

# LEX가 델타형 날개의 와류 유동장에 미치는 영향

## Effects of LEX on the Vortex Field over a Delta Wing

백 승 욱\*                      손 명 환\*  
Baek, Seung-Woock        Sohn, Myong-Hwan

### ABSTRACT

An experimental study was conducted to investigate the effects of a leading edge extension(LEX) on the vortex flow field over a delta wing by measuring the total pressure distribution in a subsonic wind tunnel. Freestream velocity was 40m/sec and Reynolds number per meter was  $1.76 \times 10^6$ . The wing with the LEX experienced a strong interaction between the LEX and wing vortices. As the angle of attack increased, the coupled vortex field of these two vortices maintained its strength and concentricity much better than the vortex field over the wing without the LEX.

주요기술용어 : Leading edge extension(앞전연장), Vortex(와류), Suction pressure(흡입압력)

### 1. 서 론

F-16이나 F-18 전투기의 경우 매우 큰 후퇴각을 갖는 스트레이크(strake)에 의하여 기동성능이 상당히 향상되었다는 사실은 이미 널리 알려져 있다. 매우 높은 받음각에서 발생하는 스트레이크 와류는 기본 날개가 갖는 최대 양력 성능을 크게 향상시킴으로써 실속현상이나 고속에서의 진동(buffet) 현상을 완화시키며, 항공기 자체가 스트레이크 와류의 발생을 고려하여 설계된 경우에는 비교적 높은 받음각에서도 항공기의 안정성을 증가시킨다<sup>[1]</sup>. 또한 현대 전투기들은 두께가 얇고 후퇴각이 크면서 앞전이 날카롭고 가로

세로비(aspect ratio)가 낮은 날개를 갖는 성향을 보이고 있다. 이러한 날개는 앞전에서 흐름박리(flow separation) 현상이 발생되어 비교적 안정적인 앞전와류를 형성한다.

옆미끄럼각(sideslip angle)이 없는 경우 양쪽 날개에서 각각 발생하는 앞전와류는 그 강도와 규모가 동일하여 동체를 중심으로 좌, 우측 대칭형 공기흐름 형상과 압력분포를 제공한다<sup>[2]</sup>. 현대의 고기동성 전투기들은 이러한 앞전와류를 능동적으로 이용하는 설계기술을 필수적으로 요구하고 있다. 그러나 앞전와류 효과는 와류붕괴(vortex breakdown) 현상이 발생하기 전까지만 유효하다. 와류붕괴 현상은 날개의 공기역학적 특성은 물론 안정성과 조종성까지도 급격하게 변화시킴으로써 항공기 기동성능의 제한 요소로 작용한

