

論文

스트레이크 붙임각이 이중 삼각날개의 와류에 미치는 영향

손명환*, 정형석*, 장조원**

Effects of Strake Incidence-Angle on the Vortex Flow
of a Double-Delta Wing

Myong Hwan Sohn*, Hyoung Seog Chung* and Jo Won Chang**

ABSTRACT

The effects of strake incidence-angle on the vortex characteristics and the wing-surface pressure distribution for a double-delta wing with strake were investigated experimentally. The strake incidence-angle of negative sign(strake is pitched down from the main-wing upper-surface) increased the suction pressure of the wing-upper surface, which was the same effect of increase of angle of attack. This change of the suction pressure was caused by the closer movement of the vortex cores to the wing upper surface rather than the increase of the vortex strength.

초 록

스트레이크를 부착한 이중 삼각 날개에서 스트레이크의 붙임각이 날개면 압력분포와 와류 특성에 미치는 영향을 실험적으로 연구하였다. 스트레이크 붙임각의 음(-)방향 증가(스트레이크가 주 날개 윗면으로부터 pitch-down방향으로 부착된 상태)는 날개 전체의 받음각을 증가시키는 것과 같은 효과를 가져와 날개 윗면의 부압의 크기를 증가시켰다. 이러한 스트레이크 붙임각 변화에 의한 날개 윗면 부압 분포 변화는 와류의 강도 변화에 기인하기 보다는 와류 중심이 날개면에 가까이 위치하는 것에 기인하였다.

Key Words : PIV Measurement(PIV 측정), Double-Delta Wing(이중 삼각날개), Vortex Flow(와류 유동), Strake Incidence-Angle(스트레이크 붙임각), Pressure Measurement(압력 측정)

1. 서 론

높은 기동성을 요구하는 현대의 고성능 전투기는 많은 경우에 날카롭고 후퇴각이 큰 스트레이크(strake)나 커나드(canard)를 주 날개 앞쪽에 설치하거나, 긴 전방 동체와 날개 사이에 Leading Edge Extension(LEX)을 설치한다. 커다란 후퇴각

을 갖는 스트레이크와 LEX는 안정된 와류를 발생시켜 추가의 양력을 얻도록 할 뿐만 아니라 주 날개 와류를 안정시키고 강하게 한다. 따라서 스트레이크와 LEX는 단일 삼각 날개(single-delta wing)에 비하여 항공기의 양항비를 증가시키고 보다 높은 받음각까지 커다란 와류 양력(vortex lift)을 갖도록 한다. 스트레이크 와류와 주 날개 와류의 상호작용은 일반적으로 항공기의 전체 양력과 안정성을 증가시키지만, 받음각이나 옆미끄럼 각이 어느 한도를 넘어서면 비대칭적인 와류 상호작용과 와류 붕괴가 발생한다[1,2]. 스트레이크에서 발생하는 와류와 주 날개에서 발생한 와류간의 상호작용과 와류 붕괴는 받음각과 옆미끄

† 2006년 8월 23일 접수 ~ 2006년 9월 20일 심사완료

* 정희원, 공군사관학교 항공우주공학과
연락처, E-mail : myongsohn@hanmail.net
충북 청원군 남일면 쌍수리 사서함 335-2호

** 정희원, 한국항공대학교 항공운항학과

럼 각과 같은 흐름변수와, 스트레이크와 주 날개의 기하학적 형태에 따라 매우 달라진다. 주 날개 앞에 스트레이크가 있는 이중 삼각 날개(double-delta wing)의 와류와 공력 특성에 영향을 미치는 스트레이크와 주 날개의 기하학적 형태 변수로는 앞전의 날카로운 정도, 날개의 상대적인 두께, bevel 처리 형태, 중앙 동체의 형태 및 위치, 후퇴각 등이 있다[3,4,5].

Lowson과 Riley[5]는 동일한 후퇴각과 받음각을 갖는 삼각 날개의 와류 붕괴 위치가 연구자에 따라 차이가 있음을 지적하고, 그 이유에 대하여 체계적으로 연구하였다. 그들은 날개의 기하학적 형태가 지지대의 영향, 사용된 풍동의 특성 차이, 가시화 방법의 차이, 레이놀즈수의 차이 보다 와류 붕괴의 위치에 미치는 영향이 훨씬 더 큼을 밝혔으며, 특히 정점(apex) 부분의 형태는 와류 붕괴 위치에 지대한 영향을 미친다고 기술하였다. Klute등[6]은 후퇴각이 75° 인 단일 삼각 날개의 정점 부분을 40% 시위 위치를 힌지선(hinge line)으로 하여 구부리는 apex flap 개념을 실험적으로 연구하였으며, 정점 부분을 구부리는 apex flap이 실험한 삼각 날개의 와류 붕괴 받음각을 8° 정도 높인다고 보고하였다. Zhan과 Wang[7]은 밸런스에 의한 힘과 모멘트 측정 방법으로 후퇴각이 70° 인 단일 삼각 날개의 정점 부분을 40% 시위 위치를 힌지선으로 하여 구부리는 apex flap과 날개 뒷전에 부착하는 Gurney flap의 영향에 대하여 조사하였다. 그들은 apex flap이 공기역학적 성능의 향상에 더욱 기여하였다고 기술하였다.

Sohn과 Chung[8]은 스트레이크의 평면 형상 변화가 이중 삼각 날개의 와류 특성과 날개면 압력분포에 미치는 영향을 실험적으로 연구하였으

며, 스트레이크의 작은 형상 변화가 와류 특성과 날개면 압력 분포에 커다란 변화를 가져옴을 보여주었다.

