論文 J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 44(12), 1017-1026(2016)
DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.12.1017
ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

연기선과 미세 수적을 이용한 두 가지 가시화 기법과 와류에의 적용

손명환*

Two Visualization Techniques Using Smoke-wire and Micro Water-droplets and Their Applications to Vortex Flows

Myong Hwan Sohn*
Department of Aeronautical and Mechanical Engineering, Cheongju University*

ABSTRACT

The present paper describes the two off-surface visualization techniques and their application examples to vortex flows. One of the two visualization techniques is the classical smoke-wire technique, and the other is the visualization technique using the micro water-droplets generated by the home-style ultrasonic humidifier. The smoke-wire technique has the limit of air flow speed (about 5 m/sec for 0.07 mm-diameter wire) and the pollution problem, but it produces very fine and clear streak line sheet. It is applied to visualize the wing-tip vortices of a 3-dimensional wing. The micro water-droplet technique has the larger limit of air flow speed (above 10 m/sec) and is free from pollution and toxic problems compared to the smoke-wire technique. It is successfully applied to visualize the complex vortex system of a double-delta wing with an apex strake.

초 록

두 가지의 비표면 가시화 기법과 이들 기법의 와류 적용 예를 기술한다. 두 가지 가시화 기법 중 하나는 전통적인 연기선 기법이고, 또 다른 하나는 가정용 초음파 가습기에서 발생하는 미세 수적을 사용하는 기법이다. 연기선 기법은 공기 흐름 속도에 제한이 있으며(0.07 mm 지름의 연기선의 경우 약 5 m/sec), 오염의 문제점이 있지만 매우 정교하고 선명한 연기 유맥선 시트를 발생시킬 수 있다. 이 기법은 3차원 날개의 날개 끝 와류의 가시화에 적용되었다. 초음파 가습기 미세 수적 기법은 연기선 기법에 비하여 공기 흐름 속도를 보다 크게 할 수 있으며(10 m/sec 이상), 독성과 오염의 문제를 해결할 수 있다. 초음파 가습기 미세 수적 기법은 정점 스트레이크를 가지는 이중 삼각날개에서 발생하는 복잡한 와류 시스템의 가시화에 성공적으로 적용되었다.

Key Words : Flow visualization(유동 가시화), Smoke-wire(연기선), Ultrasonic humidifier (초음파 가습기), Micro water-droplets(미세 수적), Vortex flow(와류)

† Received : November 10, 2016 Revised : November 25, 2016 Accepted : November 28, 2016
* Corresponding author, E-mail : myongsohn@cju.ac.kr

Ⅰ. 서 론

오늘날 유체역학 분야에서 정성적인 유동 정보와 정량적인 유동 정보를 동시에 제공할 수 있는 많은 가시화 방법이 개발되고 활용되고 있지만, 중요한 정성적 유동 정보를 간편하게 제공할 있는 가시화 방법은 여전히 그 필요성과 유용성이 인정되고 있다. 유기물질을 태운 연기(smoke)나 증기(vapor)는 공기의 흐름을 가시화하는데 가장 많이 사용된 추적 입자(tracer particles)이다. 공기 흐름을 가시화하는데 사용되는 이상적인 추적 입자의 요구조건은 비독성(non-toxic)일 것, 중립적인 부력(neutrally buoyant)을 가질 것, 공기와 섞이면서 안정적일 것 (stable against mixing with air flow), 특히 잘 보일 것(visible) 등이다. 그러나 이들 모든 조건을 만족시키는 추적 입자를 찾는 것은 쉽지 않은 일이다[1, 2, 3].

지금까지 공기 흐름을 가시화 하는데 사용되어 온 거의 대부분의 연기나 증기는 공기의 밀도보다 훨씬 큰 밀도를 가지고 있어서 중립적인 부력의 조건을 만족시키지 못한다. 그러나 추적 입자의 크기를 매우 작게 한다면 중립적인 부력 조건은 공기 흐름의 가시화 정확도에 미치는 영향을 무시할 수 있다. 왜냐하면 매우 크기가 작은 입자는 공기 중에서 Stokes의 법칙에 따라 거동하기 때문에 추적 입자에 작용하는 중력에 의한 낙하보다는 공기 흐름 속에서 추적 입자에 작용하는 항력에 의하여 유동을 따른 움직임이 지배적이기 때문이다. 유기물질을 태우거나 탄수화물 오일(hydrocarbon oil)을 증발시켜서 얻는 연기나 증기는 매우 작은 입자 크기(0.03～1 μm)를 가지고 있을 뿐만 아니라 눈에 잘 보이는 특성을 가지고 있기 때문에 공기 흐름의 가시화에 지금까지 가장 많이 사용되어 온 추적 입자이다. 그러나 이와 같은 탄수화물 연기나 증기는 정도의 차이는 있지만 모두 독성을 가지고 있다. 또한 탄수화물 연기나 증기는 실험 장치나 모델을 오염시키는 단점을 가지고 있으며, 폐쇄회로 풍동(closed circuit wind tunnel)의 경우에 이는 더욱 심각한 문제가 된다. 수증기(water steam)와 액체 질소의 혼합물[4], 증기 스크린(vapor screen)[5], dry-ice[6] 등이 탄수화물 오일 연기나 증기를 대체하는 공기 흐름의 추적 입자로 사용되기도 하였다. 그러나 이들 방법도 정교한 온도 조절, 지속성의 유지 등과 같은 불편을 가지고 있어서 널리 사용되지는 못하였다.