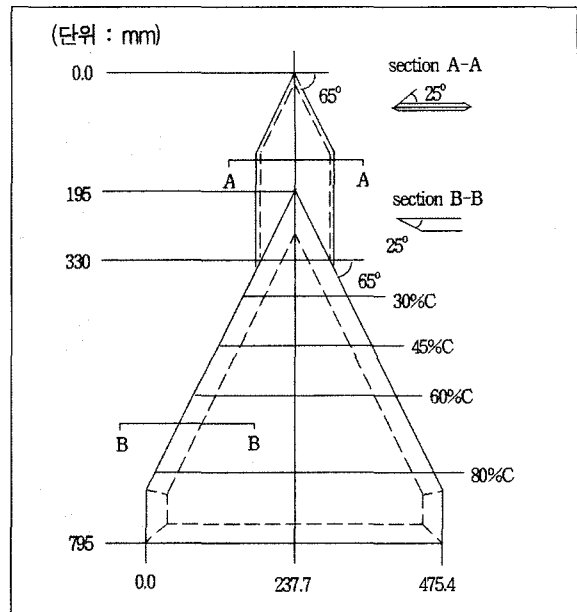
\* 공군사관학교 항공우주공학과 교수

다<sup>[3]</sup>. 와류의 발생, 와류들의 상호작용, 그리고 와류붕괴 등은 항공기의 형상과 흐름조건에 매우 민감하다. 실제로 이러한 현상들을 유익한 방향으로 제어할 수 있는 기술이 개발된다면 항공기의 조종성, 기동성 그리고 민첩성도 향상시킬 수 있을 것으로 기대되고 있다<sup>[4]</sup>. 이에 따라 와류 유동장에 대한 많은 연구가 수행되어 오고 있는데, Hokan과 Andreopoulos<sup>[5]</sup>, Payne 등<sup>[6]</sup>은 델타형 날개에 발생하는 와류붕괴의 구조와 진행과정을 규명하였고, Erickson 등<sup>[7]</sup>은 LEX를 부착한 델타형 날개의 와류 유동장에 대하여 아음속, 천음속, 그리고 초음속 영역에 걸쳐 매우 심도있는 실험을 하였다. 또한 Norris와 Lan<sup>[8]</sup>은 LEX를 가진 일반 전투기 형상(generic fighter configuration)의 모델을 사용하여 받음각을 58도까지 올리는 실험 결과, LEX는 전방동체(forebody)의 양력을 감소시키고 측력을 증가시키며 항공기의 요잉 모멘트를 증가시키는 것으로 나타났다.

본 연구에서는 와류주도 흐름(vortex-dominated flow) 연구의 대표적 모델인 날카로운 앞전을 갖는 델타형 날개의 경우(LEX-OFF)와 이 날개에 LEX를 부착하였을 경우(LEX-ON) 날개면에 수직한 단면에서의 전압분포를 측정하여 비교함으로써 LEX가 와류 유동장에 미치는 영향을 분석하였다.

## 2. 실험모델 및 실험방법

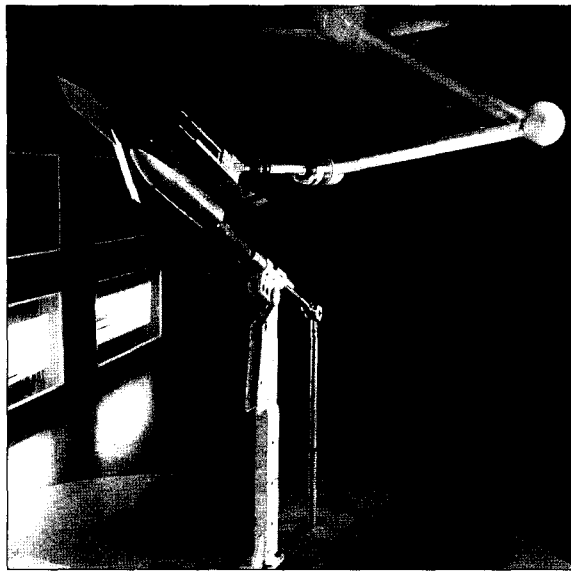
그림 1에 본 연구에서 사용된 실험모델의 형상 및 제원이 나타나 있다. 날개와 LEX 모두 동일한 재질의 알루미늄으로 만들었고 날개의 두께는 15mm, LEX의 두께는 6mm이며, 각각 65도의 후퇴각을 갖고 있다. LEX 기수에서 날개 기수까지의 길이는



[그림 1] 실험모델의 형상 및 제원

195mm, 날개뿌리 시위의 길이는 600mm, 스패น은 475mm이다. 시위 위치 30%, 43%, 60%, 그리고 80% 지점에 스패방향으로 각각 47개씩의 압력공이 뚫어져 있다.

