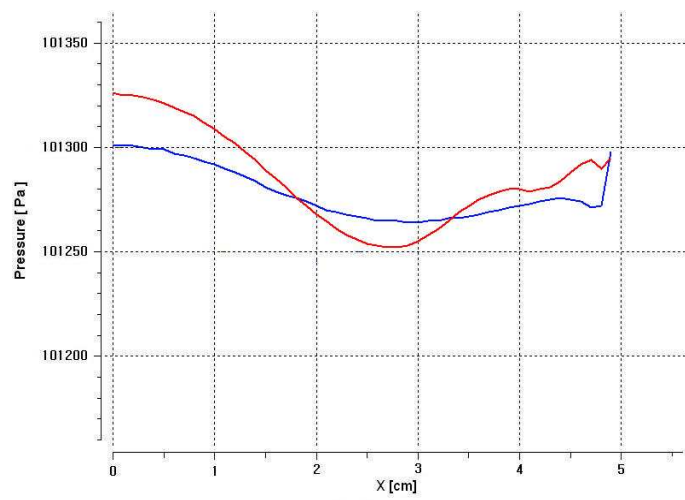


(c) 30° LEX-ON&OFF 50%

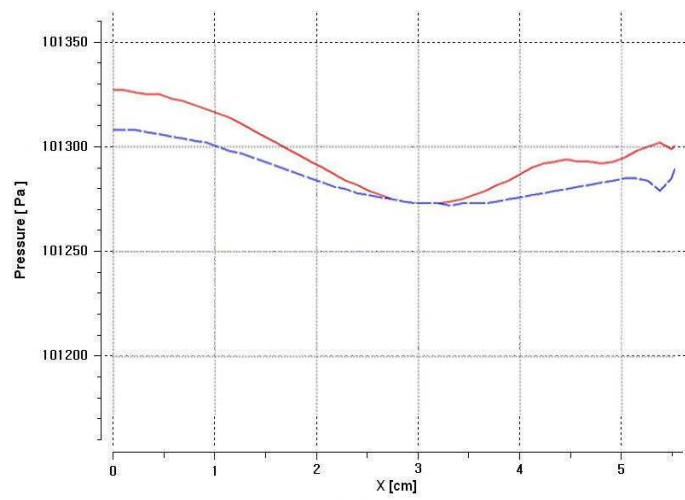


(d) 30° LEX-ON&OFF 60%

Fig. 5.5 Graph of velocity at each chord length(continued)

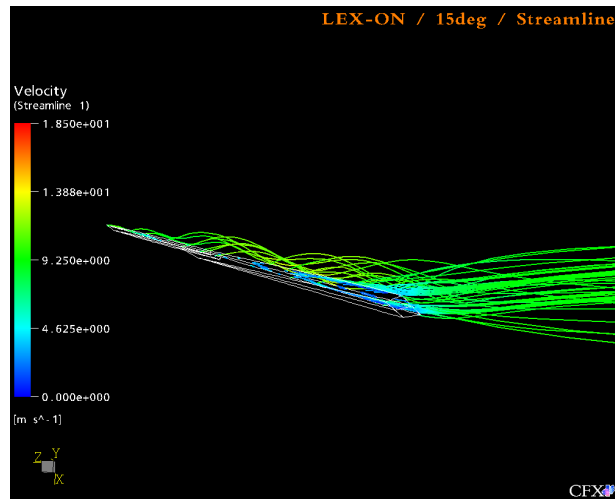


(e) 30° LEX-ON&OFF 70%

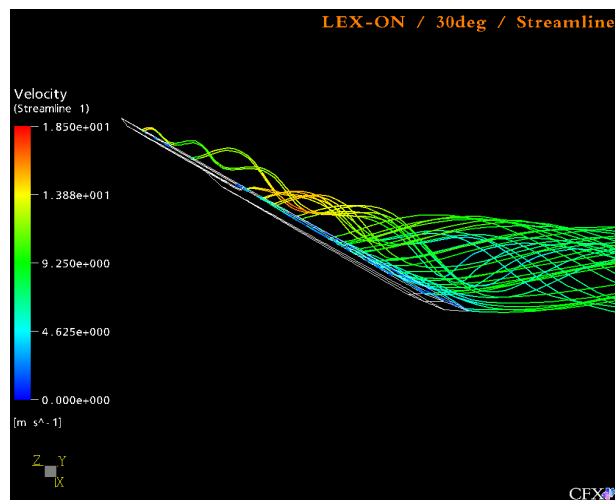


(f) 30° LEX-ON&OFF 80%

Fig. 5.5 Graph of velocity at each chord length

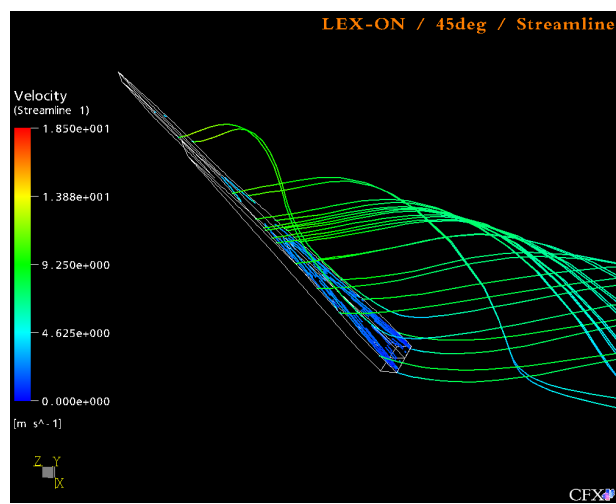


(a) $AOA=15^\circ$



(b) $AOA=30^\circ$

Fig. 5.6 Streamline at $AOA=15, 30, 45^\circ$ (continued)