본 논문은 전통적인 연기 방법에 속하지만 매우 섬세하고 정교한 연기 유맥선(smoke streak lines)을 발생시키는 연기선(smoke-wire) 가시화 기법과, 초음파 가습기(ultrasonic humidifier)에서 발생하는 미세 수적(micro water-droplets)을 추적 입자로 사용하는 가시화 기법에 대한 구체적인 방법을 종합하여 기술한다. 또한 이들 두 가지 가시화 기법을 날개 끝 와류(wing-tip vortex), 이중 삼각날개(double-delta wing)의 와류 스시템 등과 같은 복잡한 와류의 연구에 적용한 예를 제시하고자 한다.

Ⅱ. 가시화 기법

2.1. 연기선(smoke-wire) 가시화 기법

2.1.1 연기선에 의한 추적 입자의 발생

연기선(smoke-wire) 가시화 기법에서 가장 중요한 것은 적절한 연기 밀도(smoke density)와 분리성(discreteness)을 가진 층류 상태의 연기 유맥선을 발생시키는 일이다. 오일을 피복하는 철선을 굵게 하거나 피복 오일의 양이 많게 되면 연기 밀도는 증가하여 가시성이 향상되지만 층류 상태가 파괴되거나 연기 유맥선의 분리성이 나빠진다. 철선에 통하는 전류의 크기가 크게 되면 연기 밀도는 크지만 연기 유맥선의 발생 시간이 작아지게 된다. 따라서 철선의 지름과 철선에 가해야 하는 전류의 크기, 철선에 피복하는 오일의 성질과 양의 적절한 조합이 이루어 져야 적절한 연기 밀도와 분리성이 보장된 연기 유맥선의 발생이 가능하다. 본 논문에서는 적절한 연기 밀도와 분리성을 가진 정교한 연기 유맥선을 발생시킬 수 있는 철선의 종류와 크기, 피복 오일, 유속, 철선에 가해지는 전류의 크기의 조합을 제시한다.

피복 오일은 부피로 파라핀 오일(paraffin oil) 93%, 윤활유(lubricating oil) 7%의 혼합유가 적절한 연기 밀도와 분리성을 가진 연기 유맥선을 제공하였다. 철선은 지름 0.07 mm의 Teikoku 합금선을 사용하였다. 이 철선은 오일의 피복 상태와 철선의 장력(tension)을 적절하게 유지하였을 때 5 m/sec의 유속까지 층류 상태의 연기 유맥선을 발생시킬 수 있다.

철선은 수평으로 설치하는 것이 바람직하다. 중력에 의하여 오일을 철선에 자동 피복하기 위하여 철선을 수직으로 설치하는 방법도 보고되었지만 이와 같은 수직 설치 방법은 분리되고 균질한 연기 유맥선(discrete and uniform smoke streak lines)의 발생이 보장되지 않는 방법임을 확인하였다. 따라서 실험 모델의 설치 방향을 바

꾸고 철선은 수평으로 설치하는 것이 보다 나은 방법이다.

철선에 피복된 오일을 연소시키기 위하여 철선에 전류를 통하게 하면 철선이 순간적으로 늘어나서 처지게 된다. 이와 같은 처짐(sagging) 현상은 분리되고 균질한 연기 유맥선의 발생에 나쁜 영향을 미치게 된다. 따라서 철선에 적당한 크기의 사전 장력(pre-tension)을 가하여 전류를 통하였을 때도 눈에 띌 만한 처짐 현상이 발생하지 않도록 하여야 한다. 그러나 사전 장력의 크기가 너무 크게 되면 전류가 통하였을 때 철선이 끊어지는 현상이 발생하게 되므로 철선과 전류의 세기에 따라 사전 장력의 적절한 크기를 찾는 작업이 필요하다.