본 연구는 공군사관학교 중형 아음속 풍동을 사용하여 수행되었다. 자유류의 속도는 40m/sec, 날개의 뿌리시위를 기준으로 한 단위길이 당 레이놀즈수는  $1.76 \times 10^6$ 이었다. 그림 2는 풍동 측정부에 설치된 실험모델을 보여주고 있다. 날개면에 수직한 단면에서의 전압분포 측정에는 5-hole probe를 사용하였으며, 이 probe의 제원 및 보정 결과는 참고문헌 9에 기술되어 있다. 측정단면은 압력공이 뚫어져 있는 네 시위 위치에 놓여진 직사각형 단면으로, 길이와 높이는 각각 local semi span의 1.2배와 1.1배이다. 각 단면에 분포된 격자점의 수는 1,050개이며 각 격자점마다 5Hz의 sampling rate으로 읽은 100개의 데이터를 평균(ensemble average)한 값을 측정치로 사용하였다.



[그림 2] 풍동 측정부에 설치된 실험모델

### 3. 실험결과 및 분석

그림 3은 받음각 16도일 때 LEX-OFF 모델 중심부 시위의 오른쪽에서 측정된 전압분포와 속도분포이다.

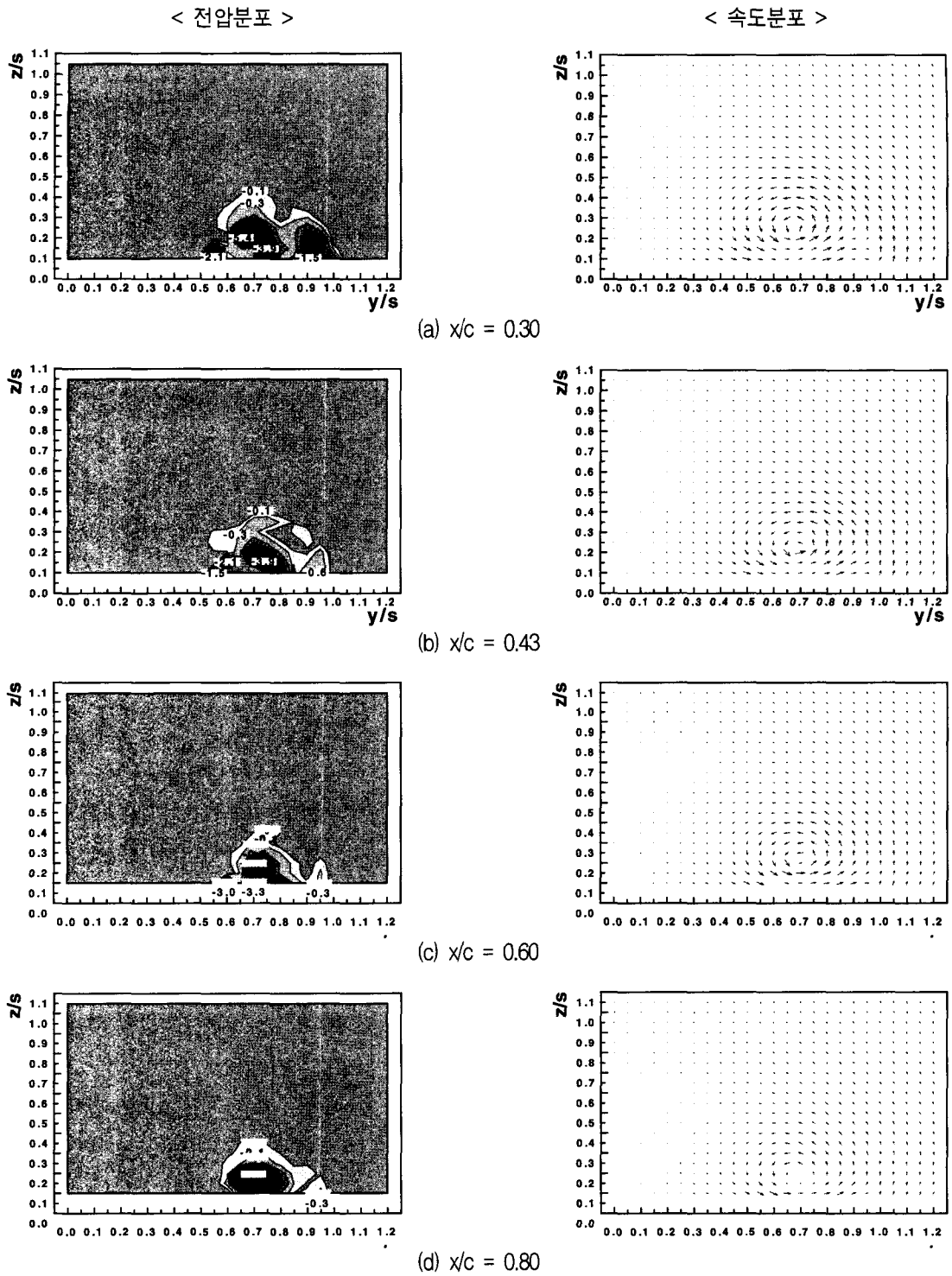
Erickson 등<sup>[7]</sup>의 연구에서는 옆미끄럼각이 없는 경우에도 실험모델, 모델설치 시스템, 측정부 흐름 등의 불완전성에 의하여 날개의 좌, 우 양쪽에 비대칭적인 와류 유동장이 형성되었다. 그러나 본 연구에서는 표면압력분포 곡선이 실험모델 중심부의 스펠 위치를 나타내는  $y/s=0.0$ 을 중심으로 좌, 우 완벽하게 대칭 형상을 보임으로써 본 실험에서 사용된 실험모델과 부속장치, 그리고 풍동 측정부 공기흐름의 유질이 매우 양호함을 입증하고 있으며, 실험모델 왼쪽에도 그림 3의 압력분포와 속도분포가 동일하게 형성됨을 신뢰할 수 있다.