참고문헌[8]에서는 스트레이크 형상변화에 따른 삼각날개 와류 특성 변화를 분석하였던 것에 비해 본 연구에서는 스트레이크를 부착한 이중 삼각 날개 형상에서 스트레이크의 붙임각 변화가 날개의 와류 특성과 압력분포에 미치는 영향을 분석함으로써, 이중 삼각 날개의 와류를 제어할 수 있는 또 하나의 유동제어 변수로서 스트레이크 붙임각의 효율성을 제시하였다.

II. 실험장치 및 기법

2.1 모형 및 실험장치

Fig. 1은 실험모형의 기하학적 제원과 사진을 보여준다. 압력측정 실험에 사용한 주 날개는 뿌리 시위(root chord)가 600mm, 뒷전에서의 날개 스패니 475.4 mm, 날개 두께가 15mm, 그리고 앞전 후퇴각이 65° 인 평판 삼각 날개이다. 스트레이크는 65° 와 90° 의 후퇴각을 갖는 잘려진 삼각 날개(cropped delta wing) 형상이며, 6.35mm 두께의 평판 날개이며 앞전과 옆면 모두 25° 의 각도로 대칭 베벨(symmetric bevel) 처리되었다. Fig. 1(a)에 표시된 바와 같이 스트레이크의 붙임각이 변하는 힌지선(hinge line)은 모형의 정점으로부터 시위선의 240 mm 후방에 위치해 있다. 양(+)의 붙임각은 스트레이크가 주 날개의 윗면으로부터 pitch-up된 상태를, 음(-)의 붙임각은 주 날개의 윗면으로부터 pitch-down된 상태를 의미한다. 또한 본 연구에서 사용한 좌표계는 시위 방향이 x축, 그리고 x축에 수직인 스패방향이 y

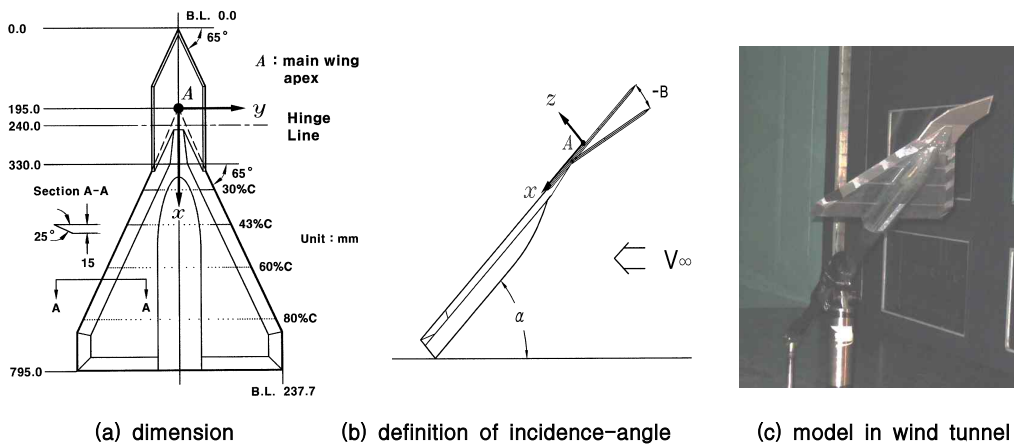


Fig. 1. Experimental model geometry and defin

축이며, x축과 y축에 수직하고 날개면에 수직인 방향이 z축이다. x축의 원점은 주날개의 정점 위치이다. 이러한 삼각날개 모형은 $x/c=0.30, 0.43, 0.60$, 그리고 0.80 위치에 압력을 측정하기 위한 압력구멍이 뚫어져 있다. Fig. 1(b)에는 또한 스트레이크의 불임각(strake incidence-angle) B 및 받음각 α 에 대한 정의를 표시하였다.

본 연구는 압력측정과 PIV 측정 모두 시험부 크기가 $3.5\text{m}(\text{폭}) \times 2.45\text{m}(\text{높이}) \times 8.7\text{m}(\text{길이})$ 인 공군사관학교 중형 아음속풍동에서 수행되었으며, Fig. 1(c)는 풍동 시험부에 장착된 모형 사진이다.

2.2 실험 기법

Fig. 2는 본 연구에서 사용된 PIV(Particle Image Velocimetry)와 압력측정 시스템이 포함된 실험장치 구성도를 보여주는 그림이다. 본 연구에서 이중 삼각날개 윗면의 정압분포는 압력측정 시스템인 PSI 8400을 이용하여 측정하였다. 압력센서는 PSI 3200 scanner(Rack Type)을 사용하였으며 최대측정용량은 1psi이다. 압력 측정치의 정확도는 F. S.의 0.05% 이내이며, 정보획득율(sampling rate)은 5 Hz로, 본 실험에 제시된 모든 압력데이터는 60초간 측정된 총 300회의 반복 측정값들에 대한 평균을 취한 것이다. 날개면 압력 측정 실험은 자유흐름속도는 40 m/sec 에서 수행하였으며, 이때 자유류의 난류강도는 (u'/U_∞) 는 약 0.03% 정도이며, 뿌리시위 기준 레이놀즈수는 1.64×10^6 이다. 압력측정에 대한 불확실성은 95% 신뢰수준에서 F. S.의 약 0.36%인 $\pm 24.86\text{Pa}$ 인 것으로 분석되었다.

또한 본 연구에서 사용된 PIV 시스템은 최대 pulse energy가 200 mJ이며 반복율(repetition rate) 10Hz 인 Nd: YAG 레이저(Vlite-200), 12-bit 디

지털 CCD 카메라(2048×2048 pixels), LaVision사에서 개발한 측정자료 획득 및 처리 A/D 보드와 후속처리를 위한 DaVis Flow Master 소프트웨어 등을 장착한 PC 시스템 등으로 구성되어 있다. Aerosol Generator를 이용하여 DEHS 입자들을 측정 전에 살포해 놓은 후 PIV 측정 중에는 Generator를 꺼놓은 상태에서 실험을 수행하였다.