본 연구에서 사용한 Teikoku 합금선의 경우 항복응력의 15%에 해당하는 무게가 철선의 처짐과 끊어짐을 동시에 방지할 수 있는 적절한 사전 장력의 크기이었다. 풍동의 측정부에 수평으로 설치한 철선의 한쪽 끝은 풍동 벽에 고정하고, 다른 쪽 끝은 풀리(pulley)를 지나 추를 매다는 방식으로 사전 장력을 가하는 방법을 추천한다. 279.9 Ω/m의 저항 값을 가지는 Teikoku 합금선의 경우에 전류가 통하는 철선의 길이가 850 mm일 경우에 50V의 교류 전류가 철선의 판단을 방지하면서 적절한 분리도와 균질도를 가진 연기 유맥선을 발생시켰다. 철선에 장력을 가하는 추의 무게는 0.5 kg이었다.

2.1.2 조명과 사진, 모델의 설치

연기선 기법에 의하여 좋은 가시화 사진을 얻기 위해서는 양질의 연기 유맥선을 얻는 것과 함께 조명이 또 하나의 중요한 요소이다. 고속 카메라(Hanland Photonic IV-A Model)의 부속품인 두개의 1,000 W 램프를 광원으로 사용하고, 이 광원에서 나온 구형 광(spherical beam)이 풍동 측정부의 창문을 대치한 틈새(slit)가 있는 나무 판넬을 통과하도록 하여 평면광을 만들었다. 또한 모델의 표면 처리를 통하여 빛의 난반사가 작도록 하여 모델 표면에 근접한 유동장을 선명하게 가시화할 수 있도록 하였다.

하나의 연기 발생 철선에 의하여 발생한 연기 유맥선은 목표 유동장을 순식간에 지나게 되기 때문에 연기 유맥선의 발생과 사진을 찍는 순간을 동기화 혹은 조절하는 타이밍/조절 (timing/control) 장치가 필요하다. 이 타이밍/조절 장치는 연기 발생 철선에 전류를 통하고 발생한 연기 유맥선 시트(sheet)가 원하는 강도와 위치에 도달하였을 때 카메라를 작동한다. 연기 발생 철선에

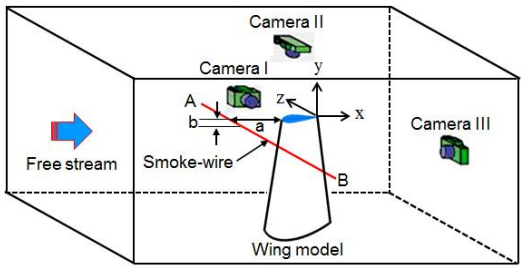


Fig. 1. Experimental setup of smoke-wire technique for wing-tip vortex visualization

전류를 통하게 하는 순간과 카메라의 작동 순간 사이의 지연시간은 측정부 풍속에 따라 달라지므로 타이밍/조절 장치의 지연시간은 가변적이어야 한다.

Figure 1은 개발한 연기선 가시화 기법을 3차원 날개의 날개 끝 와류를 가시화하는데 적용한 실험 장치의 예를 보여 준다. 날개 모델은 풍동의 측정부에 바닥에 수직으로 설치하였다. 이때 날개 윗면이 풍동 측정부의 안쪽으로 향하도록 하였다. 연기선(A-B)은 수평으로 설치하였다. 연기선은 날개 끝 단면 앞전으로부터 상류 쪽으로 158 mm (a로 표시) 떨어진 곳(영의 받음각 기준)에, 날개 끝 단면으로부터 아래쪽으로 22.3 mm (b로 표시) 위치하고 있다. 풍동 측정부의 안쪽에 의치한 카메라(Camera I)에 의해서는 날개 끝 부분의 흐름의 평면조망(planform view)을, 풍동 측정부의 지붕 쪽에 위치한 카메라(Camera II)에 의해서는 형상조망(profile view)을, 모델의 후방에 위치한 카메라(Camera III)에 의해서는 단면조망(cross-sectional view)을 제공한다.

목표 유동장의 위치를 표시하기 위한 좌표축은 날개 끝 단면의 뒷전에서 출발하여 자유유동을 따른 방향을 x-축으로, 스팬 방향을 y-축으로, 단면의 시위선에 수직하고 날개의 윗면 방향을 z-축으로 설정하였다.

2.2 초음파 가습기에서 발생하는 미세 수적 (micro water-droplets generated by ultrasonic humidifier)을 이용한 가시화 기법

2.2.1 미세 수적의 발생

압전 세라믹스(piezoelectric ceramics)와 같은 초음파 진동자에 전기를 가하면 초당 수 MHz 진동을 하여 초음파를 발생하는데 이 진동자를 얕은 물의 밑바닥에 설치하면 그 진동의 효과로

수 μm 크기(평균지름 5~10 μm)의 미세 수적(micro water droplets)을 발생하는 현상을 이용한 가전 장비가 초음파 가습기(ultrasonic humidifier)이다. 초음파 가습기의 미세 수적에 의한 가시화 방법은 연소생성물이 갖는 독성과 오염문제를 해결할 수 있다.