$x/c=0.3$ 에서의 전압분포를 보면, 스펠위치  $y/s=0.67$

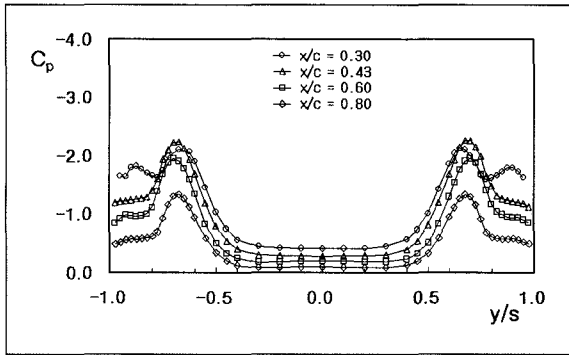
부근에서 흡입압력의 최대점이 존재하고 그 주위로 구배가 매우 큰 압력분포가 형성되어 있으며, 그 오른쪽  $y/s=0.9$  부근에 작은 압력구배가 있음을 볼 수 있다. 왼쪽의 큰 압력구배가 1차 와류(primary vortex)를 나타내고 오른쪽의 작은 압력구배는 2차 와류(secondary vortex)를 나타내는 것이다. 이러한 현상은 속도분포에서 확인할 수 있다. 1차 와류는 반시계 방향으로의 소용돌이 모습을 보여주고 있으며 2차 와류는 그 오른쪽 아래에서 시계방향으로 작은 원을 그리고 있다. 이러한 2차 와류는 참고문헌 5와 6에서 그 실체가 규명되었듯이 물체 표면 근처의 강한 1차 와류가 물체 표면에 역압력구배를 발생시키어 흐름박리 현상이 발생함에 따라 2차적으로 발생하는 와류이다. 또한 그림 4(a)에 제시된  $x/c=0.3$  위치의 표면압력분포 곡선에서는 이들 와류 중심부의 위치가 흡입압력의 정점(suction pressure peak)으로 나타나 있다. 좌, 우 양쪽에 각각 2개씩의 흡입압력 정점을 볼 수 있는데 안쪽의 큰 정점이 1차 와류, 바깥쪽의 작은 정점이 2차 와류를 나타내는 것이다.