PIV 측정은 자유흐름속도 20.0 m/sec 에서 수행하였으며, 이때 자유류의 난류강도는 약 0.02% 정도이다. 그러므로 PIV 측정의 뿌리시위 기준 레이놀즈수는 8.2×10^5 이다. PIV 시스템의 정보획득율(sampling frequency)은 15 Hz이며, 1회 PIV 측정을 위해 2회의 frame이 획득되어야 하므로 초당 7.5회의 PIV 측정이 가능하다. 본 논문에서 제시된 PIV 데이터는 총 20회의 PIV 측정에 대한 평균값이다. 순간적인 1회 PIV 데이터를 분석한 결과, 흐름 상류부분($x/c=0.3, 0.43$)에서는 정형화된 와류가 거의 고정된 위치에서 측정되어 20회 평균값과 동일한 경향성을 보여주고 있으나, 하류부분($x/c=0.6$ 이후)에서는 와류의 흔들림 현상이 발생하기 시작하였다. 이것이 하류 부분에서의 PIV 평균값의 해상도를 저해하는 또 하나의 요인으로 작용한 것으로 추정된다.

본 연구에서는 PIV 측정자료를 와류형상, 와류 위치 등의 정성적인 현상을 분석하는 자료로 사용하였다. 자유흐름 속도의 변화에 따른 PIV 데이터를 분석해 본 결과 유속의 변화에 따른($U_\infty = 10, 20, 30, 40 \text{ m/sec}$) 와류형상 및 위치에 대한 정성적인 PIV 결과는 거의 동일한 것으로 확인하였다. 따라서 비록 압력데이터 측정은 유속 40m/sec 에 수행되었지만 PIV는 더 높은 선명도의 결과를 획득하기 유리한 20m/sec 에서 수행하여 상호 비교하였다.

본 연구의 모형 설치에 대한 위치오차는 0.1 mm 이내에 있고, 받음각의 오차는 약 0.05도 이내에 있으며 자유류의 유속 안정성(speed steadiness)은 기준속도에 대해 0.11% 미만이다.

III. 결과 및 토론

3.1 날개면 압력 측정 결과

Fig. 3은 스트레이크 불임각(incidence-angle) B 와 받음각 α 가 날개 윗면 부압(suction pressure) 분포에 미치는 영향을 두 곳의 시위 위치 $x/c=0.30, 0.60$ 에서 무차원된 스패위치(y/S)에 따라 나타낸 것이며, 이 때 S 는 동체중심에서부터

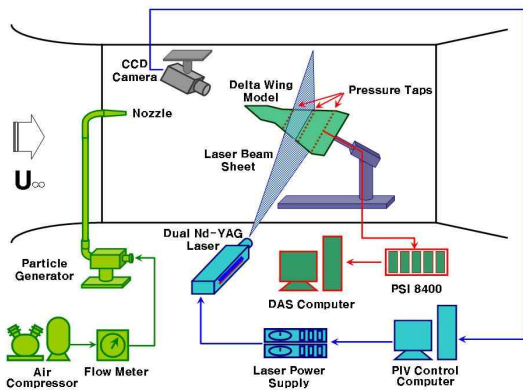


Fig. 2. Experimental set-up for PIV and pressure measurement systems

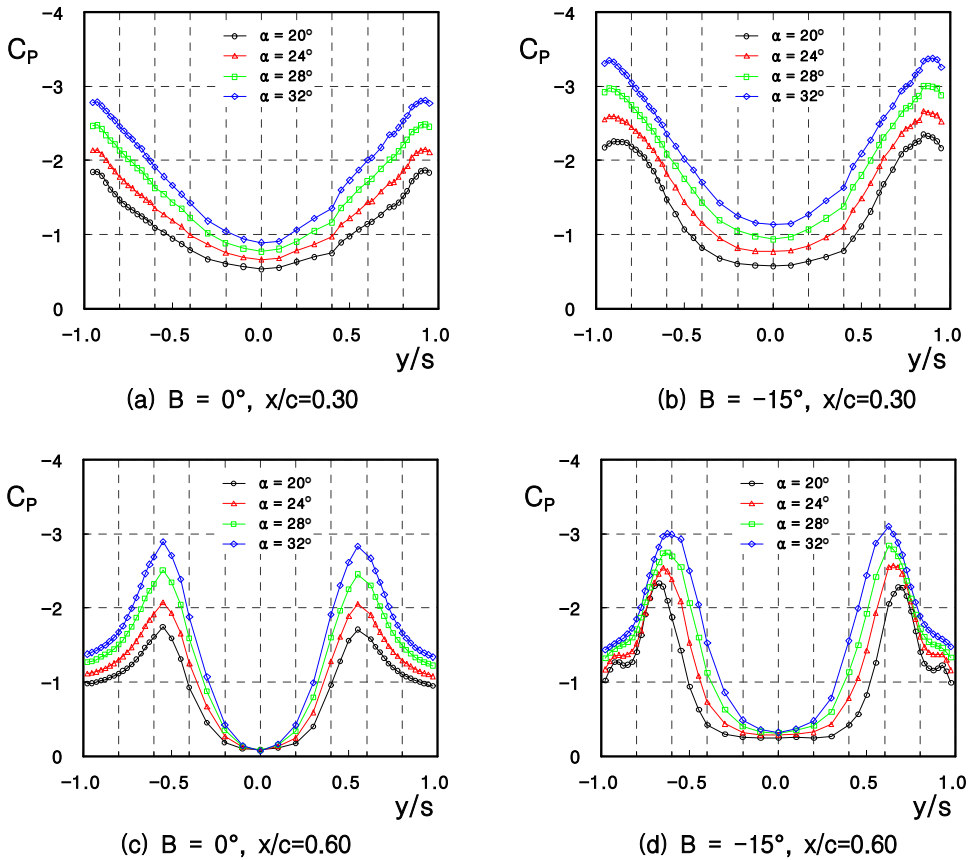


Fig. 3. Effects of strake incidence-angle and angle of attack on the wing-upper surface pressure distribution

