

연장된 앞전을 갖는 델타형 날개에서의 와류 상호작용에 관한 연구

Investigation of Vortex Interactions over a Delta Wing with the Leading Edge Extension

이 기 영*
Lee, Ki-Young

손 명 환**
Sohn, Myong-Hwan

장 영 일**
Jang, Young-II

ABSTRACT

An experimental investigation was conducted on the interaction of vortices over a delta wing with the leading edge extension for three angles of attack(16°, 24° and 28°) at Reynolds number of 1.76×10^6 . The experimental data included total pressure contours and velocity vectors using 5-hole probe measurements. Constant total pressure coefficient contours show the LEX vortex moves downward and outboard, while the wing vortex exhibited an inboard and upward migration. At near the trailing edge, these vortices reveal a direct interaction between the wing and LEX vortex, featuring a coiling of vortex cores about each other. The combined effect of the interaction of these two vortices and proximity to the wing surface results in the increase of the suction peak. This is in contrast to the result obtained on the delta wing alone configuration, where the effect of the vortex breakdown was manifested. The interaction of the wing and LEX vortices is more pronounced at higher AOA.

주요기술용어 : Leading Edge Extension(LEX: 연장된 앞전), Delta Wing(델타익), 5-Hole Probe(오공 프로브), Vortex Interaction(와류 상호작용), Vortex Breakdown(와류붕괴), Total Pressure Contours(전압등치선도), Angle of Attack(받음각)

1. 머리말

높은 기동성을 갖는 현대의 전투기들이 갖는 특징적인 형상인 델타형 날개, 길고 날씬한 전방동체, 연

장된 앞전(Leading Edge Extension: 이하 LEX) 혹은 strake, 그리고 canard 등에서의 유동은 높은 받음각에서 유동바리로부터 발전되는 와류가 주도적이 되는 유동이다. 이러한 유동은 부착된 유동에서 발생하는 공기력에 비하여 훨씬 큰 비선형적인 공기력을 발생시킬 뿐 아니라 넓은 범위의 받음각과 유동 마하수에 걸쳐 비교적 안정된 형태로 존재한다. 그러나 이

* 공군사관학교 기계공학과 교수

** 공군사관학교 항공우주공학과 교수

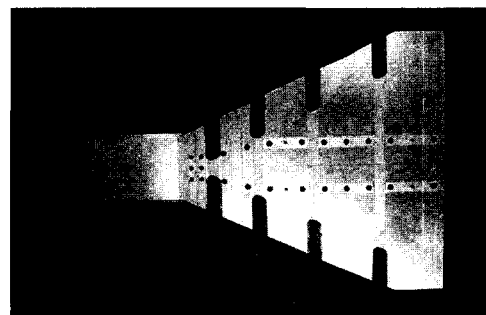
와 같은 와류는 물체 형상과 유동조건에 따라 비대칭적인 와류의 발달과 와류의 붕괴, 공력발생의 히스테리시스, 그리고 여러 유동간의 상호작용 등과 같은 매우 복잡한 특성을 보여주고 있어 이러한 강력한 회전 유동을 제어하기 위한 와류유동의 이해는 아직도 완전하지 못한 상태에 있다. 특히 본 연구의 형상 모델인 연장된 앞전을 갖는 델타형 날개의 경우, LEX에서 발생하는 와류의 비대칭적인 붕괴, 혹은 붕괴한 난류 유동속에 놓인 공기력 발생면의 떨림(buffet), 그리고 날개면 압력분포의 급작스런 변화 등으로 인하여 항공기의 안정성과 조종성에 심각한 영향을 주는 요소가 된다. 이러한 실제적인 요구들에 의해 와류 유동에 대한 이해와 예측, 그리고 제어방법에 대한 연구는 오늘날까지도 중요한 연구대상이 되고 있다.^[1-8]

본 논문에서는 LEX를 갖는 델타형 날개에서 발생하는 여러 가지 와류유동의 특성을 이해하기 위한 실험적 연구의 일부로서, 특히 LEX 와류와 주익에서 발생하는 날개와류의 상호작용에 중점을 두어 연구하였다. 즉, 5-hole probe를 사용하여 날개위 유동단면에서의 전압분포 그리고 속도 벡터를 구하여 LEX 와류와 날개와류의 발생위치와 날개면을 따른 이동 궤적, 그리고 두 와류의 강도 변화들을 분석하였다. 아울러 5-hole probe 데이터와 기존의 날개면 압력분포 데이터를 비교 분석함으로써 LEX 와류와 날개와류의 상호작용이 날개면의 공력특성에 미치는 영향을 규명하였다.