한편 그림 3에서 LEX-OFF 모델의 시위방향으로 와류가 진행되는 형상을 보면 시위 위치  $x/c=0.3$ 에서  $x/c=0.6$ 까지는 1차 와류의 흡입압력 최대치는 거의 변화가 없다가  $x/c=0.8$ 에서 많이 감소되었고 1차 와류의 중심부 위치는  $y/s=0.67\sim 0.7$  부근에서 유지되었다. 이에 비하여 2차 와류는 시위 앞쪽에서 뒤쪽으로 이동함에 따라 흡입압력의 크기가 지속적으로 감소되어  $x/c=0.8$ 에서는 매우 작은 크기로 남아 있으며, 2차 와류 중심부의 위치는  $y/s=0.9\sim 0.95$  부근에서 유지되었다.

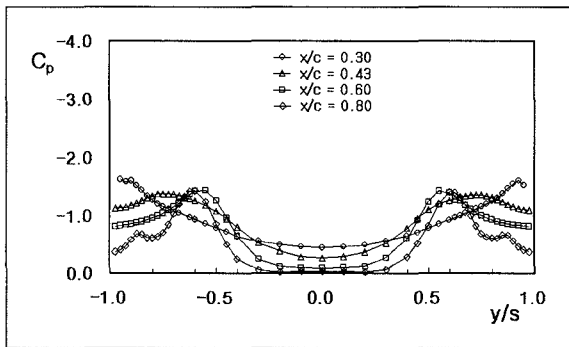
그림 5는 LEX-ON 모델의 시위방향 전압분포이다. LEX-OFF의 경우와 비교하여 전압분포가 완전히 다르다. 이와 같은 차이는 그림 4의 표면압력분포 차이



[그림 3] LEX-OFF 모델의 시위방향 전압분포 및 속도분포 ( $\alpha=16^\circ$ )



(a) LEX-OFF

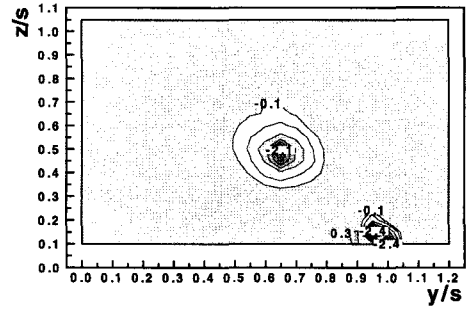


(b) LEX-ON

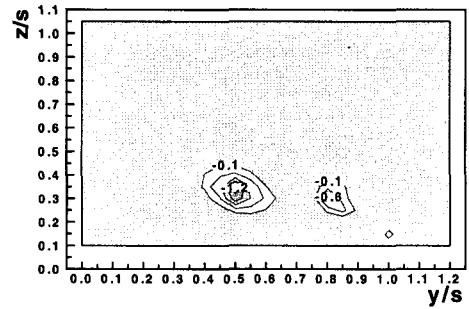
[그림 4] 표면압력분포 ( $\alpha=16^\circ$ )<sup>[10]</sup>

로부터 이미 예견할 수 있었던 것이다.  $x/c=0.3$ 에서 LEX 와류는 날개 표면의 수직방향으로 높이 떠 있는 상태이어서 날개의 표면압력분포에 직접적인 영향을 미치지 않으나 날개 와류 중심부의 위치는 스펠방향 바깥쪽 즉 날개의 앞전쪽으로 이동하였으며, 날개 와류의 최대 흡입압력은 LEX가 없는 경우에 비하여 거의 1/2 수준으로 매우 약해졌다. LEX 와류가 시위 방향으로 진행함에 따라 그 높이가 점차 낮아져서  $x/c=0.43$ 에서 LEX 와류와 날개 와류의 상호작용이 이루어지고 있음을 볼 수 있다.