한 쪽 날개 끝까지의 날개 길이(local semi-span)를 의미한다. 두 개의 스트레이크 불임각 $B=0^\circ, -15^\circ$ 모두에서 받음각 α 가 20° 에서 32° 까지 증가함에 따라 날개 윗면의 부압(suction pressure)의 크기가 일정하게 증가함을 알 수 있다. 또한 스트레이크의 불임각 B 가 -15° 인 경우에는 부압 크기의 증가폭이 보다 더 향상된다. 이외에도 $x/c=0.30$ 위치에서 스트레이크의 불임각이 0° 와 -15° 인 경우의 압력분포가 다른 것을 관찰할 수 있는데, 스트레이크의 불임각이 -15° 인 경우에는 날개 앞전 쪽의 부압 크기는 증가하나 스펠 중앙 부분의 부압 크기는 감소하면서 부압분포가 편평한 부분의 영역이 넓어진다. 이와 같은 $x/c=0.30$ 위치에서의 부압 분포 특성 차이는 스트레이크의 불임각이 -15° 인 경우에 스트레이크 와류와 날개 와류의 중심 위치가 날개면에 가까워지고 스펠 안쪽에 위치하기 때문이라는 것을 뒤에서 언급될 PIV 측정을 통하여 알 수 있다. $x/c=0.30$ 보다 하류 쪽인 $x/c=0.60$ 에서는 스트레이크의 불임각

이 -15° 인 경우에 받음각의 증가에 따른 부압 크기는 증가폭이 오히려 감소하여 받음각 20° 에서 -2.3 정도였던 압력계수 값이 32° 에서 -3.0 으로 변하고 있다. 또한 Fig. 3(c)와 (d)는 부압 정점의 위치도 스펠 바깥쪽으로 이동하는 것을 보여준다. Fig. 4는 옆미끄럼 각이 0° 일 때 스트레이크의 불임각 변화에 따른 날개 윗면 압력 분포를 두 받음각 24° 와 32° 에서 비교한 것이다. 이러한 그림은 두 개의 받음각에서 모두 스트레이크의 불임각이 $B=0^\circ, +15^\circ, -15^\circ$ 로 변화할 때 날개 윗면의 부압 분포를 크게 변화시키는 것을 보여준다. 스트레이크의 불임각 $+15^\circ$ 에서는 날개 윗면에 작용하는 부압의 크기가 감소하고, 불임각 -15° 에서는 날개 윗면에 작용하는 부압의 크기가 증가한다. 측정된 3개의 불임각에서 모두 부압의 정점 위치는 $x/c=0.30$ 에서는 날개 끝 부근에, $x/c=0.43$ 에서는 60% 스펠 지점 보다 약간 바깥쪽에 위치한다. 시위 위치 30%에서 날개 끝 부근에 위치한 부압 정점은 날개 앞전에 가까이 위치한 집중된 날개 와류중심에 의한 것이다. 또한 시위 위

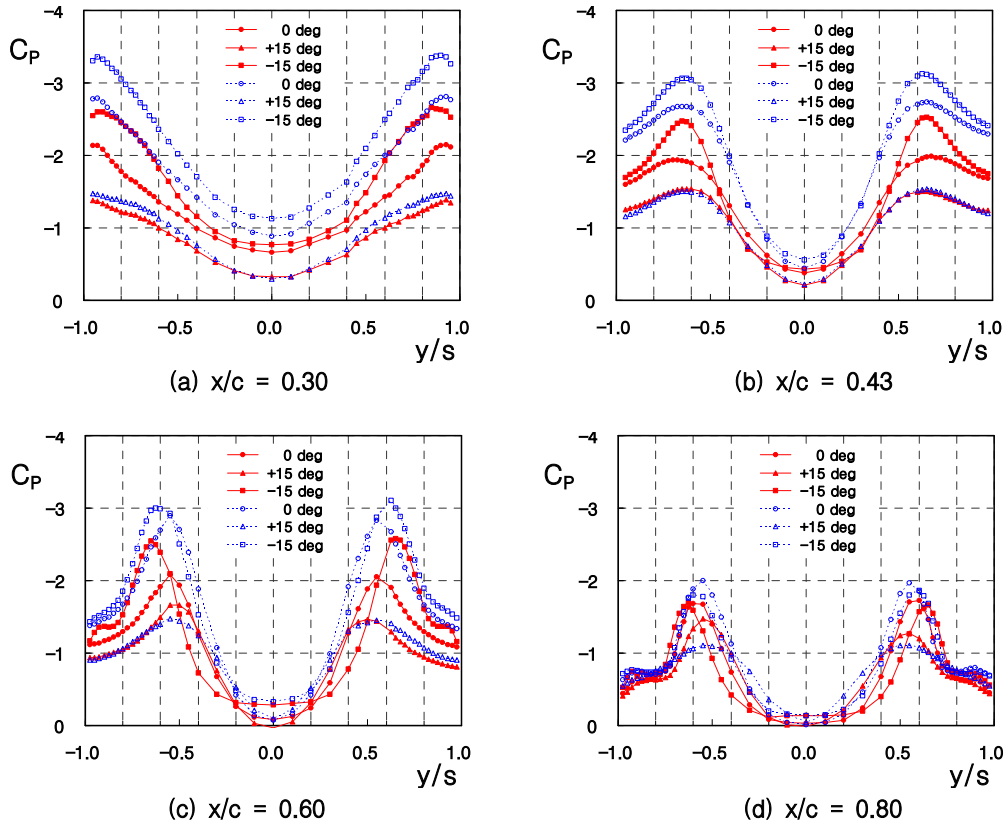


Fig. 4. Comparison of wing-upper surface pressure distributions for different strike incidence angles (zero sideslip-angle case) : red-solid symbol : $\alpha=24^\circ$, blue-blank symbol : $\alpha=32^\circ$