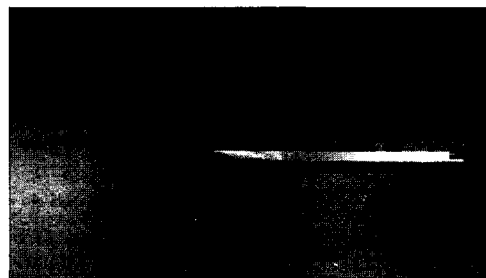
2. 실험모델과 실험장치

본 연구에 사용된 실험모델인 LEX를 갖는 델타형 날개의 조합 형상은 기본적으로 Erickson 등^[1]의 모

델과 기하학적으로 동일한 모델을 사용하였다. 모델의 날개는 그림 1에 보인 바와 같이 65°의 후퇴각을 가지며, 날개중심의 시위는 600 mm, 뒷전에서의 스패น은 475.4 mm이며, 날개의 두께는 15 mm인 평판형 날개이다. 앞전은 윗면에서 25°의 경사각을 갖도록 날카롭게 가공되었으며, 86% 시위선에서 90°로 잘라낸 델타형 날개(cropped delta wing)이다. LEX는 65°/90°의 후퇴각을 가지며, 두께 15 mm의 평판을 앞전 위 아래로 25°의 경사각을 갖도록 날카롭게 가공하였다. LEX를 부착하였을 때 LEX의 정점으로부터 주날개의 뒷전까지의 길이는 795 mm이며, LEX의 면적은 날개면의 15%이다. 실험 모델의 받음각은 모델의 지지대 뒷면과 연결된 pitching lever에 의해 변화되며, 옆미끄럼각은 풍동측정부의 회전판을 사용하여 변화시켰



(a) plan view



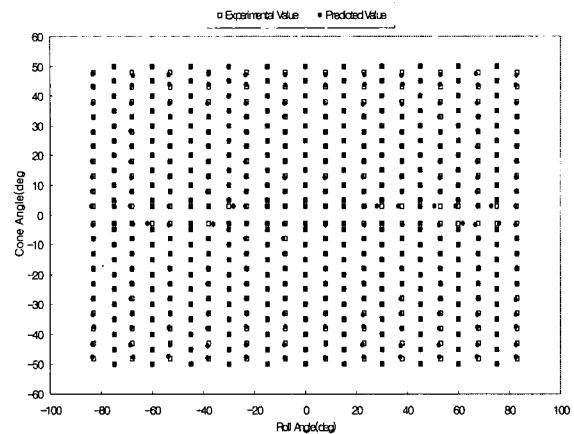
(b) side view

[그림 1] Photographs of experimental model

다. 이외의 실험모델과 풍동에 대한 자세한 제원은 Lee & Sohn^[9]에 기술되어 있다.

본 연구 대상 유동과 같은 3차원 외류를 해석하기 위해서는 정압과, 전압, 그리고 속도를 동시에 측정함이 필수적이다. 이러한 3차원 유동의 성질들을 측정하는 고전적인 방법으로는 열선풍속계, LDV(Laser Doppler Velocimetry), 그리고 5-hole probe 등이 있다. LDV와 열선풍속계는 비교적 응답시간이 짧아 유동특성이 급격하게 변화하는 비정상유동을 측정하는데 적합한 측정방법이기는 하지만 유속만을 측정할 수 있는데 반하여, 5-hole probe는 전압과 정압 그리고 유동각 등을 동시에 측정할 수 있는 큰 장점이 있다. 특히 전압과 정압의 변화가 큰 본 연구대상과 같은 외류 주도적인 유동장에 유용하게 사용될 수 있다. 그러나 5-hole probe는 각 압력공의 압력이 압력측정 장치로 전달되는 시간이 소요되므로 유동 특성이 급격하게 변화하는 비정상 유동의 유동특성의 측정은 불가능하여 단지 시간 평균 특성만을 측정할 수 있는 한계를 지니고 있다.

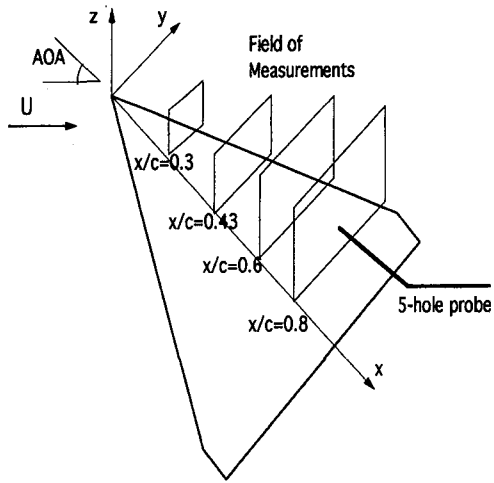
본 연구에서 사용된 5-hole probe는 중앙의 1번 압력공을 중심으로 4개의 압력공이 90° 간격으로 원주방향으로 배치되어 있고, 중앙의 압력공과 각 압력공이 이루는 각도는 45°이다. 5-hole probe의 선단직경은 3.175 mm이고, 전체길이는 약 30.48 mm이다. 본 연구에서는 Treaster & Yocum^[10]에 의해 개발된 피치각과 옆미끄럼각에 의한 비영위법(non-nulling method)을 응용하여 콘각과 롤각을 이용한 5-hole probe 보정방법을 사용하였다. 그림 2는 20개의 콘각(-50° ~ +50°)과 23개의 롤각(-85° ~ +85°), 총 460개의 측정점에 대하여 100개씩의 데이터를 획득한 다음, 각 측정점에 대해 보정절차에 따라 구한 예측된 유동각의 평균값과 실험값을 비교한 것이다. 그림에서와