초음파 가습기에서 발생하는 미세 수적이 실제 유동을 정확하게 모사하기 위해서는 일정시간 공기 중에 확산되지 않아야 하며, 침강속도(sedimentation velocity)가 작아야 한다. 미세 수적을 구형으로 가정하고, Stokes의 정리를 적용하면 유동장 내 추적 입자의 침강속도를 예측할 수 있다. 즉, 추적 입자의 직경을 d_p, 밀도를 ρ_p, 유체의 밀도와 동점성을 각각 ρ_F, ν_F라 하면, 표시입자의 침강속도 v_s는 다음과 같이 쓸 수 있다 [1].

$$v_s = \frac{g d_P^2}{18 \nu_F} \left(\frac{\rho_P}{\rho_F} - 1 \right)$$

초음파 가습기에서 발생하는 미세 수적의 지름으로 10 μm를 사용하고 공기와 수적의 표준 유체물리 값을 사용하면 미세 수적의 침강속도는 약 0.003 m/sec가 된다. 따라서 유속이 10 m/sec이고, 날개 모델의 길이가 1 m인 경우에 날개의 정점에서 출발한 추적 입자가 날개의 뒷전까지 이동하는 동안 침강한 거리는 0.3 mm가 된다. 미세 수적의 확산속도는 수적의 직경과 온도, 습도 등의 환경조건과 유속에 관계된다. 수적의 공기 중 확산속도를 감소시키기 위해서는 수적 직경을 증가시키거나, 확산율을 감소시키기 위한 온·습도의 제어가 필요하게 된다. 그러나 미세 수적의 배출로부터 영상 획득 단면까지의 입자이동 시간이 확산시간에 비하여 현저하게 짧은 경우에는 확산의 영향은 무시할 수 있다. 따라서 10 μm 이내 크기의 초음파 가습기 미세 수적은 1 m 크기 정도의 항공역학적 물체 주위의 유동장을 가시화하는데 충분한 추적 입자의 요건을 갖추었다고 할 수 있다.

가시화에 필요한 수적의 밀도를 증가시키기 위하여 시간당 600 cm^3의 배출용량을 가지고 있는 가정용 초음파 가습기 2대의 배출구를 서로 결합하여 배출용량을 증가시켰다. 수적 배출구는 유연 곡관 끝에 연결된 파이프를 통하여 모델 날개의 앞전 바로 하방에 위치시켜 수적 배출 파이프로 인한 영향을 최소화하도록 하였다. 배출 파이프를 통하여 유출되는 미세 수적은 날개 아랫면과 윗면의 압력차에 의해 별도의 배출 동력 없이 날개 윗면의 공기와 동반 유동되었다.

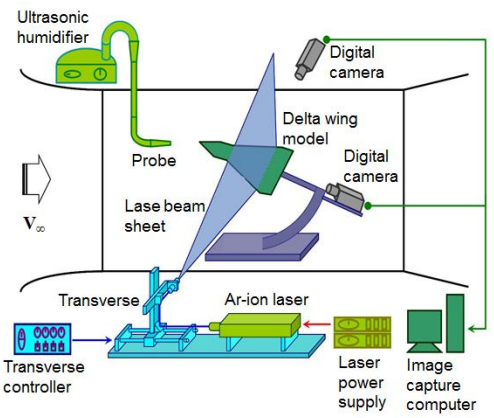


Fig. 2. Experimental setup of visualization technique using micro water droplets generated by ultrasonic humidifier

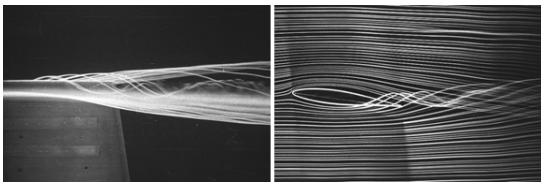
2.2.2 조명과 사진

미세 수적을 산란시키기 위한 광원으로는 3 W급의 Argon ion 레이저광(Spectra-Physics 2000)을 사용하였으며, 레이저빔을 원통형 렌즈를 통과시켜 레이저 평면광을 형성시켰다. 이 레이저 평면광을 레이저 빔 이송장치를 사용하여 날개 상류 단면으로부터 하류 단면까지, 혹은 날개면에 수직한 방향으로 순 차적으로 이동시킴으로써 연속적인 영상을 획득할 수 있게 하였다. 흐름 단면의 영상은 디지털 카메라를 사용하여 획득하였다. 본 연구에 사용된 디지털 카메라는 Sony DCR-VX 2000 NTSC로써, 초당 30 프레임의 영상을 촬영할 수 있으며, shutter speed는 1/90 sec를 사용하였다. Fig. 2에 초음파 가습기에서 발생되는 미세 수적을 추적 입자로 사용한 가시화 실험장치 구성을 나타내었다.