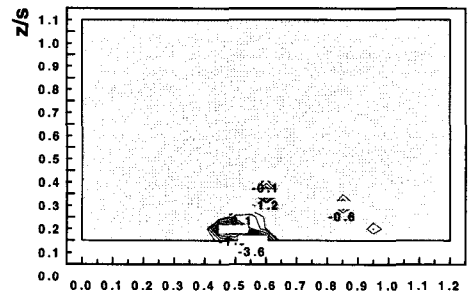
이 그림에서 보여지고 있는 두 와류의 상호작용은 매우 전형적인 형태로서 상호작용 초기에 LEX 와류



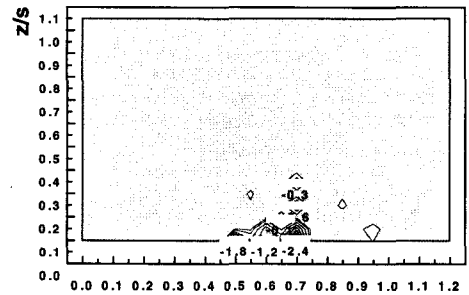
(a)  $x/c = 0.30$



(b)  $x/c = 0.43$

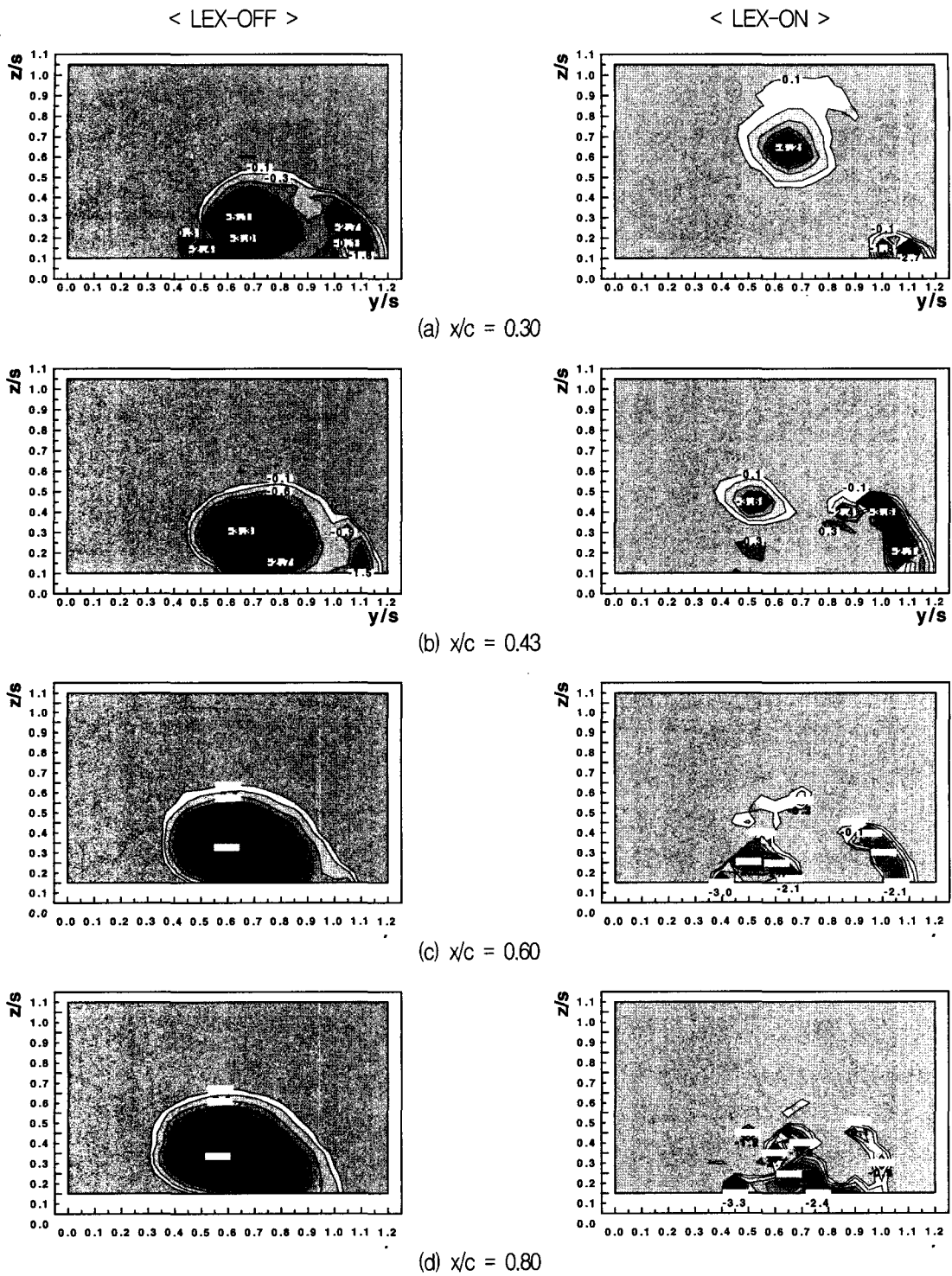


(c)  $x/c = 0.60$



(d)  $x/c = 0.80$

[그림 5] LEX-ON 모델의 전압분포( $\alpha=16^\circ$ )



[그림 6] LEX-OFF 모델과 LEX-ON 모델의 시위방향 전압분포 비교 ( $\alpha=24^\circ$ )

의 중심부 위치는 스펠 안쪽으로 약간 이동하였으나 시위방향 뒤쪽으로 갈수록 중심부의 수직방향 높이는 더 낮아지고 스펠 바깥쪽으로 이동한다. 이와 동시에 날개 와류는 스펠 안쪽 그리고 LEX 와류 위쪽으로 이동하면서 두 와류가 합쳐져 동일한 방향으로 회전한다. 이와 같은 상호작용에 의하여 합쳐진 와류는 시위 뒤쪽에서도 강도가 많이 약해지지 않았다.

그림 6은 받음각 24도일 때 LEX-OFF 모델과 LEX-ON 모델의 전압분포를 비교한 그림이다. 와류 유동장이 날개 시위의 앞쪽에서 뒤쪽으로 이동하면서 변화되는 형상은 받음각 16도일 때와 거의 동일하다. 