[그림 2] Experimental & predicted results of 5-hole probe measurements

같이 예측값과 실험값은 콘각이 작은 영역인 ±5° 이내를 제외하고는 probe의 정점각인 ±45° 범위 내에서는 2~3%의 오차 내에서 비교적 잘 일치함을 보이고 있다.

5-hole probe 측정단면은 그림 3에 보인 바와 같이 날개면의 수직면에 대하여 시위방향으로 $x/c=0.3, 0.43, 0.6$ 그리고 0.8 의 위치에 대하여 측정하였다. 측정단면은 각 시위위치에서 스펜방향으로는 국소스팬의 1.2의 길이와 날개면의 수직면 방향으로는 국소스팬의 1.1의 높이로서 $1.2\text{semi-span}(W) \times 1.1\text{semi-span}(H)$ 의 단면이다. 측정격자점은 날개 중앙으로부터 국소스팬의 5%씩 균등하게 증가시켜 총 525개의 격자점에서 측정하였다. 여기서 x 좌표는 델타형 날개의 정점을 원점으로 하여 날개면의 중심시위선을 따르는 좌표이며, y 좌표는 스펜 방향을, 그리고 날개면의 수직 상방향을 z 좌표로 하였다. 아울러 받음각 및 옆미끄럼각 변화에 따라 날개면과 probe의 축이 평행을 유지할 수 있도록 probe 연결장치를 자체 제작하여 부착하였으며, 각 측정 격자점에 probe가 정확하게

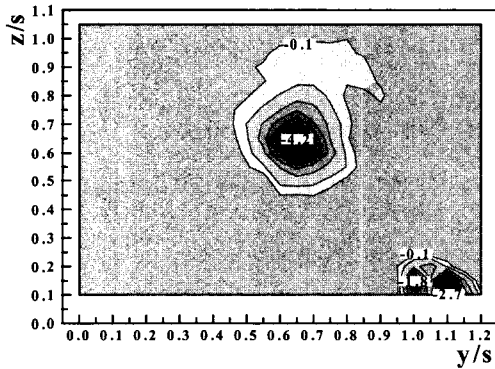


[그림 3] 5-hole probe measurement cross section

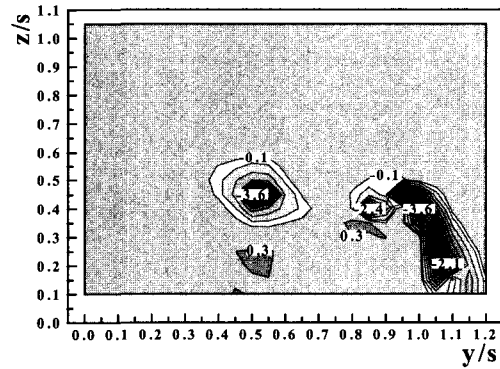
위치를 수 있도록 pc 제어 좌표이송 프로그램을 개발하여 사용하였다. 각각의 측정격자점에서 100회의 측정 데이터를 획득하여 ensemble average한 값을 그 측정점에서의 데이터로 하였으며, 4개의 측정단면을 측정하는 데에는 약 3~4시간이 소요되었다.

3. 실험결과 및 검토

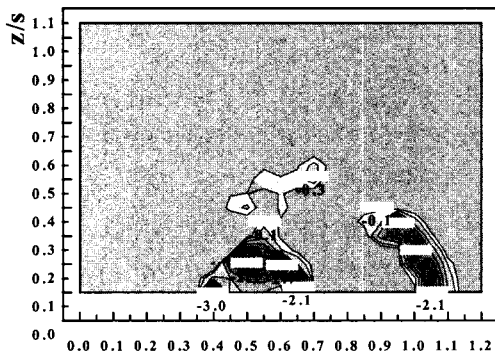
그림 4는 LEX를 부착한 델타익에 대하여 받음각 24° 에서 시위방향으로 각각 $x/c=0.3, 0.43, 0.6$ 그리고 $x/c=0.8$ 에서의 전압등치선도를 보인 것이다. 전압등치