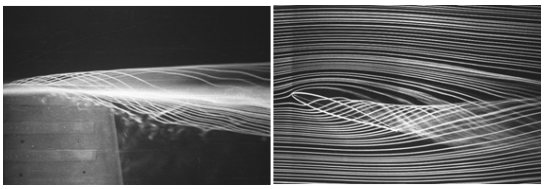
III. 적용 결과

3.1. 연선 기법에 의한 날개 끝 와류 (wing-tip vortex) 가시화

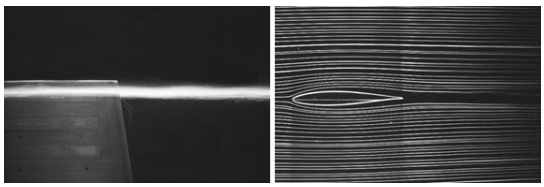
양의(positive) 양력 조건에서 3차원 날개의 끝에서는 압력이 높은 날개 아랫면에서 압력이 낮은 윗면으로 돌아 흐르는 흐름이 발생하게 된다. 이와 같은 날개 끝을 돌아 흐르는 흐름은 자유흐름과 결합하여 날개 끝에서 출발하여 날개 의 후방으로 연결되는 3차원 순환 흐름(circulatory flow), 즉 날개 끝 와류(wing-tip vortex)로 발전한다. Fig. 3은 고양력 장치나 조종면, 동체가 없는 기본 형상 날개 모델에서 발생하는 날개 끝



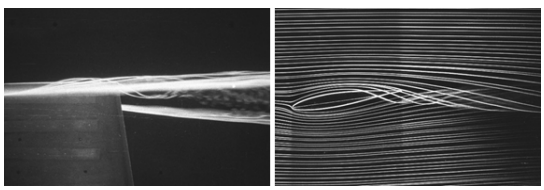
(a) α=10°



(b) α=20°



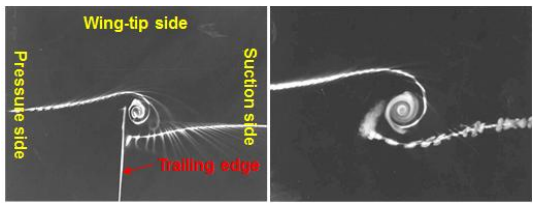
(c) α=-2°



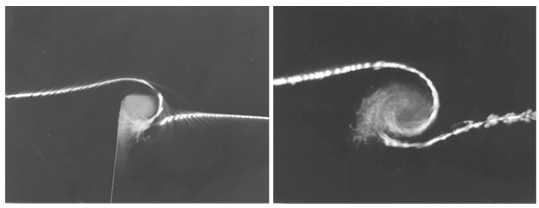
(d) α=-6°

Fig. 3. Planform and profile views of wing-tip vortex of square-cut wing tip

와류의 평면조망과 형상조망 사진이다. 날개의 테이퍼 비는 0.5이고, 30% 시위선에 비틀림 축을 가지고 washout각이 +2°인 비틀림 날개이다. 뿌리 단면은 NACA 63_2-215, 끝 단면은 NACA63_1-212이다. 스팬은 616.3 mm, 날개 뿌리 단면의 코드는 257 mm이다. 날개 끝의 단면은 직각으로 잘리어진 단면(square-cut section)이다. 풍동의 측정부 크기는 0.9m x 0.9m이며, 유속은 3.6 m/sec, 유동 난류도(turbulence intensity)는 0.3%이다. 이 유속과 날개 모델의 평균시위에 기준한 Reynolds 수는 약 55,000이다. Fig. 3에서 평면조망 사진의 보이는 앞쪽과 형상조망 사진의 위쪽이 날개의 윗면이다. 받음각 정의는 날개 뿌리 시위에 기준한 받음각이다. 따라서 washout 각이 +2°인 것을 감안하면 받음각이 -2°일 때 날개 끝 단면의 받음각은 0°이다.