(c) $AOA=45^\circ$

Fig. 5.6 Streamline at $AOA=15, 30, 45^\circ$

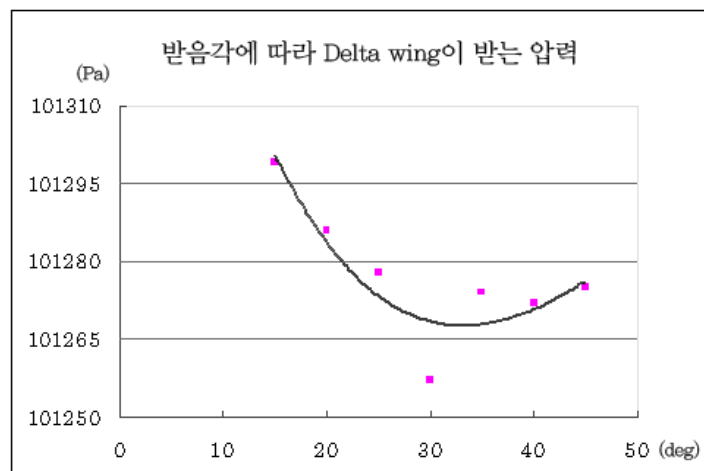
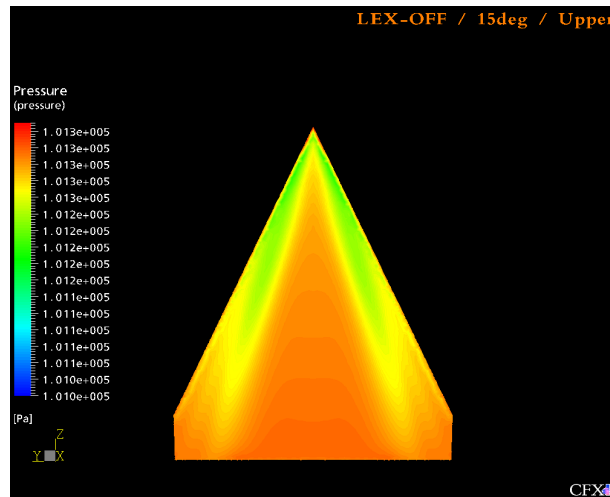
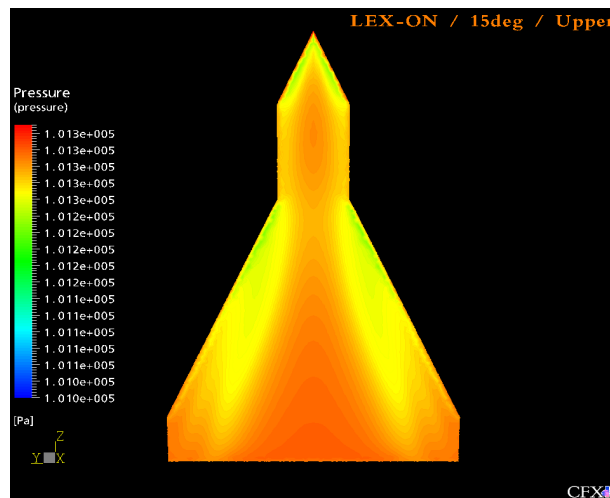


Fig. 5.7 Pressure curve according to AOA

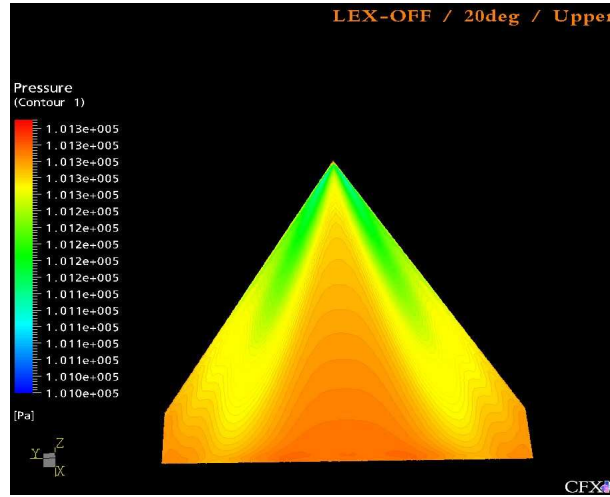


(a) LEX-OFF 15°

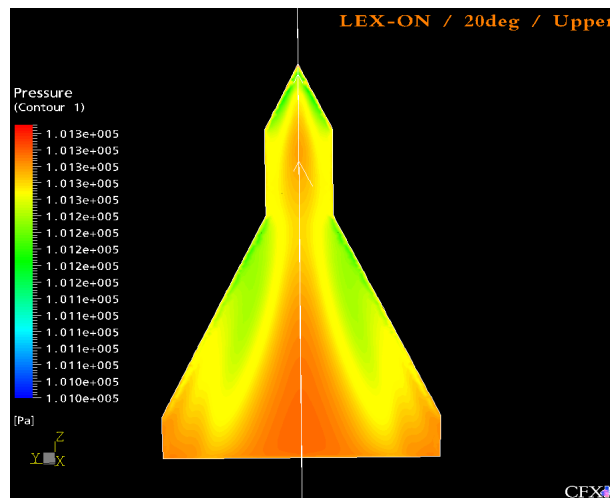


(b) LEX-ON 15°

Fig. 5.8 Pressure on the wing according to AOA(continued)

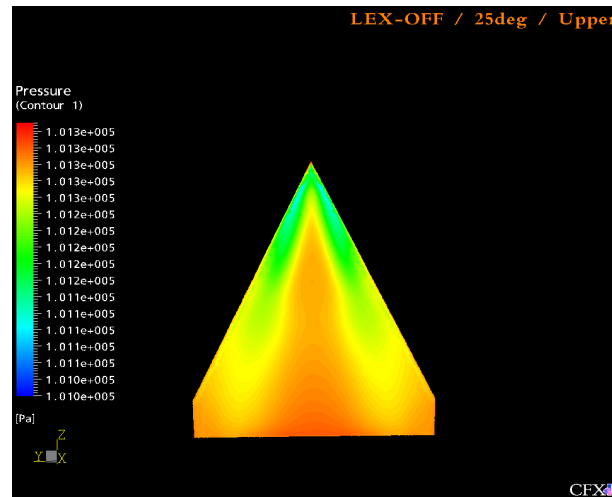


(c) LEX-OFF 20°

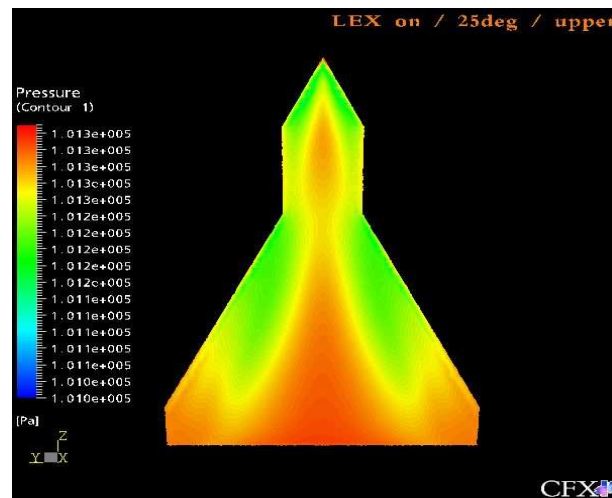


(d) LEX-ON 20°

Fig. 5.8 Pressure on the wing according to AOA(continued)

