

論文

이중 삼각날개의 와류에 미치는 스트레이크 평면형상의 영향

손명환*, 정형석**

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

Myong Hwan Sohn* and Hyoung Seog Chung**

ABSTRACT

The effects of strake planform shapes on the vortex formation, interaction, and breakdown characteristics of double-delta wings were investigated through pressure measurements of upper wing surface and off-surface flow visualization. Three different shapes of strakes were attached to a delta wing respectively to form double-delta wing configurations and tested in a medium-sized subsonic wind tunnel. The results of the pressure measurements indicated that the strake planform having a higher sweep angle generated more concentrated vortex systems at upstream locations, which, however, tended to diffuse and break down much faster at the downstream locations. It was also found from the off-surface visualization results that the cause for the vortex concentration was due to the acceleration of coiling and merging processes between the wing and strake vortices.

초 록

본 연구에서는 스트레이크의 형상 변화가 삼각날개의 와류 상호작용과 와류 붕괴 특성에 어떤 영향을 미치는지를 규명하기 위해 세 가지의 서로 다른 평면 형상의 스트레이크를 부착한 이중 삼각 날개 형상에 대하여 유동 가시화(flow visualization)와 날개면 정압 분포 측정의 풍동실험을 수행하였다. 압력 측정 결과 스트레이크의 후퇴각이 증가할수록 날개의 상류 시위 위치에서는 보다 강력하고 집중된 와류가 형성되지만 이 와류는 시위 뒤쪽으로 진행되면서 보다 빨리 와류 붕괴(vortex breakdown)현상을 거치며 약해지는 것을 관측하였다. 가시화 결과에서는 스트레이크의 후퇴각이 증가할수록 스트레이크 와류와 날개 와류간의 roll-up 및 통합 과정이 촉진되는 것이 상류 시위에서 집중된 와류를 발달시키는 원인인 것을 확인할 수 있었다.

Key Words : Double Delta-wing(이중 삼각 날개), strake planform shape(스트레이크 평면 형상), Visualization(가시화), wing-surface pressure measurement(날개면 압력 측정)

1. 서 론

이중 삼각형 날개(double-delta wing) 혹은 스트레이크-삼각날개(strake-delta wing) 형상은 현

† 2006년 5월 8일 접수 ~ 2006년 7월 19일 심사완료

* 정회원, 공군사관학교 항공우주공학과

연락처, E-mail : myongsohn@hanmail.net

충북 청원군 남일면 쌍수리 사서함 335-2호

대의 높은 기동성을 갖는 몇몇 전투기에서 채택되고 있는 형상이다. 커다란 후퇴각을 갖는 스트레이크는 안정된 와류를 발생시켜 추가의 양력을 얻도록 할 뿐만 아니라 주 날개 와류를 안정시키고 강하게 하여 단일 삼각 날개에 비하여 항공기의 양항비를 증가시키고 보다 높은 받음각까지 커다란 와류 양력(vortex lift)을 발생시켜 실속을 지연시킨다. 이중 삼각 날개에서 발생하는 스트

레이크 와류와 주 날개 와류의 흘림(shedding)과 상호작용(interaction), 붕괴(breakdown) 현상은 날개 형상과 흐름 조건에 따라 크게 달라지며, 이들 흐름 현상의 진행은 양항비와 흐름 안정성의 증가를 가져오지만 받음각이나 옆미끄럼각이 어느 한도 이상으로 커지면 후실속 제어 불가능 비행상태(departure)와 진동(buffet)에 의한 구조적 피로 문제를 유발시키기도 한다[1,2].

스트레이크와 날개에서 발생한 와류간의 상호작용과 와류 붕괴는 받음각, 옆미끄럼 각, 스트레이크와 주 날개의 후퇴각, 앞전의 날카로운 정도에 따라 매우 달라진다. 예를 들면 옆미끄럼 각은 바람 쪽 날개의 와류의 강도와 상호작용을 촉진시키며, 또한 와류 붕괴를 촉진시킨다. 스트레이크와 주 날개의 후퇴각 조합에 따라 스트레이크 와류와 주 날개 와류의 궤적과 상호작용은 크게 달라진다[3,4]. 따라서 양항비 증가나 와류 안정성의 증가 등과 같은 유익성을 보장하고, 후실속 제어 불가능 비행상태와 진동과 같은 문제점을 최소화하거나 조절할 수 있도록 하기 위해서는 이들 유동 조건과 물체 형상의 영향을 조직적으로 규명하여야 한다.

손명환 등[4,5,6]은 앞전 후퇴각이 65°/90°인 cropped-delta 형태의 스트레이크를 부착한 후퇴각 65°의 이중 삼각 날개 형상에 대하여 받음각과 옆미끄럼 각이 스트레이크 와류와 주 날개 와류의 궤적과 상호작용, 와류 붕괴 특성에 미치는 영향을 날개면 압력 측정, 유동장 측정, off-surface 가시화를 통하여 연구하였으며, 스트레이크가 주 날개위의 와류 강도 및 안정성을 증가시킨다는 것을 확인할 수 있었다. 또한, 와류의 상호작용과 붕괴 특성에 가장 큰 영향을 미치는 요소는 옆미끄럼 각이며, 스트레이크는 옆미끄럼 각에 의한 와류 붕괴를 지연시키는 효과가 있음을 확인하였다.