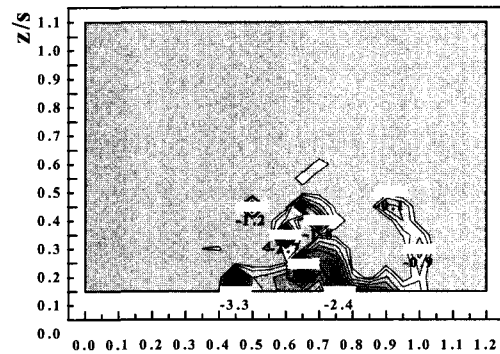
(a) $x/c=0.3$



(b) $x/c=0.43$



(c) $x/c=0.6$



(d) $x/c=0.8$

[그림 4] Contours of constant C_{pt} : $\alpha=24^\circ, \beta=0^\circ$ & LEX-On

선도는 $C_{pt} = (P_t - P_{\infty}) / q_{\infty}$ 로 정의되는 등전압계수 선도로서, 엄밀한 의미에서는 후류유동장의 전압손실계수라 할 수 있다. 전압등치선도는 와도장을 직접적으로 나타내는 양은 아니지만 압축성 유동의 유체 운동학적 성질과 열역학적 성질간의 관계를 표현해주는 Crocco's theorem^[11]에 의하면 전압 분포가 응집된 와도(organized vorticity)의 집합인 와류의 구조를 나타내는데 유용하게 사용되어 왔다.

그림 4로부터 각각 LEX와 주날개에서 발생된 두 와류가 시위방향으로의 대류를 통하여 와류 중심 위치변화와 강도의 변화로 대표되는 두 와류의 상호작용 현상을 관찰할 수 있다. 날개의 앞전 쪽인 $x/c=0.30$ 에서(그림 5(a)), LEX 와류는 와류의 중심위치가 $y/s \approx 0.65$, $z/s \approx 0.65$ 로 날개면으로부터 상당히 부양된 상태에 위치하고 있으며, 등치선도의 간격이 조밀하게 응집된 와류형태를 보여주고 있다. 반면에 날개와류는 와류의 중심이 날개의 거의 끝 부근인 $y/s \approx 0.99$, $z/s \approx 0.15$ 에 위치하고 있어 날개끝 부근에서 와류가 생성되어 유입됨을 알 수 있다. 아울러 와류강도를 나타내는 전압의 피크치가 LEX 와류보다 작은 -1.8로 아직은 덜 응집된 형태의 와류임을 알 수 있다. 날개의 앞전 영역인 이 영역은 LEX와류와 날개와류가 서로 떨어져 있는 상태로 안정적으로 그리고 독립적으로 존재하며, 직접적인 상호작용은 아직 일어나지 않은 상태로 있다. 또한 LEX 와류는 날개면으로부터 상당히 부양된 상태로 진입하고 있기 때문에 날개면의 흡입압력 생성에는 그다지 영향을 주지 못함을 유추할 수 있다. 이는 날개의 앞전부근에서는 흡입압력이 거의 날개와류에 의존함을 Lee & Sohn^[9]의 날개면의 흡입압력 분포를 통하여 밝혀진 바 있다.

날개의 중간 영역인 $x/c=0.43$ 에서의 전압등치선도

를 $x/c=0.3$ 의 전압등치선도와 비교해보면 LEX와류와 날개와류의 상대적인 위치변화와 강도변화를 알 수 있다. 델타의 날개면에서 상당히 부양된 상태로 진입한 LEX 와류는 날개의 중앙부로 이동하면서 날개면 쪽으로 그리고 날개 안쪽으로 이동하여, 와류의 중심이 $y/s \approx 0.50$, $z/s \approx 0.45$ 에 위치하고 있다. 반면에 날개와류는 LEX 와류와는 달리 날개면으로부터 부양되면서 날개 안쪽으로 이동하여 $y/s \approx 0.85$, $z/s \approx 0.4$ 에 와류의 중심이 위치하게 된다. 이는 서로 동일 방향으로 회전하면서 이동하는 와류의 특성 즉, 두 와류의 중심 축을 잇는 회전축을 중심으로 서로 회전하면서 이동하는 특성을 보여주는 것으로 여러 개의 와류가 발생하는 와도장에서 쉽게 관찰할 수 있는 현상이다(예로, Lee & Klewicki^[12]). 아울러 날개의 앞전 부근에서 상당한 거리를 유지하였던 두 와류가 점차 그 거리를 좁혀나가고 있음을 알 수 있다. 날개의 중심 영역에서의 전압등치선도에서 나타나는 특징적인 현상은 델타익의 끝부분에서 관찰할 수 있는 혀모양의 전단류층(shear layer)이다(그림 4(b)). 이러한 혀모양의 전단류층은 강력한 와류공급 현상을 보여주는 것으로, 날개의 앞전부근에서 전압 피크치가 -4.2였던 LEX 와류의 강도가 -3.6으로 약화된 반면, 날개와류는 -1.8에서 -2.4로 보다 응집된 와류 형태로 변화됨을 뒷받침하고 있다.