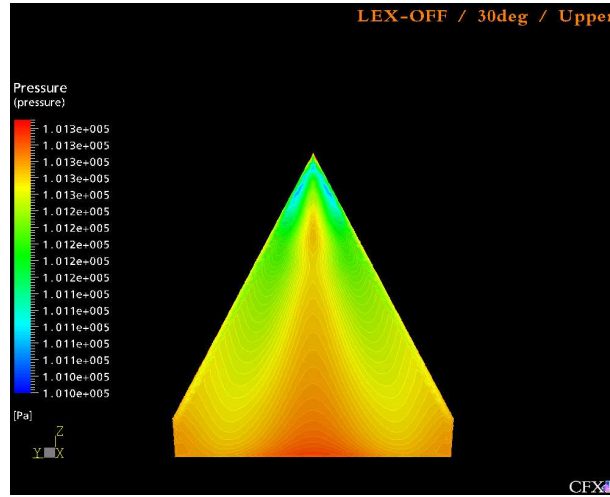


(e) LEX-OFF 25°

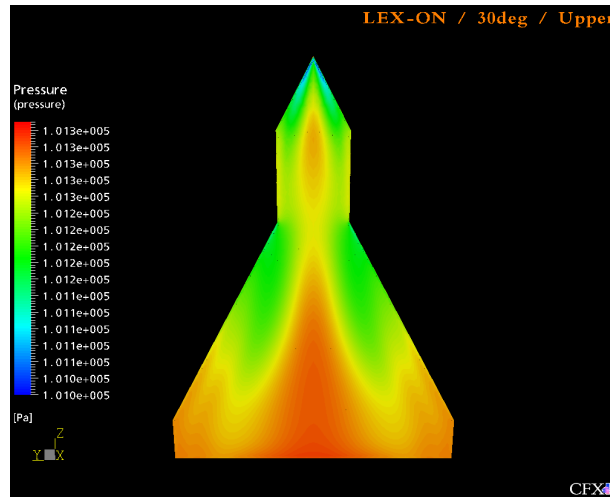


(f) LEX-ON 25°

Fig. 5.8 Pressure on the wing according to AOA(continued)

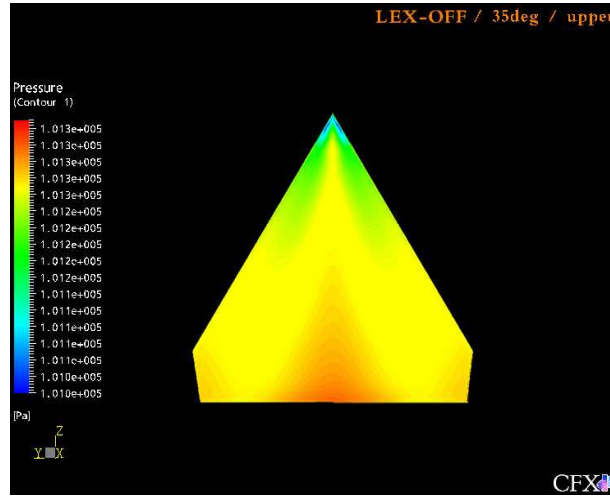


(g) LEX-OFF 30°

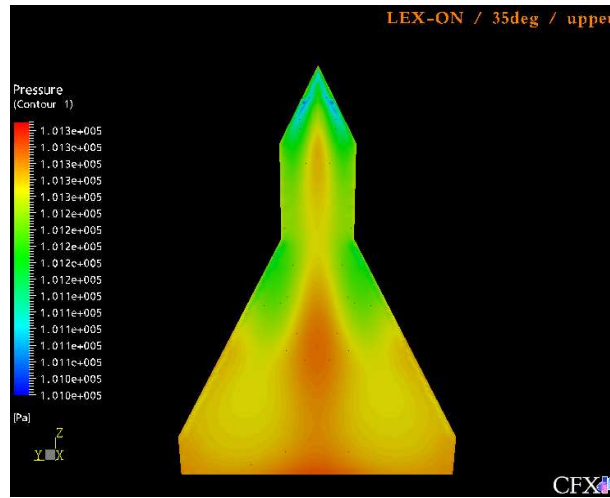


(h) LEX-ON 30°

Fig. 5.8 Pressure on the wing according to AOA(continued)

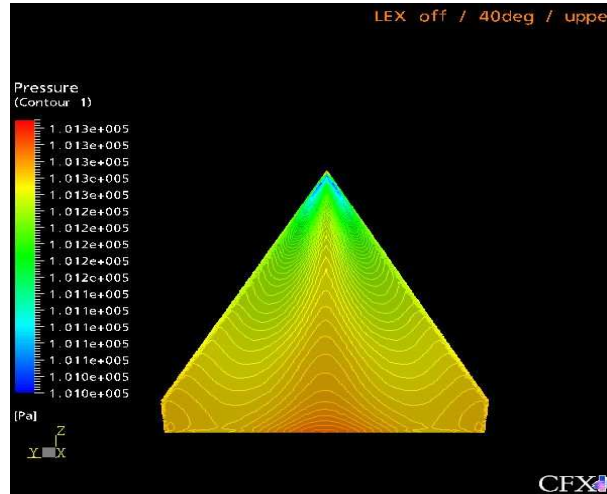


(i) LEX-OFF 35°

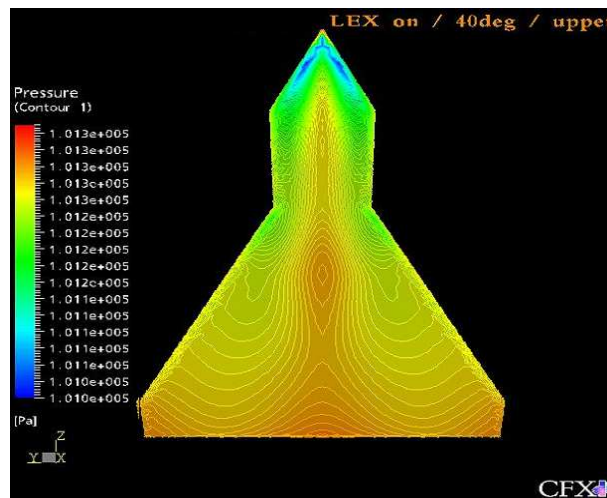


(j) LEX-ON 35°

Fig. 5.8 Pressure on the wing according to AOA(continued)