(a) α=10°, x/c=0.0 (b) α=10°, x/c=1.0



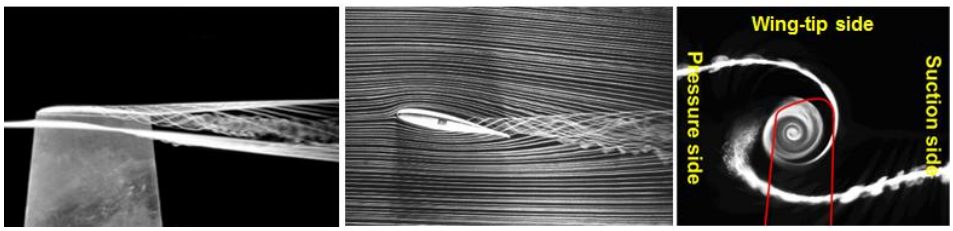
(c) α=20°, x/c=0.0 (d) α=20°, x/c=1.0

Fig. 4. Cross-sectional views of wing-tip vortex of square-cut wing tip

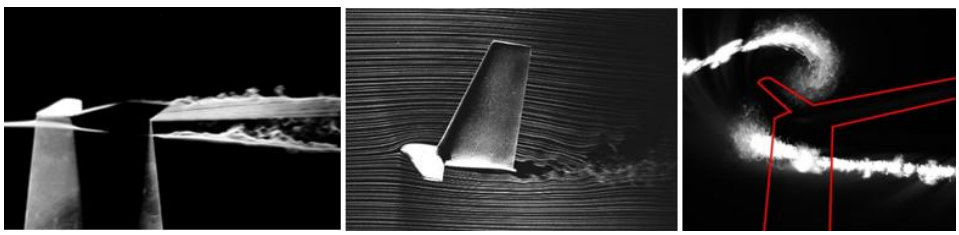
Figure 3은 양의 양력이 발생하는 조건(α=10°, α=20°)에서 날개 끝에서 유선이 새면서(leaking) 압력이 높은 날개 아랫면 쪽에서 압력이 낮은 날개 윗면 쪽으로 돌아 흐르는 날개 끝 와류의 구조를 잘 보여주고 있다. 날개 아랫면에서 새어 나와 날개 끝을 돌아 흐른 유선들은 날개를 지나면서 서로 꼬이면서(interweaving) 나선형 궤적(spiraling trajectory)을 만든다. 한편 날개 윗면을 지나는 유선들은 날개를 지나면서 단순히 날개 뿌리 방향으로 휘는 것을 알 수 있다. 날개 아랫면에서 새어 나와 날개 끝을 돌아 흐른 유선들은 단면 뒷전부터 시작되며(Fig. 3a), 받음각이 커짐에 따라 이 유선들은 점점 많아지게 된다. 받음각 20°에서는 단면 전체가 날개 끝에서 새어 나와 날개 끝을 돌아 흐르는 유선으로 덮여 있음을 Fig. 3b는 보여주고 있다. 날개 끝 단면의 받음각이 0°인 경우에 해당하는 Fig. 3c는 날개 끝을 돌아 흐르는 유선이 존재하지 않는 것을 관찰할 수 있다. 음의 받음각인 -6°의 경우에는 날개 윗면 쪽에서 아랫면 쪽으로 유선이 돌아 흐르는 것을 Fig. 3d는 보여준다.

Figure 4는 받음각 10°와 20°에서 Fig. 3과 동일한 날개 모델과 날개 끝 단면 형상(square-cut section)에 대한 단면조망 사진이다. Fig. 5는 날개 끝 와류가 후방으로 가면서 팽창하는 것과, 받음각이 커지면서 확산되는 것을 잘 보여주고 있다.

Figure 5는 단순 페어링(fairing) 날개 끝 형상과 Whitcomb 윙렛(winglet)을 부착한 날개 끝 형상에 대한 날개 끝 와류를 비교한 사진이다[7].



(a) Wing-tip with simple fairing(α=10°)



(b) Wing-tip with Whitcomb's winglet (α=10°)

Fig. 5. Comparison of planform, profile and cross-sectional views of wing-tip vortices of different wing-tip configurations [7]

받음각은 10°이며, 단면조망 사진은 뒷전에서 1 코드 후방의 단면의 사진이다. 윙렛이 날개 끝을 돌아 흐르는 흐름을 크게 억제하는 것을 잘 보여주고 있다. 날개를 지나서는 Whitcomb 윙렛 날개 끝 형상에서도 여전히 날개 끝 와류가 형성되지만 단순 페어링 날개 끝 형상에 비하여는 그 강도가 크게 약해지는 것을 단면조망 사진은 보여주고 있다. 또한 단순 페어링 날개 끝 형상에 비하여 Whitcomb 윙렛 날개 끝 형상에서는 날개 끝 와류의 중심이 스팬 바깥쪽으로 이동한다. 유도항력을 감소시키는 윙렛의 기본적인 물리적 효과는 날개 끝 와류의 단면속도 (cross-sectional velocity)의 약화와 수직 방향으로의 분산(vertical diffusion)으로 알려져 있다. Fig. 5의 결과는 이와 같은 윙렛의 효과에 대한 연구 결과와 일치한다.