본 논문에서는 65°후퇴각을 갖는 삼각 날개에 3가지 다른 평면 형상의 스트레이크를 앞 부분에 부착한 이중 삼각 날개 형상에 대하여 스트레이크 평면 형상의 변화가 와류 상호작용과 와류 붕괴 특성에 어떤 영향을 미치는지를 off-surface 가시화와 날개면 정압 분포 측정을 통하여 연구하였다.

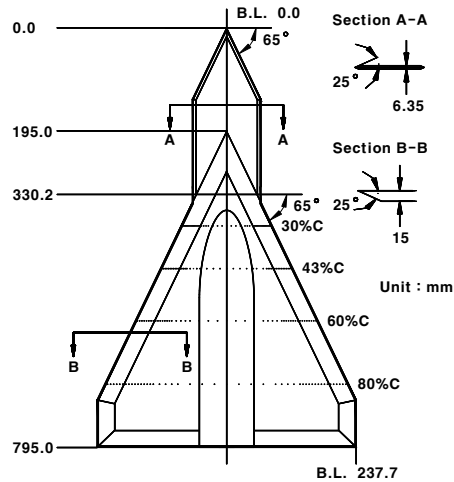
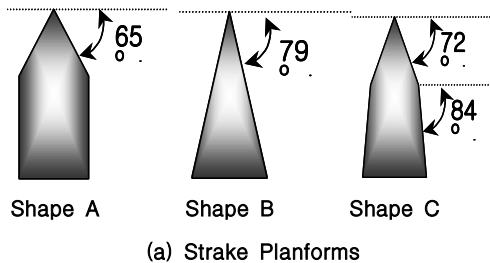
II. 본 론

2.1 실험 모델 및 풍동

압력측정 실험에 사용한 주 날개는 뿌리시위

(root chord)가 600mm, 뒷전에서의 날개 스패니 475.4 mm, 날개 두께가 15mm, 그리고 앞전 후퇴각이 65° 인 삼각 날개이다. 스트레이크는 6.35mm 두께의 평판 형상으로서 앞전과 옆면이 25° 의 베벨면(beveled edge)으로 처리되었다. 앞전 후퇴각은 65°/90°, 79°, 72°/84°인 3가지이며, Fig. 1은 압력측정 실험에 사용한 3가지 스트레이크의 평면 형상과 스트레이크가 부착된 완전 실험 모델의 제원을 보여주고 있다. 앞전 후퇴각이 65°/90°인 cropped-delta 형태 스트레이크를 부착한 형상을 "형상 A", 후퇴각이 79°인 삼각형 스트레이크를 부착한 형상을 "형상 B", 후퇴각이 72°/84°인 cropped-delta 형태 스트레이크를 부착한 형상을 "형상 C"로 지칭하기로 한다. 모델 지지부는 삼각 날개 본체 후면에 만들어진 어댑터(adaptor)에 연결될 수 있도록 설계되었으며, 압력튜브 또한 이 연결 부위를 통해 빠져나올 수 있도록 제작하였다.

가시화 실험에는 가시화 기법의 제한성으로 인해 동일한 형상의 축소 모델을 사용하였다. 주



(b) Geometry of complete configuration

Fig. 1. Geometry of 3 different strakes and geometry of complete configuration

날개는 bakelite 평판으로 만들어 졌으며 뿌리시위가 400mm, 뒷전에서 날개 스패니 317mm, 그리고 두께가 15mm인 형상 제원을 가진다. 스트레이크는 두께가 6mm인 알루미늄 평판을 사용하였다. 가시화 실험 모델은 압력측정 모델의 2/3 축소 모델이다.

압력측정은 공군사관학교 중형아음속 풍동(측정부 크기: 3.5m(폭)×2.45m(높이))에서 수행되었고, 가시화 실험은 공군사관학교 항공우주공학과에 설치되어 있는 소형 풍동 (측정부 크기: 0.9m(폭)×0.9m(높이))에서 실시되었다.

2.2 실험 기법

날개윗면의 정압분포 측정은 PSI 8400 압력측정 장치를 이용하였다. 압력 측정치의 정확도는 0.05% 이내이며 측정 속도는 0.2 sec/measure이다. 본 실험에 제시된 모든 압력 데이터는 300회의 반복 측정 데이터를 ensemble average 한 값이다. 날개면 압력 측정 실험에서의 자유류 흐름 속도는 40 m/s, 뿌리 시위 600mm에 기준 Reynolds수는 1.64×10^6 이다. 압력측정절차는 각 스트레이크 형상에 대해 먼저 $\beta=0$ 에서 받음각을 $24^\circ \rightarrow 28^\circ \rightarrow 32^\circ$ 의 순으로 변화시키면서 전 x/c (30%, 43%, 60%, 80%) 위치에서의 날개 표면 압력을 동시에 측정하고 다음으로 $\beta=-5$ 로 변화시킨 후 동일한 순서로 받음각을 변화시키면서 압력을 측정하였다.