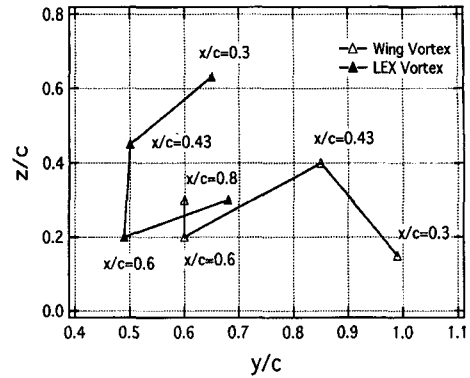
$x/c=0.6$ 에서는 LEX 와류와 날개와류의 간격이 더욱더 근접되어 서로 결합되기 직전임을 보여주고 있다(그림 4(c)). LEX 와류는 그 강도가 약화된 -2.7의 피크치를, 날개와류는 강화된 역시 -2.7의 피크치를 보여주고 있다. 한편, $x/c=0.43$ 에서 특징적으로 나타났던 혀모양의 전단층은 날개와류로부터 잘려져 나간 형태를 보여주고 있어 날개 끝에서의 와도 유입이 점차 약화되고 있음을 나타내고 있다. 아울러 두 개의

와류는 날개면 쪽으로 더욱 가까워져 이 영역에서 날개면에 최대 근접된 상태가 된다.

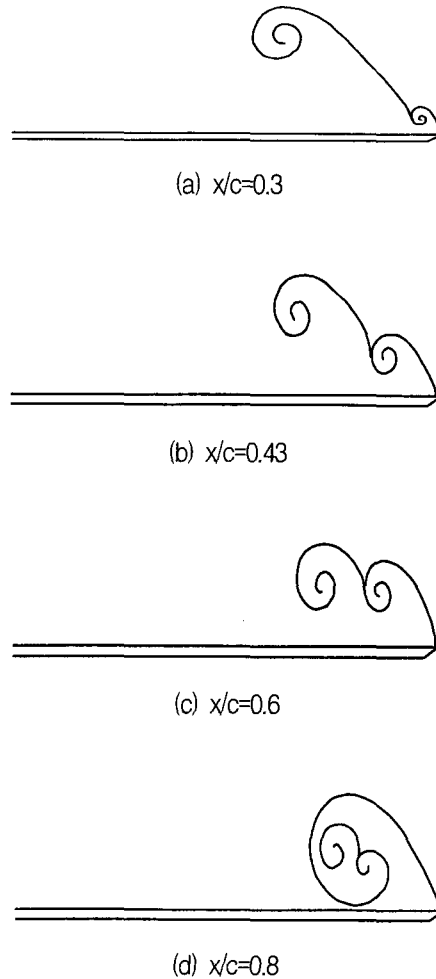
날개의 뒷전 쪽인 $x/c=0.80$ 에서는 혀 모양의 전단류층이 거의 소멸되고, 두 개의 와류가 결합된 커다란 크기의 와류가 날개 반-스팬의 중앙부에 존재한다. 그림 4(d)에서 결합된 와류의 두 개의 전압 피크점들을 관찰 할 수 있는데, 전압 등치선도만으로는 LEX 와류와 날개와류를 정확하게 구분하는 것은 어려운 일이다. 그러나 시위방향으로의 와류강도 변화 추이를 감안하면 날개와류는 피크치가 -2.7 인 와류를, LEX 와류는 피크치가 -1.8 로 약화된 와류임을 유추할 수 있다. 따라서 날개 뒷전 영역에서 LEX 와류가 날개 바깥쪽으로 그리고 날개면으로부터 부양되고, 날개와류는 날개 중앙부근으로 이동하여 두 와류의 중심 위치가 회전하면서 서로 스위치 됨을 알 수 있다. 이는 Erickson 등^[1]이 레이저 증기 스크린 기법을 사용한 유사한 유동조건($M_\infty=0.4$, $\alpha=20^\circ$)에서의 가시화 결과와도 잘 일치하고 있다.

그림 5는 LEX 와류와 날개와류의 시위방향에 따른 와류의 중심위치 변화를 보인 것으로, 두 개의 와류가 서로 결합하는 과정을 유추할 수 있다. 즉, LEX와류는 날개면 쪽으로 하강하면서 날개 바깥쪽으로, 날개와류는 날개면 위쪽으로 상승하면서 날개 안쪽으로 이동하여 두 와류가 서로 회전하면서 결합됨을 보여주고 있다. 또한 두 와류는 $x/c=0.6$ 부근에서 날개면에 가장 가깝게 위치하며, 뒷전으로 이동하면서 두 와류가 결합된 뒤에는 다시 날개면으로부터 부양된다. 이와 같이 동일한 방향으로 회전하는 두 개의 와류가 상호작용에 의해 결합하는 과정을 보인 것으로 그림 6이다.