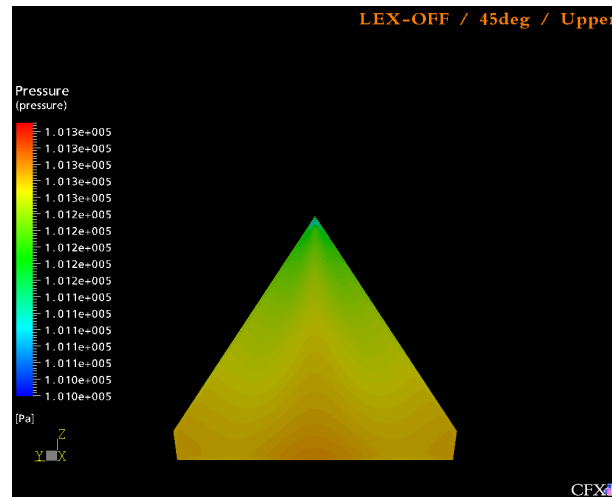


(k) LEX-OFF 40°

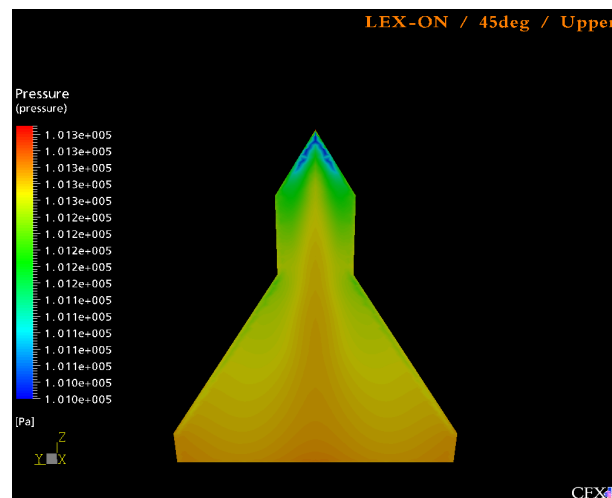


(l) LEX-ON 40°

Fig. 5.8 Pressure on the wing according to AOA(continued)



(m) LEX-OFF 45°



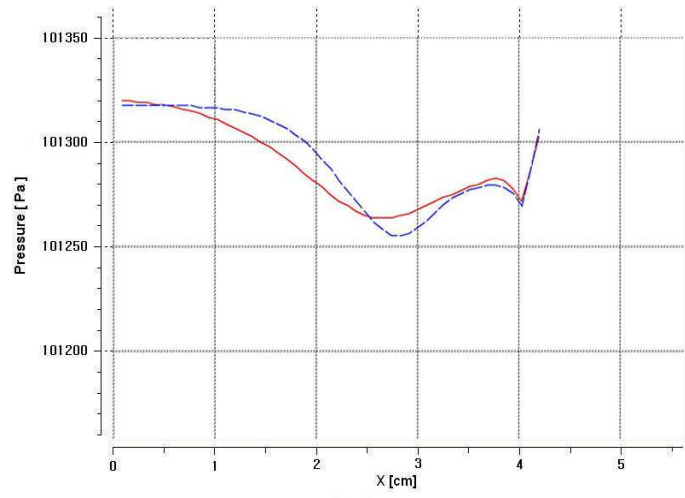
(n) LEX-ON 45°

Fig. 5.8 Pressure on the wing according to AOA

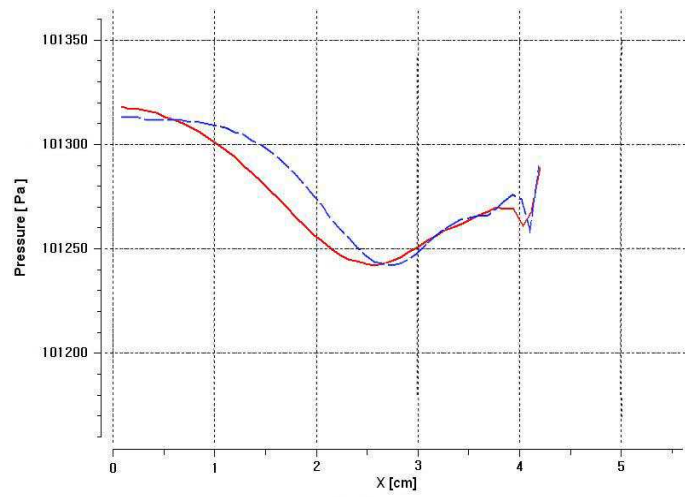
5.4 LEX vortex의 효과

Fig. 5.9에서 LEX에 의한 vortex 붕괴 지연효과를 찾을 수 있다. 이 그래프들은 chord length 60%에서 측정한 압력 그래프로, 이 압력의 변화정도에 따라 vortex의 형성정도를 추정할 수 있다. 같은 단면에서, 받음각 15°와 20°에서는 LEX-ON과 LEX-OFF 모두 vortex가 형성됨을 알 수 있다. 그러나 받음각 25°에서 LEX-OFF의 vortex가 무너지기 시작한다. 받음각 30°에서 LEX-ON의 delta wing에서는 vortex가 남아있는 반면 LEX-OFF에서는 vortex가 이미 붕괴되었다. 마지막으로 받음각 35°와 40°에서는 LEX-ON과 LEX-OFF 모두 vortex가 붕괴된 상태로 압력감소의 폭이 매우 작다.

Fig. 5.10 및 Fig. 5.11은 LEX의 효과를 확인하기 위해 받음각 30°에서 LEX를 부착하지 않은 경우와 LEX를 부착한 경우에 chord length 40% 및 80%에서의 비교를 PIV와 CFX 해석 결과를 통하여 분석하여 보았다. PIV는 실험기법이며 CFD는 수치해석기법으로, 서로 다른 방법을 통해 결과를 도출했지만 두 결과는 매우 유사하게 나타났다. 이 결과는 풍동시험으로 얻어진 $dfms$ 유사한 실험결과와 잘 일치하고 있음을 나타낸다.