치 43%에서 60% 스패지점 바깥쪽에 위치한 부압 정점은 상호유도에 의하여 날개면에 보다 더 가까이 위치하며, 날개면에 평행하게 정렬한 스트레이크 와류 및 날개 와류에 의한 것이다[9]. 두개의 와류 시스템이 합쳐지는 시위 위치 60% 이후에는 스트레이크의 불임각 변화에 의하여 부압 정점 위치가 스패 방향으로 차이가 나는 것을 볼 수 있다. 즉 스트레이크 불임각이 +15°인 경우 부압의 정점 위치가 날개 뿌리 방향으로 이동하였고, 불임각이 -15°인 경우 날개 끝 방향으로 이동하였다. 이와 같은 스트레이크의 불임각 변화에 의한 날개 윗면 부압 분포 변화의 특성은 음(-)의 스트레이크 불임각이 참고문헌[4]에서 제시하고 있는 고정된 스트레이크를 갖는 이중 삼각 날개의 받음각 증가와 유사한 효과를 유발함을 알 수 있다.

날개 윗면에 작용하는 부압의 크기가 커지는 것은 와류의 강도가 커졌거나 와류의 중심이 날개면에 가까이 위치하기 때문이며, 부압의 스패 방향 분포가 가파른 것은(sharp suction-pressure peak) 분산되지 않고 집중된 스트레이크 와류의

중심과 날개 와류의 중심이 날개면에 수직인 방향으로 정렬하고 있는 경우에 발생한다[8,9]. 본 연구에서 받음각의 정의는 주 날개가 자유 흐름과 이루는 각도인 점을 고려하면 스트레이크의 불임각이 음(-)이 되면 스트레이크 자체는 삼각날개의 국부 받음각(local angle of attack)을 감소시키는 역할을 하게 된다. 삼각 날개에서 발생하는 와류의 강도는 어느 받음각 한도까지는 받음각의 증가에 따라 증가하므로 음(-)의 스트레이크 불임각은 스트레이크 와류의 강도를 감소시키는 요인이 된다. 따라서 스트레이크 불임각 -15°에서 부압의 크기가 크게 증가하는 원인은 스트레이크 와류의 강도 증가에 기인하는 것이 아니라 스트레이크 와류의 중심이 날개면에 가까이 위치하기 때문일 것으로 유추할 수 있다. 이것은 뒤에서 언급될 PIV 측정에 의한 흐름 형태(flow pattern)에 의하여 확인되었다.

Fig. 5는 옆미끄럼각이 -5°인 경우에 스트레이크의 불임각 변화에 따른 날개 윗면 압력 분포를 두 받음각 24°와 32°에서 비교한 것이다. 옆미끄럼 각이 -5°인 경우에도 +15°의 스트레이크 불임

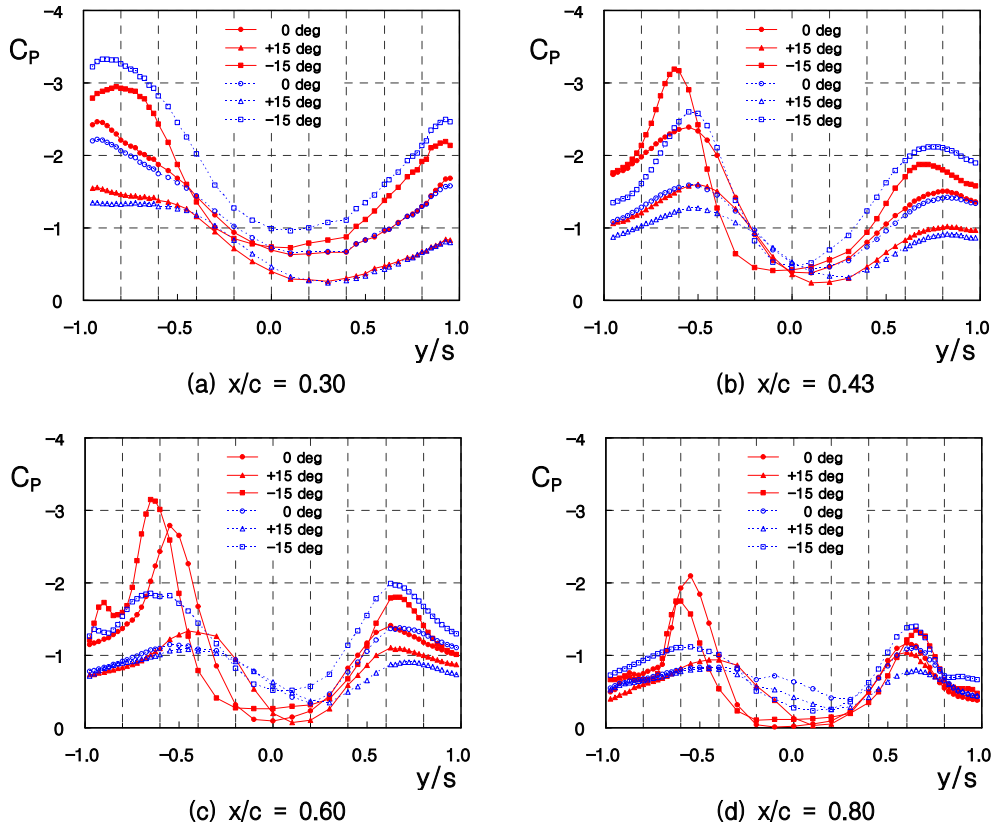


Fig. 5. Comparison of wing-upper surface pressure distributions for different strake incidence angles (-5° sideslip-angle case): red--solid symbol : $\alpha=24^\circ$, blue-blank symbol : $\alpha=32^\circ$