가시화 실험을 위해 가습기에서 생성된 미소 물 입자(micro water)와 레이저 빔을 활용한 새로운 방식의 가시화 기법이 개발되었으며 Fig. 2에 실험장치 구성 도를 표시하였다. 미소 물입자의 크기는 약 5-10 μm 으로서 일반 가정용 초음

파 가습기를 이용해 생성하였으며, 레이저 빔은 3W 용량의 Argon ion 레이저에 의해 생성되었다. 레이저 빔 시트는 날개 윗면과 모델 중앙선에 수직하게 하였으며, 카메라의 시선(line of sight)은 사진의 뒤틀림 현상을 방지하기 위해 날개면과 평행하도록 하였다. 가시화 기법에 대한 자세한 설명은 참고문헌 6과 7에 기술되어 있다. 가시화 실험에서의 자유흐름속도는 6.2 m/s이었다. 초음파 가습기에서 분출되는 미소 물 입자를 빛 산란 입자로 사용한 가시화 실험에서 자유흐름속도가 더 커지게 되면 입자 밀도가 낮아져서 선명한 가시화 사진을 획득하기 어렵다. 6.2 m/s의 자유흐름속도는 선명도가 유지되면서 저속(저 Reynolds수)에 따른 와류 불안정성이 사라지는 최대속도이었다. 이 자유흐름 속도와 뿌리 시위 400mm에 기준 Reynolds수는 1.70×10^5 이다.

III. 결과 및 토론

3.1 날개면 압력 측정 결과

Fig. 3은 옆미끄럼 각이 없는 경우 형상 A와 형상 B의 날개표면 압력분포를 24° , 28° , 32° 의 받음각에서 각각 비교한 것이다. 상류 2개의 시위 위치에서(Fig. 3(a)와 Fig. 3(b)) 형상 B는 기준형상인 형상 A에 비하여 모든 받음각에서 현저히 큰 크기의 부압(negative pressure or suction pressure) 분포를 가짐을 알 수 있으며, 또한 부압 최고치가 스패니 안쪽에 위치함을 관찰할 수 있다. 이와 같은 형상 B의 부압분포 특성은 형상 A에 비하여 일찍 발달한 스트레이크 와류가 주 날개의 스패니 안쪽으로 통과하기 때문임이 가시화 결과 밝혀졌다. 형상 B의 시위 위치 30%(Fig. 3(a))에서 받음각이 24° 인 경우에 나타나는 스패니 바깥쪽의 지역 최고치는 날개 와류 중심(core)의 흔적이며, 스패니 안쪽의 완만한 지역 피크는 아직 날개 면에서 멀리 떨어진 스트레이크 와류 중심의 흔적이다. 하류 2개의 시위 위치에서는 형상 B에서 오히려 부압 피크 위치가 스패니 바깥쪽으로 이동함을 Fig. 3(c)와 Fig. 3(d)는 보여주고 있다. 또한 형상 B는 높은 받음각에서 날개 좌우의 대칭성이 많이 훼손된 압력분포를 가짐을 보여주고 있는데, $\alpha=32^\circ$ 에서는 특히 그 경향이 크다. 이와 같은 좌우 부압분포의 대칭성 훼손은 형상 B가 형상 A에 비하여 안정성이 떨어진 와류 시스템을 가지는 것으로 해석할 수 있다. 받음각 32° 에서 형상 B의 압력분포 대칭성이 훼손되는 원인으로는 실험 모델의 대칭성이 완전하게 확보