그림 7은 시위 방향에 따른 LEX 와류와 날개와류의 강도 변화를 보인 것으로, LEX 와류는 뒷전 쪽으



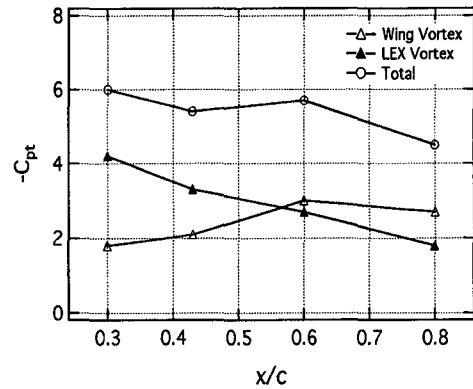
[그림 5] Wing/LEX vortex core location



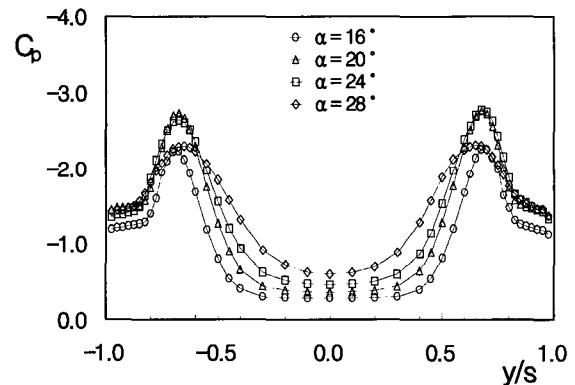
[그림 6] Cartoons of vortex interaction

로 이동하면서 점차 강도가 약화되는 반면, 날개와류는 강도가 증가되어 날개의 시위 중앙 후반 영역에서 그 강도가 서로 반전됨을 알 수 있다. 그러나 두 와류의 피크치의 합을 살펴보면 날개의 중앙부까지는 거의 일정한 크기를 유지하다가 뒷전 쪽으로 가면서 점차 약화되나 그 정도는 크지 않음을 알 수 있다. 이는 날개의 뒷전 영역까지 비교적 안정된 와류 영역이 형성됨을 의미한다.

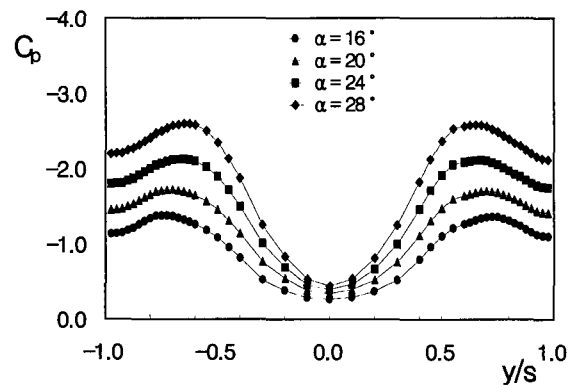
LEX 와류와 날개 와류의 상대적인 위치변화와 상호작용의 결과를 공력특성으로 보여주는 것이 날개면에서의 압력 분포라 할 수 있다. LEX를 부착한 델타익에서의 날개면 압력분포는 LEX를 부착하지 않은 델타익에서 볼 수 없는 독특한 날개면 압력분포를 보여주게 된다. 즉, 그림 8(a)에서와 같이 날개의 중앙부인 $x/c=0.43$ 에서 LEX가 부착되지 않은 경우에는 뚜렷한 피크치를 갖는 압력분포를 보이나, LEX를 부착한 경우에는 날개의 바깥쪽으로 치우친 완만한 피크치를 갖는 날개면 압력분포를 보여주고 있다(그림 8(b)). 이는 LEX를 부착한 경우 LEX와류와 날개와류가 어느 정도 이격된 상태에 있으면서 스패 방향으로 나란하게 위치한 두 와류에 의해 보다 넓은 영역으로 확장된 형태의 압력분포를 보인 것이다. 반면에 날개의 뒷전 영역에서의 압력분포를 보인 그림 9에서는 이들 두 와류가 결합하여 보다 집중된 하나의 와류가 날개면 가까이에 형성됨에 따라 다시 하나의 뚜렷한 피크치를 갖는 날개면 압력 분포를 보이는 것이다(그림 9(b)). 이는 LEX가 부착되지 않은 경우 뒷전 쪽에는 와류붕괴의 전조를 나타내는 피크치가 작고 스패 방향으로의 압력구배가 완만한 형태(그림 9(a))와는 다른 양상으로, LEX를 부착한 경우에는 뒷전에 이르기까지 보다 안정된 와류가 날개면 전체에 존재함을 나타내는 것이다.