3.2 초음파 가습기 미세 수적 기법을 이용한 이중 삼각날개의 와류(vortex flow of double-delta wing) 가시화

스트레이크를 가진 삼각날개(strake-delta wing) 혹은 이중 삼각날개(double-delta wing) 형상은 높은 기동성능을 필요로 하는 현대 전투기에서 자주 고려되는 형상이다. 이는 높은 받음각에서 스트레이크 혹은 앞쪽 날개가 안정된 와류를 발생시켜 추가의 양력을 제공할 뿐만 아니라 후방에 위치한 주 날개에서 발생하는 와류를 강하게 하고 안정되게 하는 순기능의 간섭을 하기 때문이다. 이중 삼각날개의 와류 시스템은 받음각, 스트레이크 변형각(incidence angle), 옆미

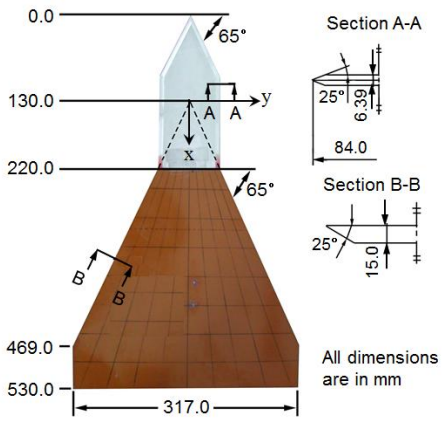
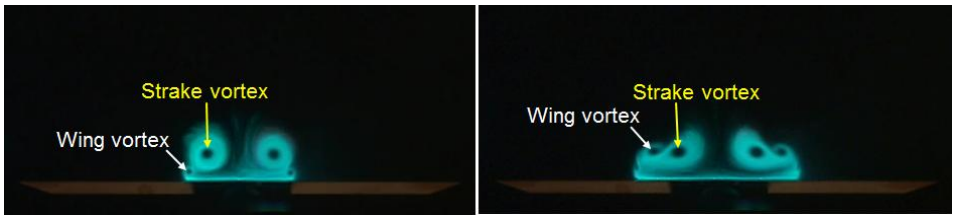


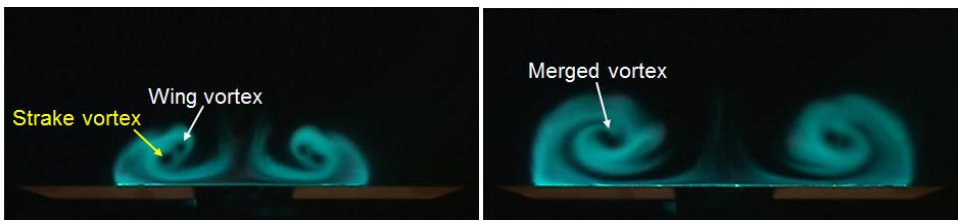
Fig. 6. Double delta wing with apex strake

끄럼각 등에 따라 와류의 형성과 상호간섭, 붕괴 현상 등이 복합적으로 변하는 복잡한 와류 시스템 중 하나이다. 개발한 미세 수적 기법을 Fig. 6과 같은 정점 스트레이크(apex strake)를 가지는 이중 삼각날개의 와류 시스템 가시화에 적용하여 보았다. 모델의 주 날개는 65° 후퇴각과 날카로운 앞전을 가지는 평판 삼각날개이다. 날카로운 앞전은 아랫면을 25°의 경사각(beveling angle)으로 잘라 만들었다. 정점 스트레이크는 65°와 90°의 후퇴각을 가지는 평판 날개로, 대칭적으로 날카롭게 한 앞전을 가지고 있다. 스트레크를 부착한 모델의 전체 길이는 530 mm이다.