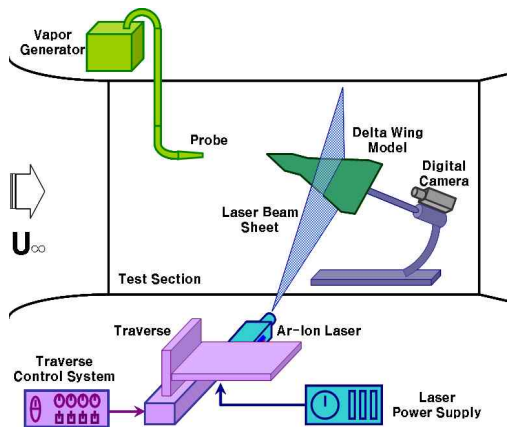


Fig. 2. Experiment set-up for flow visualization

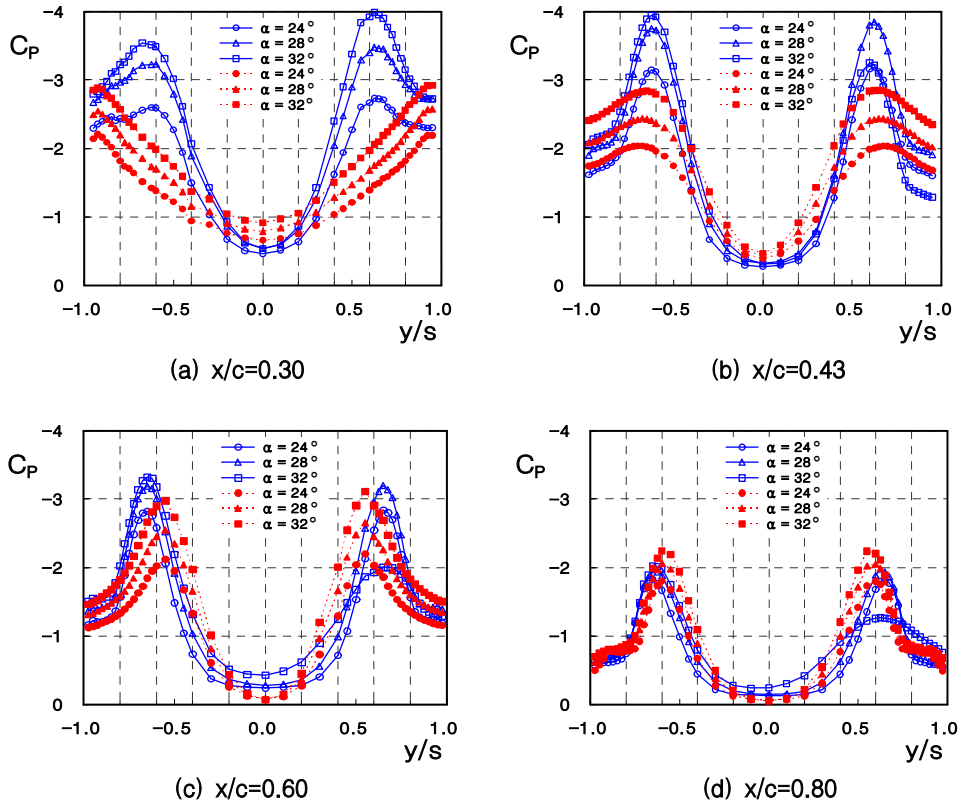


Fig. 3. Comparison of wing-upper surface pressure distributions of "shape A"(solid symbols) and " shape B"(blank symbols) at $\beta=0^\circ$

되지 않는 점, 실험 모델이 정확하게 장착되지 않는 점, 흐름 자체의 불안정성 등이 될 수 있다. 그러나 받음각 24° 와 28° 에서는 모든 시위 위치에서 형상 B의 압력분포가 충분한 대칭성을 유지하고 있음을 보여주는 Fig. 3은 실험 모델과 실험 모델 장착의 부정확성보다는 받음각 32° 에서 흐름 자체가 갖는 불안정성이 그 원인이라는 유추를 할 수 있게 한다.

Fig. 3의 결과를 요약하면 후퇴각이 매우 큰 삼각형 스트레이크를 갖는 형상 B는 cropped-delta 형태의 스트레이크를 갖는 형상 A에 비하여 상류 시위 위치에서는 보다 강력하고 집중된 와류를 갖지만 이 와류는 시위 뒤쪽으로 가면서 보다 빨리 약해진다. 또한 형상 B는 형상 A보다 높은 받음각에서 안정성이 떨어지는 와류를 갖는다. Moyse등[8]은 가시화 실험을 통하여 삼각 날개의 평면 형태가 앞전 와류(leading vortex breakdown)의 붕괴에 미치는 영향을 연구하였다. Moyse등은 다이아몬드, cropped-delta, 단일 삼각, 이중 삼각 형태 중에서 cropped-delta 형태에서 앞전 와류 붕괴가 가장 늦게 발생하며, 후,

퇴각이 큰(76°) 스트레이크를 갖는 이중 삼각 날개에서 앞전 와류의 붕괴가 가장 먼저 발생함을 관찰하였다. 본 연구의 실험 모델은 날개 전체의 정점으로부터 50%되는 위치까지 스트레이크가 차지하는 Moyse등의 연구에서 사용된 실험 모델과는 다르지만 Fig. 3의 압력분포가 보여주는 형상 B의 와류 불안정성은 Moyse등의 연구결과와 그 경향성이 일치한다고 말할 수 있다.

Fig. 4는 동일한 3개의 받음각에서 형상 A와 형상 C의 압력분포를 옆미끄럼 각이 영인 상태에서 비교하고 있다. Fig. 4(a)와 Fig. 4(b)는 상류 시위 위치에서 형상 C가 형상 A와 형상 B의 중간에 해당하는 압력분포를 가짐을 보여주고 있는데 각 시위 위치에서 부압 피크 치와 피크의 스펙 방향 위치가 형상 A와 형상 B의 사이에 존재하고 있다. 이는 형상 C가 형상 A와 B의 중간상태이기 때문인 것으로 판단할 수 있다. 또한 Fig. 3과 Fig. 4에서 형상 C는 형상 B에 비하여 받음각 32° 에서도 부압 분포의 대칭성을 잘 유지하고 있음을 보여주고 있는데, 이는 형상 C의 와류 시스템이 형상 B의 와류 시스템 보다 안정되어