각은 날개 윗면 부압의 크기를 감소시키고, -15° 의 스트레이크 붙임각은 날개 윗면 부압의 크기를 증가시키는 것을 관찰할 수 있다. 즉 음(-)의 스트레이크 붙임각은 삼각날개의 받음각을 증가시키는 것과 동일한 효과를 갖는다. 그러나 옆미끄럼 각이 있는 경우에는 보다 높은 받음각인 32° 에서 바람이 불어오는 쪽 날개(왼쪽 날개)의 부압이 하류 시위 쪽으로 가면서 붕괴되기 시작한다. 스트레이크 붙임각이 -15° 인 경우에는 이와 같은 바람이 불어오는 쪽 날개의 부압의 붕괴가 일부 지연됨을 Fig. 5(c)는 보여주고 있는 바, 받음각 32° 에서도 여전히 상당한 크기의 바람이 불어오는 쪽 날개 부압이 유지되고 있다. 그러나 $x/c=0.80$ 의 시위 위치에서는 바람이 불어오는 쪽 날개 부압이 0° , $+15^\circ$, -15° 등 3개의 모든 스트레이크 붙임각에서 붕괴된다. Fig. 5에는 나타내지 않았지만 옆미끄럼각 -10° 에서 실험을 수행한 결과 $x/c=0.60$ 위치에서도 3개의 모든 스트레이크 붙임각에서 바람이 불어오는 쪽 날개 부압이 붕괴되는 것을 관찰하였다. 따라서 Klute 등[6]이

제시한 삼각 날개의 apex flap의 변형이 8° 정도의 와류 붕괴 지연 효과를 가진다는 연구결과는 모든 삼각 날개 형상과 흐름 조건에서 보편적으로 적용되는 현상은 아니라고 판단된다.

3.2 PIV 측정 결과

Fig. 6은 옆미끄럼 각이 없고 받음각이 24° 인 경우에 스트레이크의 붙임각 변화에 따른 날개 윗면 유동장 단면의 PIV 측정 결과를 비교한 것이다. 속도장은 벡터로 표시하였고, x축 방향의 와도(vorticity)는 color contour로 표시하였다. 시위위치 0.30 에서 삼각날개 와류 중심은 붙임각 $B= +15^\circ$, 0° , -15° 모두인 경우 삼각날개의 앞전 위치($y/s=1.0$, $z/s=0.0$) 근처에 위치하고 있으며, 스트레이크 와류의 중심은 스펠 안쪽에 날개면으로부터 어느 정도 떨어져 위치하고 있다. 같은 회전 방향을 갖는 날개 와류와 스트레이크 와류는 0.43 하류 시위위치로 이동하면서 상호유도(mutual induction)에 의하여 두 와류의 이동(migration)

과 합쳐짐(merging)과 같은 상호작용(interaction)이 발생한다[9]. Fig. 6의 PIV 측정결과에서 날개 왼쪽에서 시계 방향으로 회전하는 날개 와류와 스트레이크 와류는 하류 시위위치로 가면서 날개 와류는 날개면으로부터 멀어지면서 스캔 안쪽으로 이동하고 스트레이크 와류는 날개면에 가까워지면서 스캔 안쪽으로 이동한다. 날개 오른쪽의 날개 와류와 스트레이크 와류는 반시계 방향으로 회전하며, 날개 왼쪽과 마찬가지로 날개 와류와 스트레이크 와류의 y-z 방향 이동이 이루어진다. 결과적으로 하류 시위위치로 가면서 날개 와류와 스트레이크 와류의 거리가 가까워지면서 두 개의 와류는 하나의 와류로 합쳐진다. 시위위치 0.43에서의 단면에 대한 측정결과인 Fig. 6 (b), (d), (f)는 이와 같은 와류 시스템의 이동과 합쳐짐을 유추할 수 있게 한다.

스트레이크 붙임각의 영향을 관찰해 보면, +15°의 붙임각의 경우 스트레이크 와류와 날개 와류의 두 와류 시스템간의 상대적 거리가 증가된 것을 볼 수 있으며, 스트레이크 와류의 위치가 날개 표면으로부터 더 멀리 떨어져 있는 것을 관찰할 수 있다. 또한 양(+의) 붙임각은 스트레이크 와류의 강도를 증가시키는 효과를 유발하였다. 이와 반대로, -15°의

붙임각의 경우 두 와류의 상대거리가 감소하고, 스트레이크 와류의 위치도 삼각 날개의 윗면에 더 근접해 있음을 볼 수 있다. 흥미로운 사실은 스트레이크를 음(-)의 붙임각으로 장착했을 경우 스트레이크 와류의 강도는 다소 줄어든 반면, 날개 와류의 강도는 오히려 증가하는 것을 관찰하였다.