[그림 7] Variation of wing and LEX vortex strength

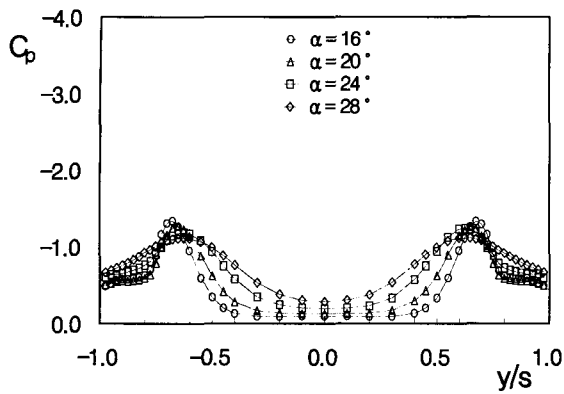


(a) LEX-Off model

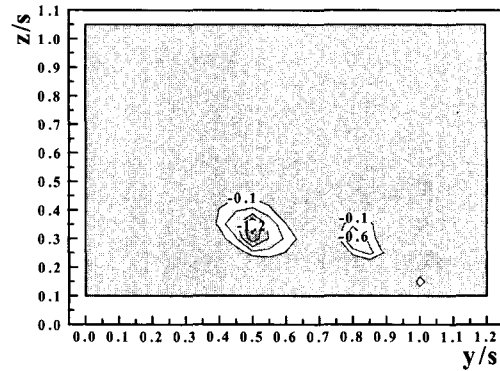


(b) LEX-On model

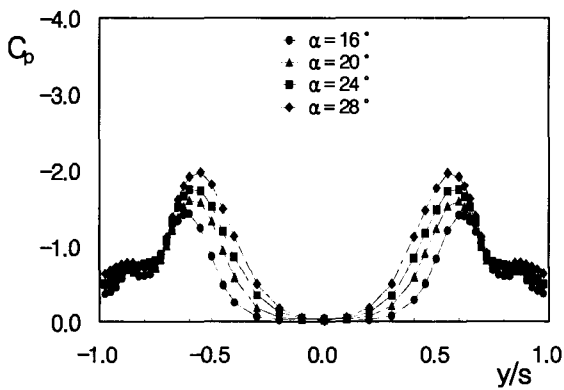
[그림 8] C_p distribution at $x/c=0.43$



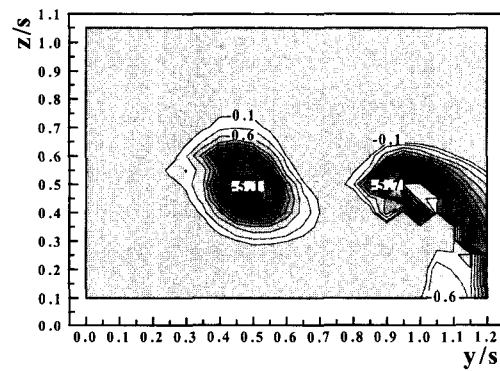
(a) LEX-Off model



(a) $\alpha=16^\circ$



(b) LEX-On model



(b) $\alpha=28^\circ$

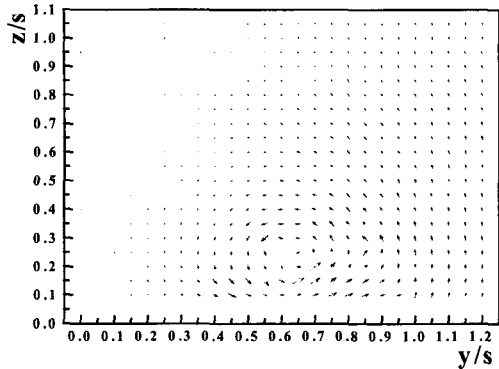
[그림 9] C_p distribution at $x/c=0.8$

[그림 10] Contours of constant C_{pt} with variation of AOA at $x/c=0.45$

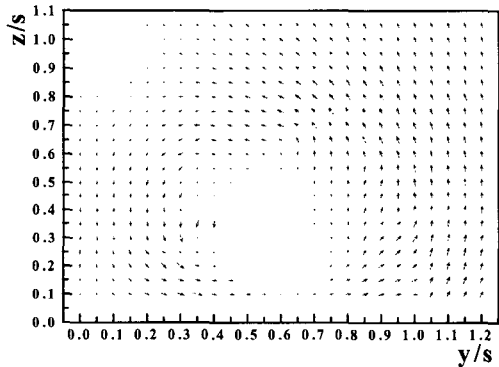
그림 10은 받음각 변화에 따른 LEX와류와 날개와류의 상대적 위치와 크기를 날개 중앙 부분인 $x/c=0.43$ 에서 보인 것이다. 받음각이 상대적으로 낮은 16° 인 경우(그림 10(a)에는 받음각이 상대적으로 높은 경우인 28° (그림 10(b))에 비하여 두 개의 와류가 모두 날개면에 가까워 날개면으로부터 부양되는 정도가 작으며, 전압계수의 피크치와 전압등치선도의 구배는 받음각 증가에 따라 급격히 커진다. 특히 날개 끝으로부터의 강한 와도 유입을 나타내는 혀 모양의 강한 전단류층이 $\alpha=24^\circ$ 인 경우(그림 5(b))보다 더욱

강력하며, 이러한 전단류층은 낮은 받음각에서는 관찰할 수 없는 특징적인 전압 등치선도 유형이다.