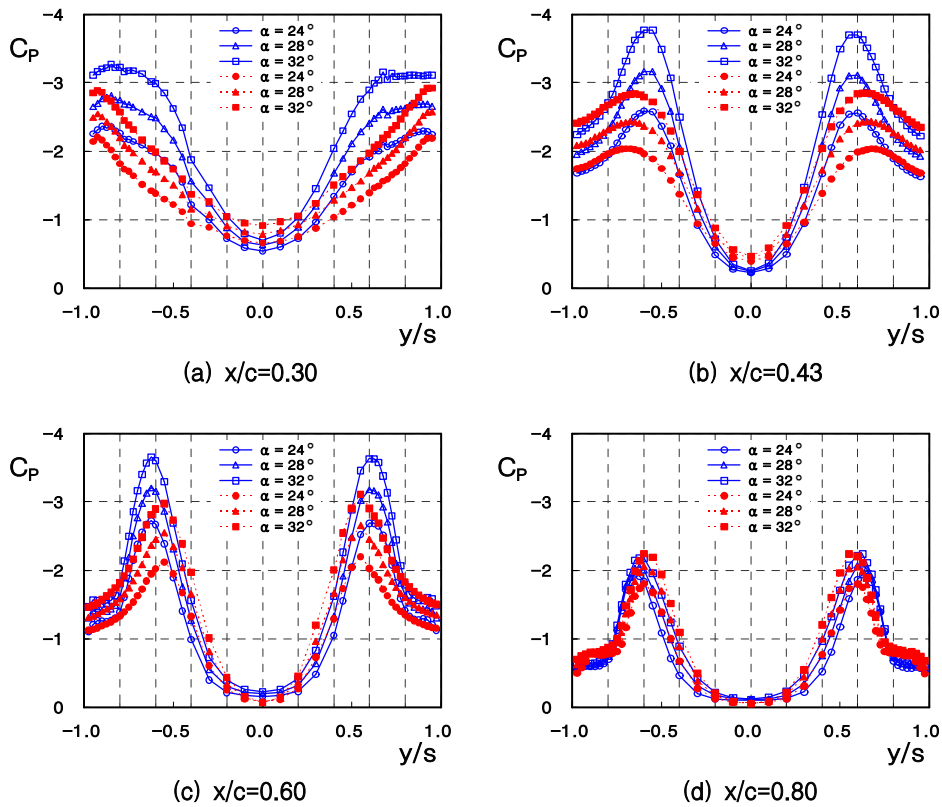


Fig. 4. Comparison of wing-upper surface pressure distributions of "shape A"(solid symbols) and " shape C"(blank symbols) at $\beta=0^\circ$

있음을 의미한다. 뿐만 아니라 받음각 32° , 60% 시위 위치에서 형상 C의 부압의 크기가 오히려 형상 B의 부압 크기보다 큰 것이 관찰되고 있다 (Fig. 3(c)와 Fig. 4(c)). 시위위치 80% (Fig. 3(d)와 Fig. 4(d))에서도 형상 C가 형상 B보다 전체적으로 더 큰 크기의 부압을 유지하고 있다. Fig. 3과 Fig. 4의 결과를 요약하면 상류 시위 위치에서는 부압의 크기가 형상 B → 형상 C → 형상 A 순으로 증가하지만, 하류 시위 위치에의 와류 안정성은 형상 A → 형상 C → 형상 B 순이다.

사실 Fig. 1에서 보는 바와 같이 형상 A와 형상 C는 크게 다르지 않다. 그러나 Fig. 3은 형상 A와 형상 C의 압력 분포는 크게 차이를 보여주고 있는데, 이는 삼각 날개의 정점(apex)형태가 삼각 날개의 와류에 미치는 영향이 가장 큰 요소라고 주장하는 Lowson과 Riley[9]의 연구결과를 뒷받침하고 있다.

Fig. 5는 옆미끄럼 각이 -5° 인 경우에 형상 A와 형상 B의 압력분포를 3개의 받음각에서 비교한 것이다. 형상 B는 바람 쪽 날개와 바람 반대

쪽 날개 모두에서 형상 A보다 큰 최고치와 구배 (gradient)를 갖는 부압분포를 가지며, 이 경향성은 바람 쪽 날개에서 더욱 두드러진다. 이와 같은 압력분포의 특성은 형상 B가 형상 A보다 집중도와 강도가 큰 와류를 발달시킴을 나타낸다. 형상 B의 큰 최고치와 구배의 바람 쪽 날개 부압분포는 받음각이 커짐에 따라 급격히 쇠퇴하게 되는데 받음각 32° 에서는 43% 시위 위치에서, 받음각 24° 에서는 60% 시위 위치에서 이미 바람 쪽 날개 부압 최고치가 현저히 감소하고 있다 (Fig. 5(b), Fig. 5(c)). 이와 같은 부압분포 특성의 변화는 형상 B에서 받음각의 증가와 시위 위치의 증가에 따라 와류가 보다 빨리 붕괴됨을 나타낸다. 따라서 형상 B는 형상 A보다 강하고 집중된 와류를 발달시키지만 옆미끄럼 각에 대한 와류의 안정성은 형상 B가 형상 A보다 떨어진다고 말할 수 있다.