Table 1은 Fig. 6에 보인 스트레이크 와류 및 날개 와류의 중심 위치를 종합적으로 정리하여 나타낸 것이다. 날개의 왼쪽(port side)과 오른쪽(starboard side)에 위치하는 날개 와류와 스트레

Table 1. Position of vortex cores (starboard side, $\alpha=24^\circ$, $\beta=0^\circ$)

strake incidence angle	position	x/c=0.30		x/c=0.43	
		wing	strake	wing	strake
B=0°	y/s	1.000	0.661	0.817	0.494
	z/s	0.167	0.553	0.383	0.383
B=+15°	y/s	1.000	0.704	0.857	0.494
	z/s	0.167	0.726	0.424	0.504
B=-15°	y/s	0.962	0.704	0.575	0.656
	z/s	0.210	0.381	0.262	0.343

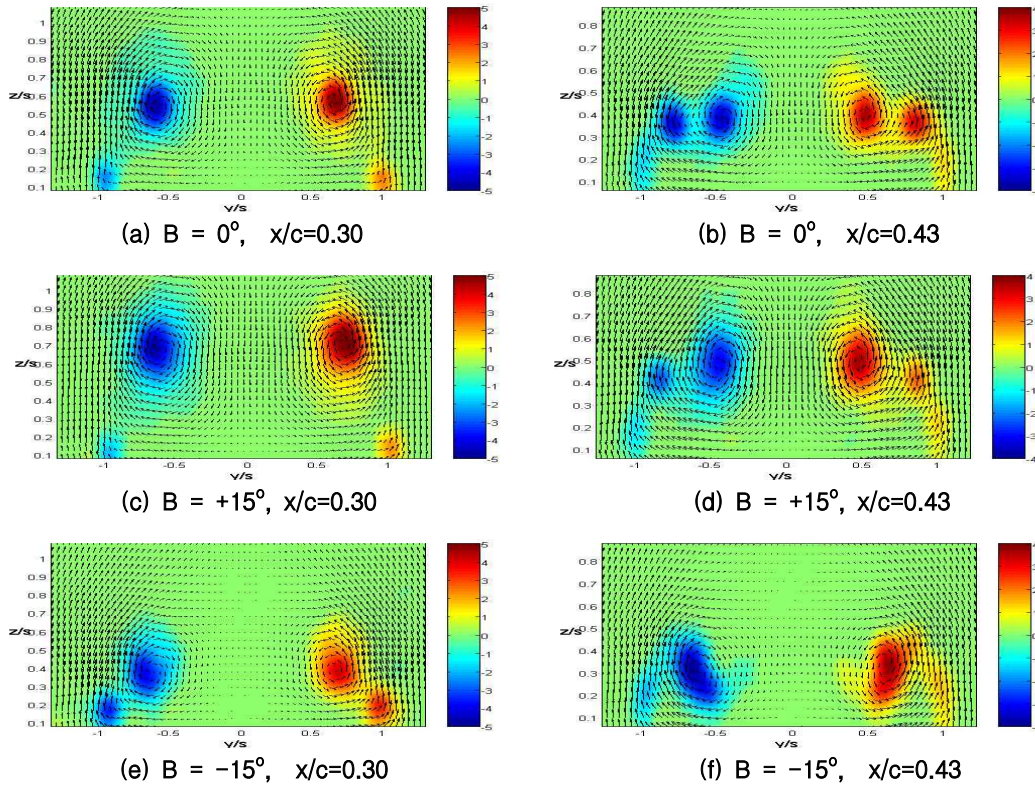


Fig. 6. Comparison of PIV measurements for different strake incidence-angles ($\alpha=24^\circ$, $\beta=0^\circ$)

이크 와류의 중심이 거의 대칭적이므로 날개의 오른쪽에 위치하는 와류에 대하여만 Table 1에 정리하였다. 스트레이크 붙임각이 0° 에서 $+15^\circ$, -15° 로 변환에 따라 스트레이크 와류의 중심 위치가 $x/c=0.30$ 에서는 $(0.661, 0.553) \rightarrow (0.704, 0.726) \rightarrow (0.704, 0.381)$ 으로, $x/c=0.43$ 에서는 $(0.494, 0.383) \rightarrow (0.494, 0.504) \rightarrow (0.656, 0.343)$ 으로 현저히 달라짐을 알 수 있다. 또한 Table 1은 스트레이크 붙임각 -15° 에서 $x/c=0.43$ 위치의 날개 및 스트레이크 와류의 중심 위치는 각각 $(0.575, 0.262)$ 와 $(0.656, 0.343)$ 으로 서로 아주 근접하고 있다는 것을 보여준다.

일반적으로 같은 방향으로 회전하는 두개의 와류 시스템은 하나의 와류 시스템으로 합쳐져서 발전하게 되는데 두 와류의 상대적 강도의 크기에 따라 통합된 와류의 위치가 결정된다[10]. 즉, 한 쪽의 와류 강도가 더 클 경우 작은 쪽의 와류가 큰 쪽의 와류 위치에 더 많이 이동하여 통합되는 것이 통상적인 현상이며, 두 와류간의 상대거리가 작을수록 통합되는 과정이 빨라지게 된다. 따라서 양(+)의 붙임각으로 스트레이크를 장착한 Fig. 6 (d)의 경우, 두 와류간의 간격이 증가하고 스트레이크 와류의 강도가 상대적으로 증가하였기 때문에 두 와류가 통합되는 것이 지연되는 반면, 통합된 와류의 위치는 스트레이크 와류의 중심 방향으로 이동하여 날개 뿌리 쪽으로 이동하는 것을 알 수 있다. 이와 반대로, 음(-)의 붙임각으로 스트레이크를 장착한 Fig. 6 (f)의 경우, 두 와류간의 상대거리가 감소하고 날개 와류의 강도가 증가하여 두 와류간의 꼬임 등의 통합 과정이 가속화 되며 통합된 와류의 위치도 스펠 바깥쪽으로 이동하는 것을 관찰할 수 있다. 스트레이크 붙임각 -15° , 시위위치 0.43의 결과인 Fig. 6 (f)는 -15° 의 붙임각에서 날개 와류와 스트레이크 와류의 합쳐짐이 0° 와 $+15^\circ$ 의 붙임각에 비하여 현저하게 빨라짐을 보여주고 있다.