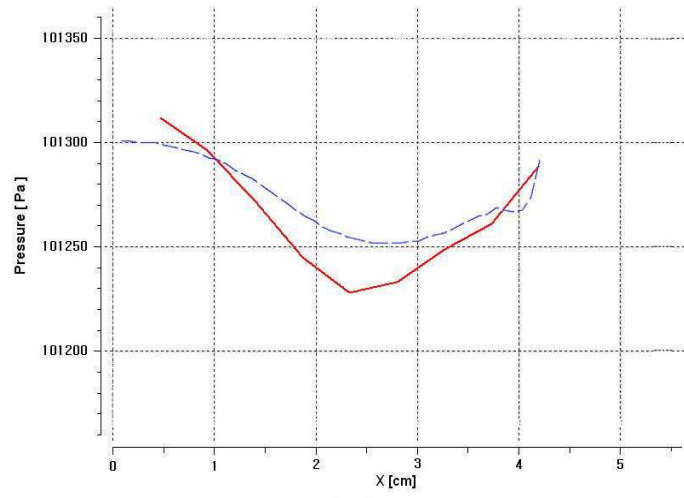


(a) 15° LEX-ON&OFF

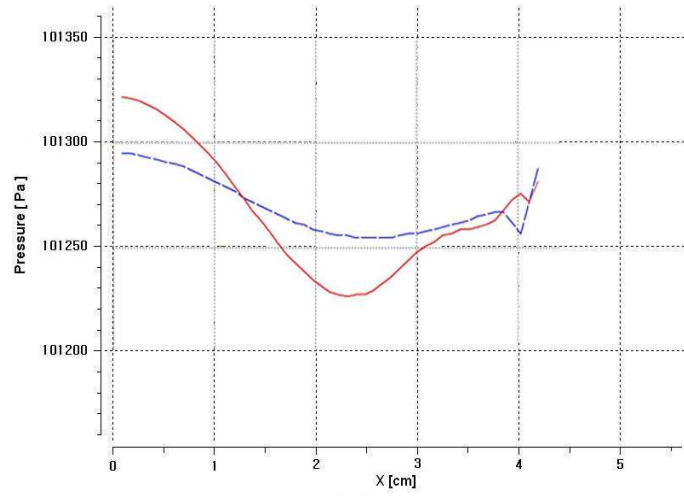


(b) 20° LEX-ON&OFF

Fig. 5.9 Pressure at chord length 60% according to AOA
(line:LEX-ON, dot:LEX-OFF)(continued)

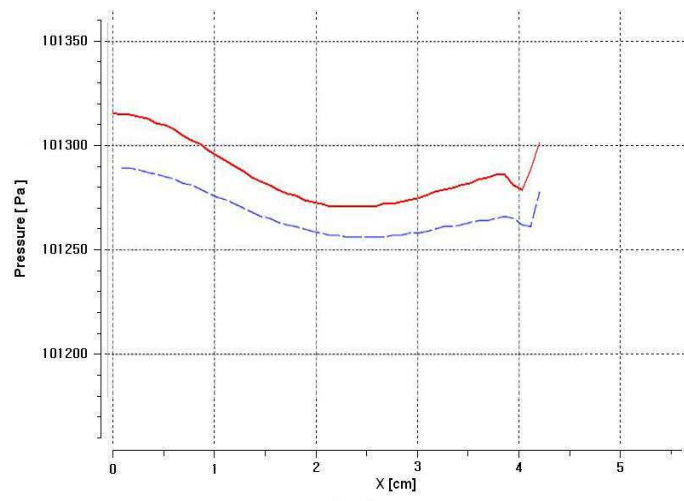


(c) 25° LEX-ON&OFF

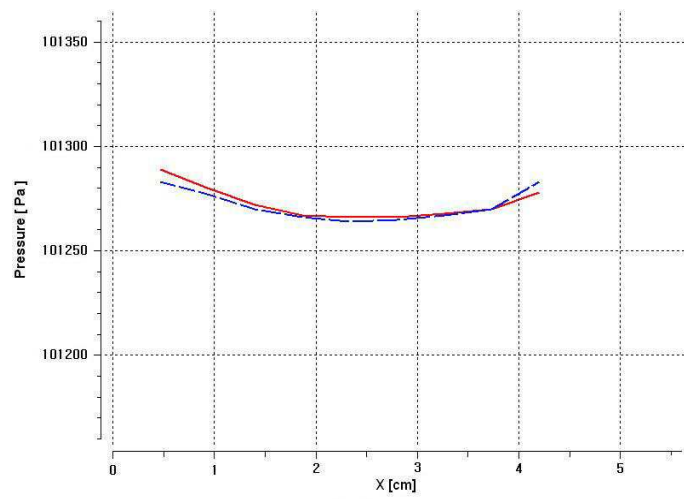


(d) 30° LEX-ON&OFF

Fig. 5.9 Pressure at chord length 60% according to AOA
(line:LEX-ON, dot:LEX-OFF)

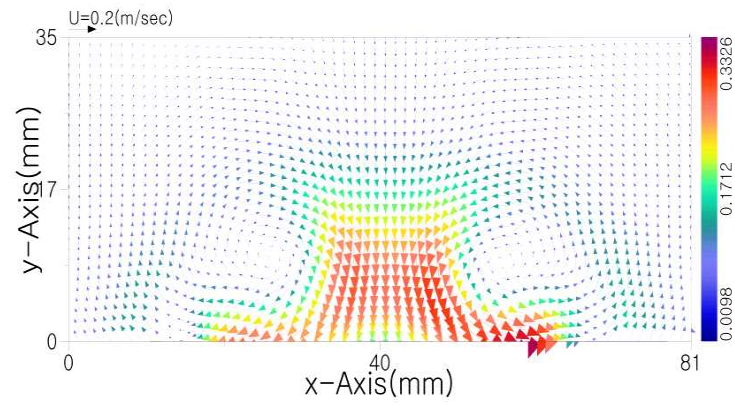


(e) 35° LEX-ON&OFF

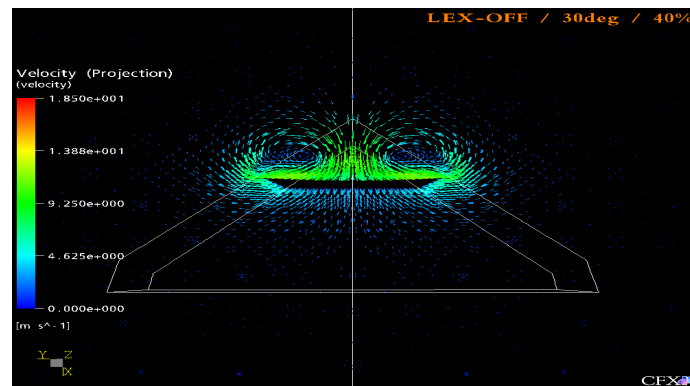


(f) 40° LEX-ON&OFF

Fig. 5.9 Pressure at chord length 60% according to AOA
(line:LEX-ON, dot:LEX-OFF)