형상 C는 형상 A와 형상 B의 중간에 해당하는 부압분포 최고치와 스패방향 구배, 부압 최고치의 붕괴 특성을 가짐을 Fig. 6은 보여주고 있

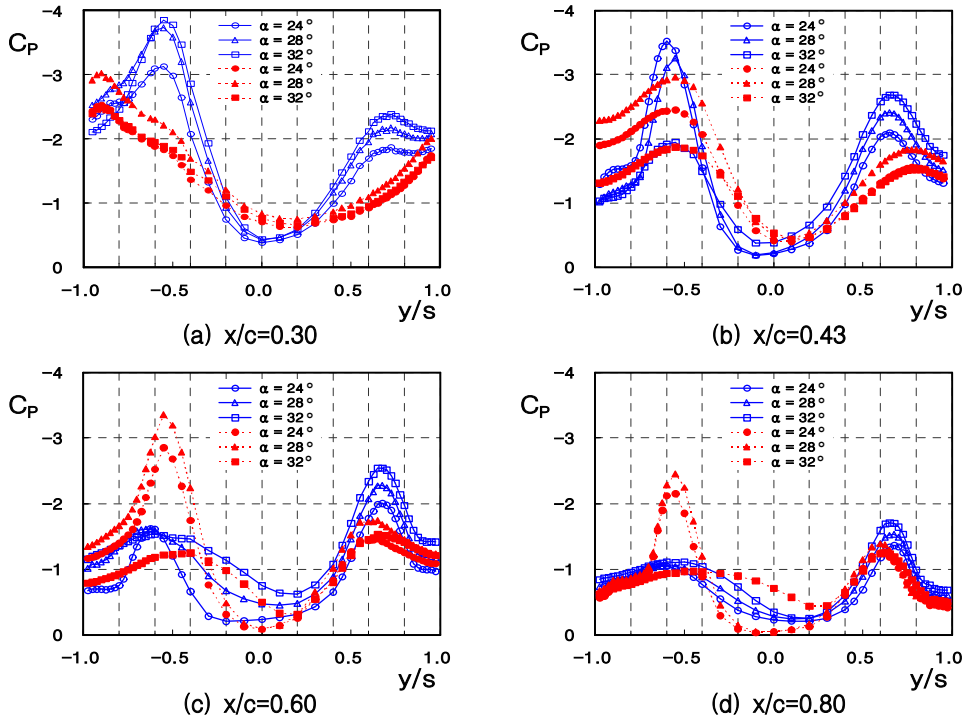


Fig. 5. Comparison of wing-upper surface pressure distributions of "shape A"(solid symbols) and " shape B"(blank symbols) at $\beta=-5^\circ$

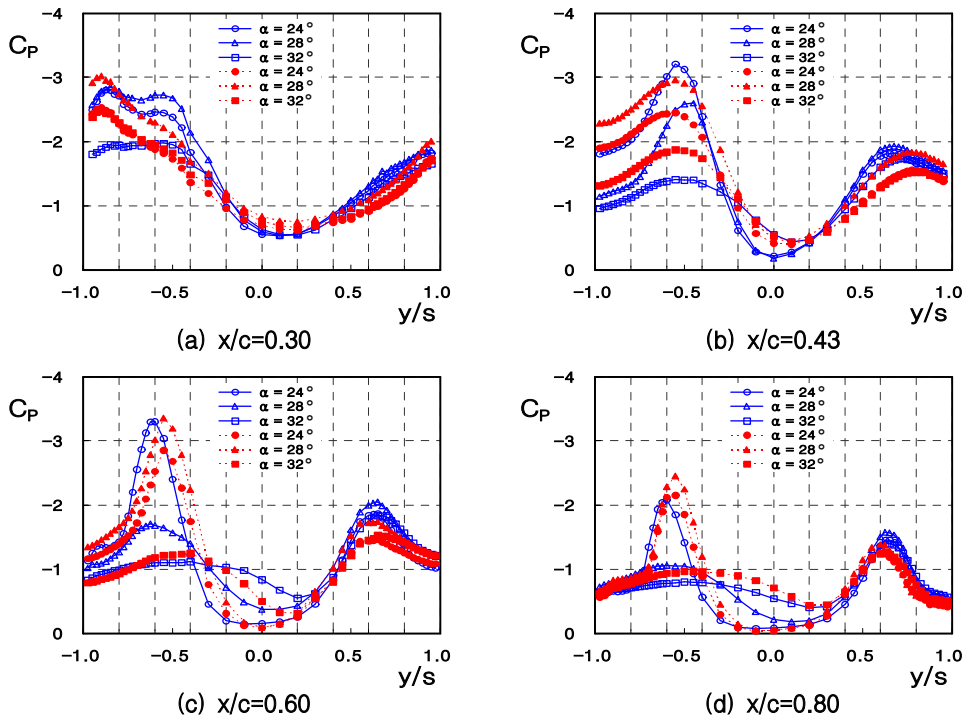


Fig. 6. Comparison of wing-upper surface pressure distributions of "shape A"(solid symbols) and " shape C"(blank symbols) at $\beta=-5^\circ$

다. 형상 A는 80% 시위 위치에서도 받음각 28° 까지는 바람 쪽 날개에서 최고치가 뚜렷한 부압 분포를 가지지만 같은 시위 위치에서 형상 C는 받음각 28° 부터 부압이 붕괴되기 시작하였다. 형상 B는 받음각 24° 에서부터 바람 쪽 날개의 부압이 완전히 붕괴함을 Fig. 5(d)는 보여주고 있다. 옆미끄럼 각이 존재하는 경우 형상 B와 C가 일반적으로 형상 A보다 하류 시위 위치에서 급격한 압력변화를 초래함을 관찰하였다.