그러나 와류 중심부 등압선의 구배 차이는 더욱 명확하게 나타나고 있다. LEX-OFF 모델에서는 시위 앞쪽에서 발생한 매우 강하고 집중된 와류가 시위 뒤쪽으로 갈수록 급격하게 확산되어 등압선의 구배가 매우 완만하게 됨으로써 강도가 약한 와류 형상을 보이고 있으나, LEX-ON 모델에서는 시위 뒤쪽에서도 등압선의 구배가 커서 LEX-OFF 모델에 비하여 강도가 강한 와류 형상을 보이고 있다. LEX-OFF 모델의 전압분포를 받음각 16도일 때의 전압분포와 비교하면 와류의 규모는 훨씬 더 커졌으나 최대 흡입압력의 크기는 오히려 감소하였고 와류 중심부에서부터 가장자리까지의 압력구배도 감소하였다. 참고문헌 10에 의하면  $x/c=0.3$ 과  $0.43$ 에서 표면압력이 크게 증가한 것으로 측정되었는데, 이와 같이 와류의 규모가 커짐에 따라 상대적으로 표면압력에 미치는 영향이 더 커졌기 때문인 것으로 분석된다. 2차 와류는  $x/c=0.6$ 까지 그 흔적을 볼 수 있으나  $x/c=0.8$ 에서는 자취를 감추었다. LEX-ON 모델의 경우는 받음각 16도일 때와 비교하여 LEX 와류와 날개 와류의 강도가 모두 증가하였으며 특히 날개 와류의 규모 및 흡입압력의 크기가 현저하게 증가하였다. LEX 와류의 날개 위

수직방향 높이도 높아지고 날개 와류 중심부의 위치도 스펠 바깥쪽으로 더 밀려나 있다.