날개의 뒷전 부근인 $x/c=0.8$ 에서 받음각의 변화에 따른 $v-w$ 속도벡터를 보인 그림 11을 살펴보면 받음각이 작은 경우에는 뒷전에 이르기까지 두 개의 와류가 결합된 와류를 명확하게 관찰할 수 있으나(그림 11(a)), 받음각이 상대적으로 높은 경우에는 결합된 와류의 형태가 뚜렷하지 않아, 와류 붕괴를 나타내는 속도분포로 변환됨을 알 수 있다. 따라서 받음각이 상대적으로 작은 경우에는 상호 결합된 와류가 뒷전에



(a) $\alpha=16^\circ$



(b) $\alpha=28^\circ$

[그림 11] v-w velocity vector with variation of AOA at $x/c=0.8$

이르기까지 안정된 상태로 존재하나, 상대적으로 높은 받음각에서는 와류의 결합이 보다 빠르게 진행되며, 결합된 와류의 붕괴도 보다 촉진됨을 알 수 있다.

4. 결 론

현대의 고기동성 전투기의 대표적인 날개 형상인 연장된 앞전을 갖는 델타익에서의 LEX 와류와 날개 와류간의 상호작용에 대하여 풍동실험을 통하여 연구

하였다.

이들 실험결과들로부터 LEX 와류와 날개 와류의 위치와 강도를 분석해 보면, LEX 와류는 앞전 쪽에서는 델타익에서 상당히 부양된 상태로 진입하며, LEX와 델타익 연결부근에서 날개 와류가 생성됨에 따라 하류로 대류되면서 점차 날개면 쪽으로 그리고 날개 중심 쪽으로 회전하듯이 이동한다. 반면에 날개 와류는 앞전 쪽에서는 날개면 바로 위의 날개 바깥쪽에서 생성되어, 하류로 이동하면서 점차 부양되면서 역시 날개 안쪽으로 회전하듯이 이동하는 형상을 보여준다. 두 와류는 뒷전 부근에서 서로 결합하면서 날개 와류의 부양 효과를 감소시킴으로써 델타익의 유효받음각을 감소시키며, 와류의 강도 증가와 함께 와류의 안정성을 증가시킴을 알 수 있었다. 이는 LEX를 부착하지 않은 경우, 뒷전 쪽에서 날개면의 흡입압력 분포가 와류붕괴를 나타내는 피크치가 뚜렷하지 않은 완만한 분포를 보이는 데 반하여, LEX를 부착한 경우에는 피크치가 크고 뚜렷한 흡입압력 분포와 잘 일치하고 있다. 아울러 두 와류의 결합은 받음각의 증가와 함께 더욱 촉진됨을 알 수 있었다.

후 기

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

참 고 문 헌

1. 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 1989, AIAA-89-3345.
2. Verhaagen, N., & Ransbeeck, P., "Experimental and Numerical Investigation of the Flow in the Core of a Leading Edge Vortex, 1990, AIAA-90-0384.
 3. Fujii, K, and Schiff, L. B., "Numerical Simulation of Vortical Flow Over a Strake-Delta Wing," AIAA J., Vol. 27, No. 9, 1989, pp. 1153~1162.
 4. Oelker, H. Ch., "Aerodynamic Investigation on Close-Coupled Canard Configurations," Tu Braunschweig Report 88/2, Part III, 1988.
 5. Hoeijmakers, H. W., and Vaatstra, W., "Vortex Flow over Delta and Double-Delta Wings," J. of Aircraft, Vol. 20, No. 9, 1983, pp. 825~832.
 6. Verhaagen, N. G., "Effects of Reynolds Number on the Flow over 76/40-deg Double-Delta Wings," AIAA Paper, 1999.
 7. 손명환, "Vortex Lift Aerodynamics," 한국항공우주학회지 제27권 제1호, 1999, pp. 159~167.
 8. 손명환, 이기영, "Vortex Flow Control in Modern Aerodynamics," 한국항공우주학회지 제28권 제7호, 2000, pp. 119~130.
 9. 이기영, 손명환, "Study on the Vortex Characteristics over a Delta Wing with Leading Edge Extension by Pressure Distribution Measurements," 한국항공우주학회지, 제29권 제8호, 2001, pp. 18~25.
 10. Treaster, A. L., and Yocum, A. M., "The Calibration and Application of Five-Hole Probes," ISA Transactions, Vol. 18, No. 3, 1979, pp. 23~34.
 11. Anderson, J. D. Modern Compressible Flow, 1990, McGraw-Hill Inc.
 12. Lee, K., and Klewicki, J. C., "Flow Visualization Around the Circular Cylinder Embedded Shear Wake," ASME FED Vol. 184, 1994, pp. 179~186.