3.2 Off-surface 가시화

Fig. 7과 Fig. 8에는 형상 A와 형상 B에 대한 와류유동 가시화 결과를 비교하였다. 압력 측정 결과에서도 나타났듯이 시위 위치 30%에서 형상 A(Fig. 7(a))에 비하여 형상 B의 경우(Fig. 7(e))에는 발생한 와류의 중심이 스펠 안쪽에 위치하고 있음을 알 수 있다. 또한 와류 중심이 날개면 가까이 위치해 있는 것을 보여주며 이러한 현상이 형상 B가 훨씬 더 큰 크기의 부압 분포를 갖는 원인이 된다.

날개 와류와 스트레이크 와류의 상대 위치를 서로 비교해 보면 형상 B는 모든 시위 위치에서 형상 A보다 roll-up 과정이 보다 빨리 진행되면서 두개의 와류 시스템이 하나로 합쳐지고 있음을 알 수 있다. 형상 B의 시위 위치 43%(Fig. 7(f))

에서의 두 와류 시스템의 상대 위치가 형상 A의 시위 위치 60%(Fig. 7(c))에서의 상대 위치와 비슷한 경향성을 보이고, 형상 B의 60%(Fig. 7(g))에서의 결과는 형상 A의 80%(Fig. 7(d))에서의 결과와 비슷한 경향성을 가진다. 따라서 형상 B에서는 날개 와류와 스트레이크 와류의 통합 과정이 훨씬 빨리 진행되어 상류 시위 위치에서는 보다 강하고 집중된 와류를 발달시키고 하류 시위 위치에서는 통합된 와류가 일찍 붕괴한다. 이와 같은 두 형상에서의 서로 다른 와류 특성 차이는 앞서 기술한 바와 같이 압력분포의 특성 차이와 잘 일치한다. Olsen과 Nelson[10]는 스트레이크를 갖는 이중 삼각날개에서 스트레이크와 주 날개의 후퇴각의 차이로 정의되는 접점 각(juncture angle)이 작아질수록 스트레이크 와류와 주 날개 와류가 최초로 만나 상호 작용하는 위치가 상류 쪽으로 이동한다고 하였다. 본 연구에서 형상 A의 접점 각은 25° 이고 형상 B의 접점 각은 14° 이다. 따라서 형상 B에서 스트레이크 와류와 주 날개 와류의 roll-up과 합쳐짐이 빨리 진행되는 본 연구의 결과는 Olsen과 Nelson의 주장과 일치하고 있다. 옆미끄럼 각이 있는 경우의 가시화 결과인 Fig. 8도 형상 B는 roll-up과정과 통합 과정이 촉진되어 상류에서는 집중된 와류를 발달시키지만 하류에서는 와류 붕괴가 일찍

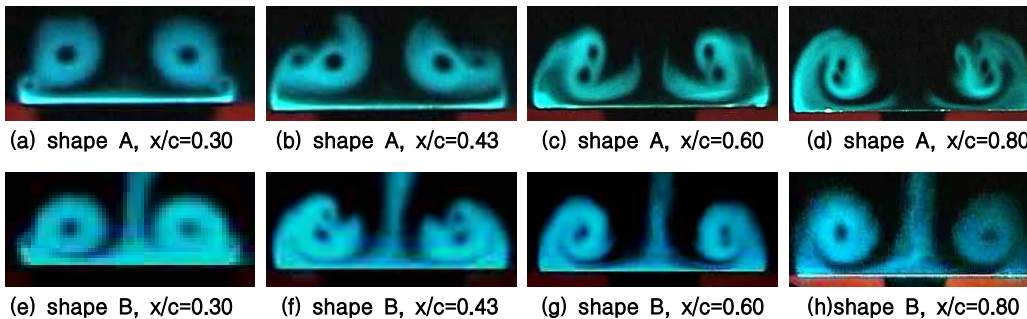


Fig. 7. Comparison of visualization results for $\alpha = 24^\circ$, $\beta = 0^\circ$

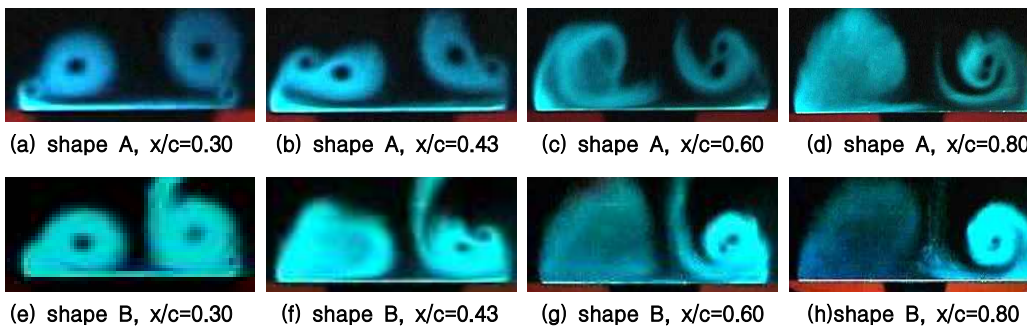


Fig. 8. Comparison of visualization results for $\alpha = 24^\circ$, $\beta = -5^\circ$

발생하는 현상을 보여주고 있다.