## 5. 결 론

LEX가 부착된 델타형 날개모델을 사용한 풍동실험을 통하여 LEX가 날개 위의 와류 유동장에 미치는 영향에 대한 연구를 수행하였다. 풍동 측정부의 자유류 유속은 40m/sec, 날개의 뿌리시위를 기준으로 한 단위길이당 레이놀즈수는  $1.76 \times 10^6$ 이었다. LEX가 없는 경우와 LEX를 부착한 경우 날개 시위의 30%, 43%, 60%, 그리고 80% 위치에서 수직 단면의 전압분포와 속도분포를 측정하여 비교·분석함으로써 다음과 같은 사실을 규명하였다.

- (1) LEX 와류에 의하여 날개 와류의 위치는 스펠 방향 바깥쪽 즉 날개의 앞전쪽으로 이동된다.
- (2) LEX 와류와 날개 와류의 상호작용에 의하여 두 와류가 합쳐진 와류 유동장의 강도는 LEX가 없는 경우에 비하여 받음각 16도일 때는 더 약했으나 받음각 24도일 때는 더 강해졌다.
- (3) 받음각이 증가할수록 와류의 규모 및 강도가 모두 증가하였으며, LEX가 있는 경우에는 받음각이 증가함에 따라 특히 날개 와류의 규모 및 강도가 더욱 현저하게 증가하였다.

## 후 기

본 논문은 한국과학재단 특정기초연구과제 지원연구비(2000-1-30500-003-3)에 의해 수행된 연구의 일부이며, 이에 관계자 여러분께 감사드립니다.

참 고 문 헌

- [1] D. M. Rao and J. K. Huffman, "Hinged Strakes for Enhanced Maneuverability at High Angles of Attack," *J. Aircraft*, Vol.19, No.4, Apr. 1982, pp.278~282.
- [2] N. G. Verhaagen and S. H. J. Naarding, "Experimental and Numerical Investigation of the Vortex Flow over a Yawed Delta Wing," *AIAA Paper 88-2563*, Jun. 1988.
- [3] J. H. Faler and S. Liebovich, "Disrupted States of Vortex Flow and Vortex Breakdown," *The Physics of Fluids*, Vol.20, 1977, pp.1385~1400.
- [4] S. B. Kern, "Vortex Flow Control Using Fillets on a Double-Delta Wing," *J. Aircraft*, Vol. 30, No. 6, Nov-Dec. 1993, pp.818~825.
- [5] A. Honkan and J. Andreopoulos, "Instantaneous Three-Dimensional Vorticity Measurements in Vortical Flow over a Delta Wing," *AIAA Journal*, Vol. 35, No.10, Oct. 1997, pp.1612~1620.
- [6] F. M. Payne, T. T. Ng, R. C. Nelson, and L. B. Schiff, "Visualization and Wake Surveys of Vortical Flow over a Delta Wing," *AIAA Journal*, Vol.26, No.2, Feb. 1988, pp.137~143.
- [7] G. E. Erickson, J. A. Schreiner, L. W. Rogers, "On the Structure, Interaction, and Breakdown Characteristics of Slender Wing Vortices at Subsonic, Transonic, and Supersonic Speeds," *AIAA Paper 89-3345*, Aug. 1989.
- [8] M. H. Norris and C. E. Lan, "An Experimental Investigation of the Effects of Leading Edge Extensions and Forebody Flow Separations on the Forebody-Vortex Induced Aerodynamics of a Generic Fighter Configuration," *AIAA Paper 91-3251*.
- [9] 이기영, 손명환, 장영일, "Investigation of Vortex Interactions over a Delta Wing with the Leading Edge Extension," *한국군사과학기술학회 종합학술대회*, 2001, 8.
- [10] 백승욱, 손명환, 이기영, "Leading Edge Extension이 델타형 날개에 미치는 공기역학적 영향에 대한 연구," *한국항공우주학회 춘계학술대회*, 2001, 4.