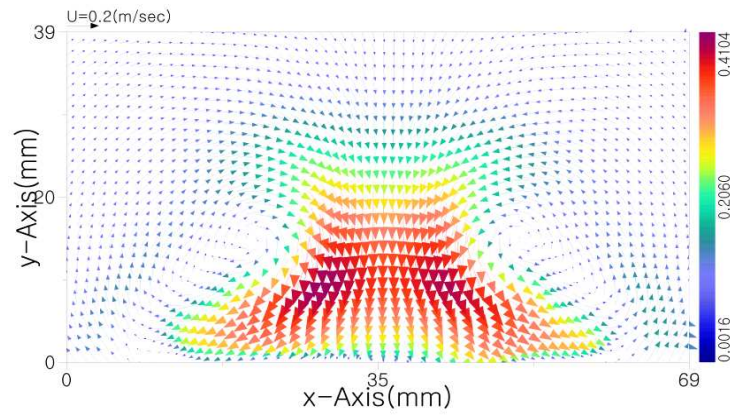


(a) LEX-OFF - PIV

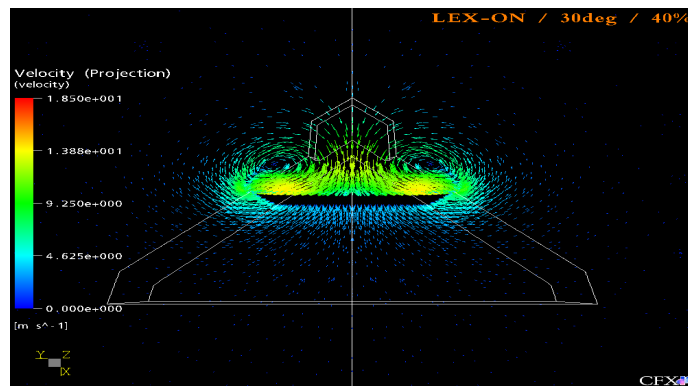


(b) LEX-OFF - CFD

**Fig. 5.10 Comparison between PIV and CFX
(40% chord length)(continued)**

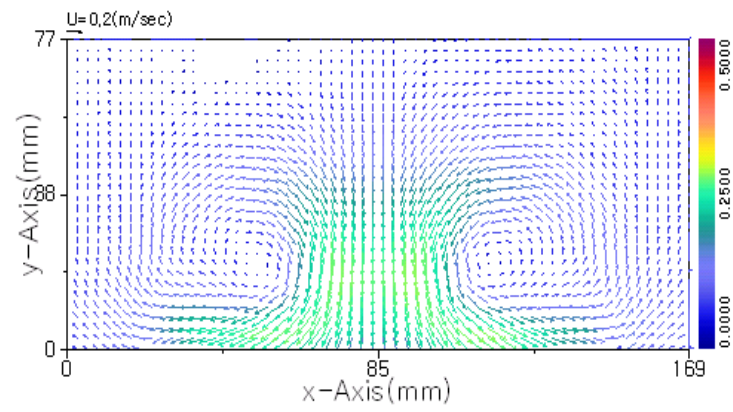


(c) LEX-ON - PIV

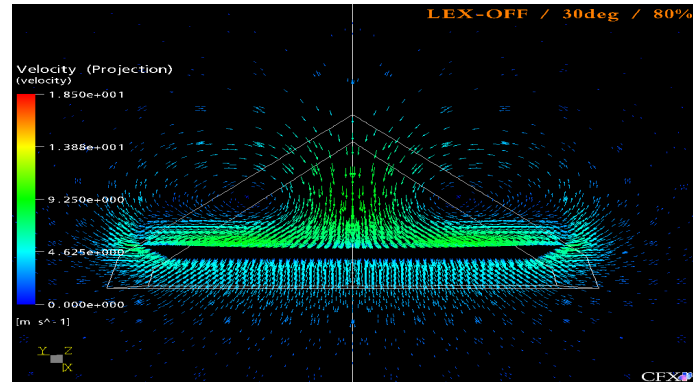


(d) LEX-ON - CFD

**Fig. 5.10 Comparison between PIV and CFX
(40% chord length)**

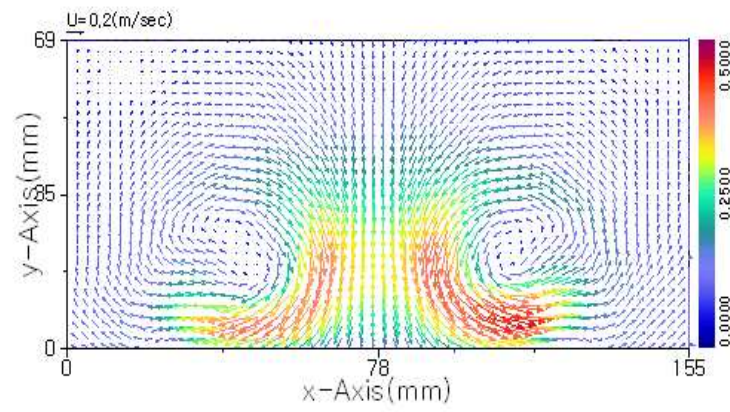


(a) LEX-OFF(PIV)

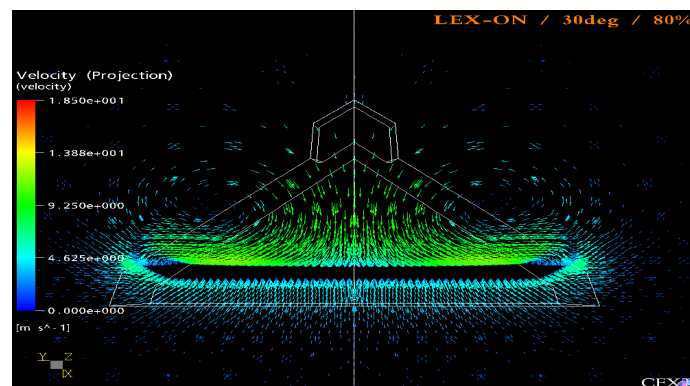


(b) LEX-OFF(CFD)

**Fig. 5.11 Comparison between PIV and CFX
(80% chord length)(continued)**



(c) LEX-ON(PIV)



(d) LEX-ON(CFD)

**Fig. 5.11 Comparison between PIV and CFX
(80% chord length)**

제6장 결론

본 연구에서는 날개의 전연에 *LEX*를 장착한 *delta wing*와 *LEX*를 장착하지 않은 *delta wing* 상면에 발달되는 나선형 대칭와류의 유동 특성을 규명하기 위하여 먼저 2차원 *PIV* 실험을 수행하였으며, 또한, 추가로 *dynamic* 3차원 스테레오 *PIV*를 적용하였다. 스테레오 *PIV*는 높은 해상도를 가지는 2대의 고속도 카메라를 2차원 상호상관법에 의한 동일입자 추적을 행하고 동차 좌표계에 의한 보다 정확한 3차원 좌표를 구한 후, 연속의 방정식에 의한 에러처리 등의 후처리를 행한 후 3차원 속도벡터 및 유동정보를 획득하였다. 최종적으로 이에 대한 검증을 위하여 *CFD*를 이용한 유동특성을 조사하였다. 그 결과 전반적인 유동특성은 *PIV* 실험과 큰 차이는 없었다. 그러나 현재 개인용 컴퓨터의 연산능력의 제한으로 고해상도를 통한 유동특성의 절대적인 비교는 어려웠다. 추후 하드웨어의 개발이 가속화되면 실험결과와의 비교분석에 신뢰도를 갖출 것으로 예상된다.