높은 받음각을 갖는 삼각날개의 날개 윗면에 작용하는 부압은 날개 윗면 쪽의 후류에 존재하는 강하고 안정된 스트레이크 와류와 주 날개 와류로 구성된 두개의 와류 쌍에 의한 것으로, 이 두 와류 쌍의 강도와 위치는 날개 윗면의 부압 분포에 곧바로 투사(projection)된다. 부압의 크기가 커지는 것은 와류의 강도가 커졌거나 와류의 중심이 날개 면에 가까이 위치하기 때문이며, 부압의 스팬방향 분포가 가파른 것은(sharp suction pressure peak) 분산되지 않고 집중된 스트레이크 와류의 중심과 날개 와류 중심이 날개 면에 수직인 방향으로 정렬하고 있는 경우에 발생한다 [4,5]. Fig. 3과 Fig. 7, Fig. 5와 Fig. 8의 비교는 와류 중심의 위치(각 시위 위치에서의 스팬 및 수직 방향 위치) 변화가 날개 윗면의 부압 분포에 투사되는 현상을 잘 확인시켜 주고 있다.

V. 결 론

스트레이크의 형상 변화가 와류 상호작용과 와류 붕괴 특성에 미치는 영향을 조사하기 위해 본 논문에서는 65후퇴각을 갖는 삼각날개에 3가지 다른 평면 형상의 스트레이크를 부착한 이중 삼각날개 형상에 대하여 스트레이크 평면 형상이 와류 특성에 미치는 영향을 가시화와 날개 면 정압 분포 측정을 통하여 연구하였다.

압력측정 연구결과 후퇴각이 매우 큰 삼각형 스트레이크를 갖는 형상 B는 cropped-delta 형태의 스트레이크를 갖는 형상 A에 비하여 상류 시위 위치에서는 보다 강력하고 집중된 와류를 갖지만 이 와류는 시위 뒤쪽으로 가면서 보다 빨리 약해진다. 또한 형상 B는 형상 A보다 높은 받음각에서 안정성이 떨어지는 와류를 갖는다. 형상 A와 형상 B의 중간형태인 형상 C는 유동 현상도 형상 A와 형상 B의 중간적인 특성을 가진다. 가시화 결과는 상류 시위 위치에서 형상 B는 스트레이크 와류가 스팬 안쪽과 날개면 쪽으로 이동하고, roll-up과정과 통합 과정이 촉진되어 상류에서는 집중된 와류를 발달시키지만 하류에서는 와류 붕괴가 먼저 일어나는 것을 보여주었으며, 이는 압력측정 결과와 잘 일치하였다. 본 연구를 통해 스트레이크의 형상 변화를 이용해 삼각 날개의 유동 현상과 이에 따른 압력분포를 크게 변화시킬 수 있음을 확인하였다.

후 기

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

참고문헌

- 1) Guglieri, G., and Quagliotti, F. B., "Experimental Investigation of Vortex Dynamics on a 65 Delta Wing", *AIAA Paper* 92-2731, June 1992.
- 2) Ericsson, L. E., and Beyers, M. E., "Ground Facility Interference Effects on Slender Vehicle Unsteady Aerodynamics", *Journal of Aircraft*, Vol. 33, No. 1, 1996, pp. 117-124.
- 3) Frink, N. T., and Lamar, J. E., "Analysis of Strake Vortex Breakdown Characteristics in Relation to Design Features", *Journal of Aircraft*, Vol. 18, No. 4, 1981, pp. 252-258.
- 4) 손명환, 이기영, 백승욱, "Effect of Sideslip on the Vortex Flow over a Delta Wing", 한국항공우주학회지 제 30권 제 1호, 2002, pp. 1-8.
- 5) 이기영, 손명환, "Study of the Vortex Characteristics over a Delta Wing with Leading Edge Extension by Pressure Distribution Measurement", 한국항공우주학회지 제 29권 제 8호, 2001, pp. 18-25.
- 6) 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.
- 7) 이기영, 손명환, "Investigation of Vortical Flow Field Visualization by Micro Water Droplet and Laser Beam Sheet", 한국추진공학회지 제 6권 제1호, 2002, pp. 55-62.
- 8) Myose, R. Y., Lee, B., Hayashibara, S., and Miller, L. S., "Diamond, Cropped, Delta and Double-Delta Wing Vortex Breakdown During Dynamic Pitching", *AIAA Journal*, Vol. 35, No. 3, 1997, pp. 567-569.
- 9) Lowson, M. V. and Riley, A. J., "Vortex Breakdown Control by Delta Wing Geometry", *Journal of Aircraft*, Vol. 32, No. 4, 1995, pp. 832-838.
- 10) Olsen, P. E., and Nelson, R. C., "Vortex Interaction over Double Delta Wings at High Angles of Attack", *AIAA Paper* 1989-2191, July 1989.