이와 같은 스트레이크 붙임각의 변화에 따라 와류의 이동과 합쳐짐의 특성이 달라지는 현상은 Fig. 4의 압력측정 결과에 그대로 투영되고 있는 바, 스트레이크의 붙임각이 $+15^\circ$ 인 경우 와류 중심이 날개면에 멀리 떨어지게 되어 날개 윗면에서의 압력은 스트레이크의 붙임각이 0° 인 경우에 비해 부압의 크기가 감소하지만, 스트레이크의 붙임각이 -15° 인 경우 와류 중심이 날개면에 가까이 위치하여 날개윗면에서의 압력은 스트레이크의 붙임각이 0° 인 경우에 비해 부압의 크기가 증가한다.

높은 받음각을 가진 삼각 날개에서 발생하는 와류 양력은 날개 윗면 후류 영역에 존재하는 강한 와류에 의해 발생하는 것으로 알려져 있다. 이러한 와류 양력을 증가시키는 방법에 있어서 본 연구 결과에서는 와류의 강도를 증가시키는 것 보다 중심이 분산되지 않은 와류를 날개면 가까이 위치시키는 것이 보다 더 효과적일 수 있음을 시사하고 있다.

IV. 결 론

본 연구에서는 스트레이크를 부착한 이중 삼각 날개에서 스트레이크의 붙임각 변화가 날개면 압력 분포와 와류 특성에 미치는 영향을 실험을 통하여 조사하였다.

스트레이크 붙임각의 양(+)방향 증가는 날개 전체의 받음각을 감소시키는 것과 같은 효과를 유발하여 날개 윗면의 부압의 크기를 감소시켰으며, 스트레이크 붙임각의 음(-)방향 증가는 날개 전체의 받음각을 증가시키는 것과 같은 효과를 유발함으로써 날개 윗면의 부압의 크기를 증가시켰다. 이와 같은 스트레이크 붙임각 변화에 의한 날개윗면 부압 분포 변화는 와류의 강도 변화에 기인하기 보다는 와류 중심의 날개면에 대한 상대적 위치 변화에 기인하는 것임을 알 수 있는데, 양(+)의 스트레이크 붙임각에서는 스트레이크 와류와 날개 와류의 중심이 날개면에서 보다 떨어져 위치하였으며, 음(-)의 스트레이크 붙임각에서는 스트레이크 와류와 날개 와류의 중심이 날개면에서 보다 가까이 위치하였다.

스트레이크 붙임각의 양(+)방향 변화는 날개 윗면 부압 분포에 미치는 영향이 작았으며, 음(-)방향 변화는 스트레이크 붙임각 변화량에 비례하여 부압의 절대적 크기가 증가하였다. 옆미끄럼 각이 있는 경우에도 스트레이크 붙임각의 효과는 옆미끄럼 각이 없는 경우와 같은 경향성을 가졌으며, -15° 의 스트레이크 붙임각은 높은 받음각에서 발생하는 바람이 불어오는 쪽 날개의 부압 붕괴를 일부 억제하였다. 따라서 본 연구는 스트레이크를 부착한 이중 삼각 날개 형상에서 스트레이크의 붙임각 변화를 와류와 와류로 인한 공력 하중을 제어할 수 있는 유동제어 메커니즘으로 활용할 수 있는 가능성을 제시하였다.

후 기

이 연구는 한국과학재단의 지원(과제번호KOSEF R01-2003-000-10744-0)으로 이루어 졌습니다.

참고 문헌

- 1) Sohn, M. H. and Lee, K. Y., "Vortex Flow Control in Modern Aerodynamics", *Journal of The Korean society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 28, No. 5, 2000, pp. 119-130.
- 2) Ericsson, L. E., "Vortex Characteristics of Pitching Double-Delta Wings", *Journal of Aircraft*, Vol. 36, No. 2, 1999, pp. 349-356
- 3) Hebbar, S. K., Platzer, M. F., and Chang, W., "Control of High-Incidence Vortical Flow on Double-Delta Wings Undergoing Sideslip", *Journal of Aircraft*, Vol. 34, No. 4, 1997, pp. 506-513.
- 4) Sohn, M. H. and Lee, K. Y., "Effects of Sideslip on the High-Incidence Vortical Flow of a Delta Wing with the Leading Edge Extension", *AIAA Paper 2003-1107*, January 2003.
- 5) Lawson, M. V. and Riley, A. J., "Vortex Breakdown Control by Delta Wing Geometry", *Journal of Aircraft*, Vol. 32, No. 4, 1995, pp. 832-838.
- 6) Klute, S. M., Rediniotis, O. K., and Telionis, D. P., "Flow Control over a Maneuvering Delta Wing at High Angles of Attack", *AIAA Journal*, Vol. 34, No. 4, 1996, pp. 662-668.
- 7) Zhan, J. and Wang, J., "Experimental Study on Gurney and Apex Flap on a Delta Wing", *Journal of Aircraft*, Vol. 41, No. 6, 2004, pp. 1379-1383.
- 8) Sohn, M. H. and Chung, H. S., "Effects of Strake Planform on the Vortex Flow of a Double-Delta Wing", *Journal of The Korean society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 34, No. 8, 2006, pp. 16-23.
- 9) Sohn, M. H., Lee, K. Y., and Chang, J. W., "Vortex Flow Visualization of a Yawed Delta Wing with Leading-Edge Extension", *Journal of Aircraft*, Vol. 41, No. 2, 2004, pp. 231-237.
- 10) Lugt, H. J., *Vortex Flow in Nature and Technology*, John Wiley and Sons, 1983, p. 38.