PIV 실험은 받음각(15° , 20° , 25° , 30°)에 대하여 코드위치(30%, 40%, 50%, 60%, 70%, 80%)의 계측영역에서 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.

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

2) 집중된 와류의 크기가 급격히 감소하며 이로인한 와류붕괴 현

상이 필연적으로 나타난다.

3) *delta wing*에 *LEX*를 부착함으로써 델타익 와류 이외에 추가적인 *LEX* 와류가 발생하게 되며, 날개의 후연으로 이동하면서 델타익 와류와 결합하여 날개의 안정성을 저하시키는 와류붕괴를 지연시키는 것을 확인하였다.

4) 날개상부에 나타나는 최대 와도의 위치를 파악하였으며, *LEX* 와류와 델타익 와류의 위치를 비교함으로써 두 와류간의 상호작용을 이해할 수 있었다.

5) *Stereo PIV*에 의해 획득된 결과는 *delta wing*에서 발생하는 복잡한 3차원 유동현상을 잘 표현하고 있으며, 시간에 따른 와류중심의 변화 및 여러 가지 유용한 정보를 규명할 수 있도록 해 주었다.

6) 3차원 단면에서의 속도분포와 와도분포 등의 정량적인 데이터를 획득할 수 있었으며, *delta wing*에서 *LEX*의 부착유무에 따른 결과를 비교함으로써 *LEX*의 부착에 따른 날개의 안정성을 저하시키는 와류붕괴의 지연 등에 대해서도 확인할 수 있었다.

7) 다른 가시화 기법을 이용한 유동장의 분석한 결과와 비교할 때 레이놀즈수와 관계없이 규명하고자 하는 유동장의 계측 결과가 매우 신뢰도를 갖는 것을 확인할 수 있었다.

참고문헌

- [1] Neven Lang N., "PIV Measurement in Sub- and Supersonic flow over the Delta Wing Configuration", *Proc. of 8th Int. Sym. on Flow Visualization*, Paper number 205, 1998
- [2] Dieterle L., Kompenhans J., Peiter U., "Flow Field Investigation on a Large Delta Wing Using LSI and PIV", *Proc. of 8th Int. Sym. on Flow Visualization*, Paper number 204, 1998
- [3] Hoeijmakers, H. W., and Vaatstra. W., "Vortex Flow over Delta and Double-Delta Wings", *Journal of Aircraft*, Vol.20, pp.825-832, 1983
- [4] Arnold M. Kuethe and Chuen-Yen Chow, 'Bases of Aerodynamic design', John Wiley & Sons, pp. 436-439
- [5] Neven Lang N., "PIV Measurement in Sub-and Supersonic Flow over the Delta Wing Configuration", *Proc. of 8th Int. Sym. on Flow Visualization*, Paper number-205, 1998.
- [6] Dieterle L., Kompenhans J., Peiter U.. "Flow Field Investigation on a Large Delta Wing Using LSI and PIV", *Proc. of 8th Int. Sym. on Flow Visualization*, Paper Number-204, 1998.
- [7] Hoeijmakers, H. W., and Vaatstra, W., "Vortex Flow over Delta and Double-Delta Wings", *Journal of Aircraft*, Vol.20, No.0, pp.825-832, 1983.
- [8] Olsen, P. E., and Nelson, R. C., "Vortex Interaction over Double Delta Wings at High Angles of Attack", *AIAA paper* 89-2191, July 1989.
- [9] Hebbar, S. K., Platzer, M. F., and Chang, Wen-Huan, "Control of High-Incidence Vortical Flow on Double-Delta wings Undergoing Sideslip", *Journal of aircraft*, Vol. 34, No. 4, 1997, pp. 506-513.
- [10] Verhaagen, N. G., and Naarding, S. H. J. , "Experimental and

Numerical Investigation of Vortex Flow over a Sideslipping Delta Wing", *Journal of Aircraft*, Vol. 26, No. 11, pp. 971-978, 1989

- [11] Grismer, D. S., and Nelson, R. C., "Double-Delta-Wing Aerodynamics for Pitching Motions with and without Sideslip", *Journal of Aircraft*, Vol. 32, No. 6, pp. 1303-1311, 1995
- [12] Hebbar, S.K., Platzer, M.F., and Chang, Wen-Huan, "Control of High-Incidence Vortical Flow on Double-Delta Wings Undergoing Sideslip", *Journal of Aircraft*, Vol.34, No.4, pp.506-513, 1997
- [13] Verhaagen, N.G., "Effects of Reynolds Number on the Flow over 76/40-deg Double-Delta Wings", *AIAA Paper*, 1999
- [14] Lee, Gw o-Bin, Shih, C., Tai, Yu-Chong, Tsao, T., Liu C., and Ho, Chih-Ming, "Robust Vortex Control of a Delta Wing by Distributed Micro electro-mechanical Systems Actuators", *Journal of Aircraft*, Vol.37, No.4, pp.697-706, 2000
- [15] Payne, F.M., Ng, T.T. and Nelson, R.C., "Visualization and Wake Surveys of Vortical Flow over a Delta Wing", *AIAA J.*, Vol.26, No.2, pp.137-143, 1988
- [16] Erickson, G. E., Schreiner, J. A., & Rogers, L. W., "On the Structure, Interaction, and Breakdown Characteristics of Slender Wing Vortices at Subsonic, Transonic, and Supersonic Speeds", *AIAA Paper*, AIAA-89-3345, 1989
- [17] Verhaagen, N., & Ransbeeck, P., "Experimental and Numerical Investigation of the Flow in the Core of a Leading Edge Vortex", *AIAA-90-0384*, 1990
- [18] Fujii, K, and Schiff, L. B., "Numerical Simulation of Vortical Over a Strake-Delta Wing", *AIAA J.*, Vol. 27, No. 9, pp. 1153~1162, 1989
- [19] Oelker, H. Ch., "Aerodynamic Investigation on Close-Coupled Canard Configurations", *Tu Braunschweig Report 88/2, Part III*, 1988.

- [20] Hoeijmakers, H. W., and Vaatstra, W., "Vortex Flow over Delta and Double-Delta Wings", *Journal of Aircraft*, Vol. 20, No. 9, pp. 825-832, 1983
- [21] Verhaagen, N. G., "Effects of Reynolds Number on the Flow over 76/40-deg Double-Delta Wings", *AIAA Paper*, 1999.
- [22] Menke, M., Yang, H., and Gursul, I., "Experiments on the Unsteady Nature of Vortex Breakdown over Delta Wings", *Exp. in Fluid*, Vol. 27, pp.262-272, 1999
- [23] Visser, K. D. and Nelson, R. C., "Measurements of Circulation and Vorticity in the Leading-Edge Vortex of a Delta Wing", *AIAA Journal*, Vol. 31, No. 1, pp. 104-111, 1993
- [24] Honkan, A. and Andrepoulos J., "Instantaneous Three-Dimensional Vorticity Measurements in Vortical Flow over a Delta Wing", *AIAA Journal*, Vol. 35, No. 10, pp.1612-1620, 1997
- [25] Gursul, I., and Yang, H., "On Fluctuations of Vortex Breakdown Location", *Phys Fluids*, Vol. 22, pp.229-231, 1995
- [26] Prentice, C. J., and Hurley, F. X., "Subsonic Flow Visualization Using Steam", *Journal of Aircraft*, Vol. 7, pp. 380, 1970
- [27] Bisplinghoff, R. L., Coffin, J. B., and Holdeman, C. W., "Water Fog Generation System for Subsonic Flow Visualization", *AIAA J.*, Vol. 14, pp. 113, 3~1135, 1976
- [28] Parker, A. G., and, Brusse, J. C., "New Smoke Generation for Flow Visualization in Low Speed Wind Tunnel", *Journal of Aircraft*, Vol. 13, pp. 57~58, 1976
- [29] Bouchez, J. P., and Goldstein, R. J., "Impingement Cooling from a Circular jet in a Cross Flow", *Int. J. Heat Mass Transfer*, Vol. 18, pp. 718~730, 1975
- [30] Erickson, G. E., Schreiner, J. A., and Rogers, L. W., "On the Structure, Interaction, and Breakdown Characteristics of Slender

Wing Vortices at Subsonic, Transonic, and Supersonic Speeds,"
AIAA-89-3345, 1989

- [31] R.C. Gonzalez, "*Digital Image Processing*", Addison Wesley Press, 1987
- [32] R.J. Adrian, "*Particle-Imaging Techniques for Experimental Fluid Mechanics*", *Annual Review Fluid Mechanics*, Vol.23, pp.261-304, 1991
- [33] P. Buchhave, "*Particle Image Velocimetry-Status and Trends*", *Exp. Ther. and Fluid Science*, Vol.5, pp.586-604, 1992
- [34] C. Gray, "*The Evolution of Particle Image Velocimetry*", *Proc. of Optical Methods & Data Processing in Heat and Fluid Flow*, *Int. Mech. E.*, pp.19-36, 1992
- [35] 이영호, "PIV에 의한 유동장 계측", 대한조선학회지 제14권 제2호, pp.43-52, 1994
- [36] 이영호, 최장운, "PIV의 분류 및 원리", 대한기계학회지 제36권 제12호, pp.1146-1162, 1996
- [37] K. Nishino, N. Kasagi and M. Hirata, "*Three-dimensional Particle Tracking Velocimetry Based on Automated Digital Image Processing*", *ASME J. Fluids Eng.*, Vol.111, No.4, pp.384-391, 1989
- [38] 최장운, 조대환, "PIV에 있어서의 입자추적기법의 개선", 대한기계학회 추계학술대회 논문집 제2권, pp.360-365, 1993
- [39] Kobayashi T., Saga T. and Sekimoto K., "*Velocity Measurement of Three-Dimensional Flow around Rotating Parallel Disks by Digital Image Processing*", *ASME FED-Vol.85*, pp. 29-36, 1989
- [40] Kasagi N. and Nishino K., "*Probing Turbulence with Three Dimensional Particle Tracking Velocimetry*", *Exp. Thermal and Fluid Sci.*, Vol. 4, pp.601-612, 1991
- [41] Kim, M.Y. and Lee, Y.H., "*Development of High-resolution 3-D PIV Algorithm by Cross-correlation*" *Pro. of the KSME*

Fall Annual Meeting B, pp.410-416, 2001

- [42] Kim, M.Y., Choi, J. W, and Lee, Y.H, " *Development and Application of High-resolution 3-D Volume PIV System by Cross-correlation* ", *Proceeding of the 2nd National Congress on Fluids Engineering*, pp507-510, 2002
- [43] Arroyo M. P. and Greated C.A., "Stereoscopic Particle Image Velocimetry", *Meas. Sci. Tech.*2, pp.1181-1186, 1991
- [44] Lawson, N.J. and Wu, J., "Three-dimensional Particle Image Velocimetry: Experimental Error Analysis of a Digital Angular Stereoscopic System", *Measurement Science & Technology*, Vol.8, No.12, pp.1455-1464, 1997
- [45] Schenk T. and Toth C. K., "Computer Vision and Digital Photo-grammetry", *ITC Journal*, pp. 34-38, 1992
- [46] Moon, B.S, "A Study on the Geometric Correlation of a CCD Camera Scanner using the Exterior Orientation Parameters", *Master Thesis of Gyeong Sang National University*, 1993
- [47] El-Hakim, S.F., "Real Time Image Metrology with CCD Cameras", *Photogrammetric Engineering & Remote Sensing* 52, pp.1757-1766, 1986
- [48] Lee, K. S, 'Numerical Methods for Engineers', Won-Hwa, pp.66-69, pp.259-275, 1999
- [49] Schenk T. and Toth C. K., "Computer Vision and Digital Photo-grammetry", *ITC Journal*, pp. 34-38, 1992
- [50] Schenk T. and Toth C. K., "Conceptual Issues on Softcopy Photo-grammetric Workstations", *PE & RS*, Vol. 58, No.1, January, pp. 101-110, 1992
- [51] Gerara Medioni and Ramakant Nevatia, "Segment-Based Stereo Matching, Computer Vision", *Graphics and Image Processing*, Vol. 3, pp. 12-18, 1982
- [52] Neven Lang N. "PIV Measurement in Sub-and Supersonic Flow over the Delta Wing Configuration", *Proc. of 8th Int.*

Sym. on Flow Visualization, Paper number-205, 1998

- [53] *Dieterle L., Kompenhans J., Peiter U., "Flow Field Investigation on a Large Delta Wing Using LSI and PIV", Proc. of 8th Int. Sym. on Flow Visualization, Paper Number-204, 1998*
- [54] *Hoeijmakers, H. W., and Vaatstra, W., "Vortex Flow over Delta and Double-Delta Wings", Journal of Aircraft, Vol.20, No.0, pp.825-832, 1983.*
- [55] *Lee Y.H., Sohn M.H., Lee H., Kim J.H., Kim B.S., "PIV Analysis of a Delta Wing Flow with or without LEX", Proc. of 11th Int. Sym. of Application of Laser Techniques to Fluid Mechanics, No.4-5, 2002*
- [56] *M.Y. Kim, J.W. Choi, K.M. Nam and Y.H. Lee, "Development of 3-D Stereo PIV by Homogeneous Coordinate System", Trans. of Korean Society of Mechanical Engineers B, Vol.27, No.6, pp.736-743, 2003*