Figure 7은 받음각 24°에서 앞에서 기술한 이중 삼각날개 모델의 와류 시스템에 대한 단면조

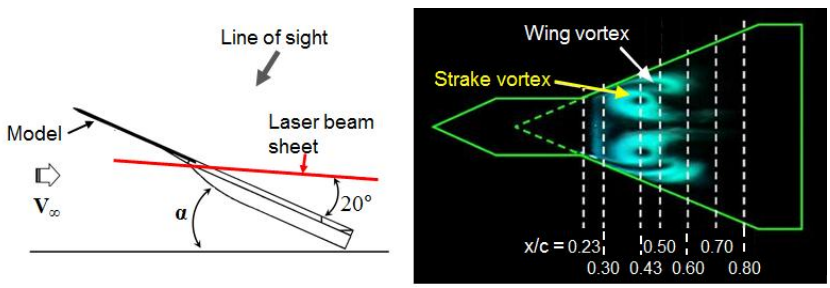


(a) x/c=0.30 (b) x/c=0.43

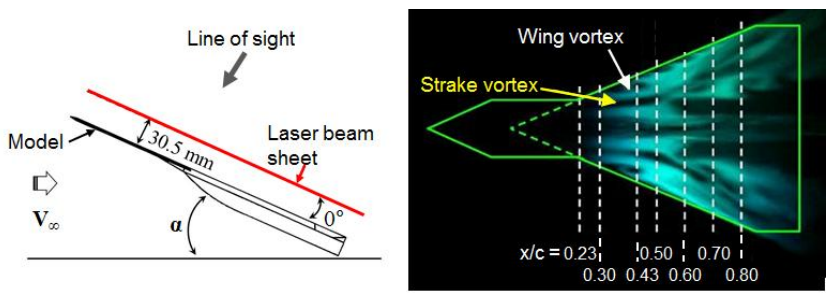


(c) x/c=0.60 (d) x/c=0.80

Fig. 7. Cross-sectional views of vortex system of double delta wing with apex strake



(a) Laser beam sheet of inclined angle 20°



(b) Laser beam sheet of inclined angle 0°

Fig. 8. Lengthwise cut of vortex system of double delta wing with apex strake

망 사진이다. 자유흐름 속도는 8 m/sec이며, 이 자유흐름 속도와 모델의 전체 길이에 기준한 Reynolds 수는 약 182,000이다. Fig. 7에서 c는 주 날개의 코드 400 mm이며, 코드 방향 좌표 x 축의 원점은 주 날개의 정점이다. Fig. 7은 이미 x/c=0.30에서 스트레이크에 의해 생성된 와류가 잘 발달되어 있으며, 주 날개의 와류는 막 형성되기 시작함을 알 수 있다(Fig. 7a). 후방으로 가면서 스트레이크 와류와 주 날개 와류는 같은 회전방향을 가지는 와류 쌍(vortex pair)의 간섭 원리에 따라 왼쪽 날개에서는 시계 방향으로, 오른쪽 날개에서는 반시계 방향으로 회전한다(Fig. 7b, c). 이들 와류 쌍은 x/c=0.8에서는 합쳐져서 하나의 와류를 형성한다(Fig. 7d). 이와 같은 와류 쌍의 상호 간섭에 의한 와류 중심의 위치 변화는 그대로 날개 윗면의 부압(negative pressure) 분포에 영향을 미치게 되어 x/c=0.30에서는 스팬의 가장 바깥쪽에 부압 피크가 존재

하고 스팬 안쪽으로 갈수록 부압의 크기가 작아지는 부압 분포가, x/c=0.43에서는 부압의 피크가 스팬 안쪽으로 이동하면서 보다 완만한 부압 분포가, x/c=0.60에서는 부압 피크가 예리해지고 커지는 부압 분포를 이루는 것이 확인되었다[8].

Figure 8은 스트레이크 와류와 주 날개 와류로 구성된 와류 시스템을 측정부 천장 쪽에서 바라본 길이 방향 컷(lengthwise cut)이다. 이때 유동장을 조명하는 레이저 빔 시트(laser beam sheet)는 횡 방향으로 위치시킨다. 앞서 기술한 바와 같이 이중 삼각날개의 와류 시스템은 날개를 지나면서 서로 꼬이면서 나선형 운동을 하게 된다. 따라서 하나의 정해진 횡 방향 레이저 빔 시트만으로는 날개 윗면 공간에서 이동하는 모든 와류 중심을 잡아 낼 수 없으며, 레이저 빔 시트와 날개면 과의 거리와 경사각을 조절하는 것이 필요하다. Fig. 8a는 레이저 빔 시트가 x/c=0.33에서 날개면과 교차하고 경사각이 20°인 경우의 길이 방향 컷 사진이다. 이중 삼각날개의 받음각은 24°이다. x/c=0.43에서 스팬 안쪽에 위치한 스트레이크 와류의 중심과 스팬 바깥쪽에 위치한 주 날개 와류의 중심이 선명하게 보이고 있다. x/c=0.50에서는 주 날개 와류의 중심은 관찰되고 있으나, 스트레이크 와류의 중심은 관찰되지 않는다. 이는 이 코드 위치에서 스트레이크 와류의 중심이 와류간의 상호작용에 의하여 아래 방향으로 이동하여 스트레이크 와류의 중심이 레이저 빔 시트를 벗어나 있기 때문이다. x/c=0.60 이후에는 날개면과 경사진 레이저 빔 시트에서 스트레이크 와류의 중심과 주 날개 와류의 중심이 모두 벗어나 있기 때문에 이들 와류의 중심이 관찰되지 않는다.

날개면에 평행한 레이저 빔 시트로 조명하는 경우인 Fig. 8b는 이중 삼각날개에서 발생하는 와류 시스템의 보다 전체적인 구조를 보여 준다. 스트레이크 와류의 중심은 x/c=0.50까지는 직진하다가 이후에는 스팬 바깥쪽으로 휘어지는 경로를 갖는다. x/c=0.43에서는 스트레이크 와류의

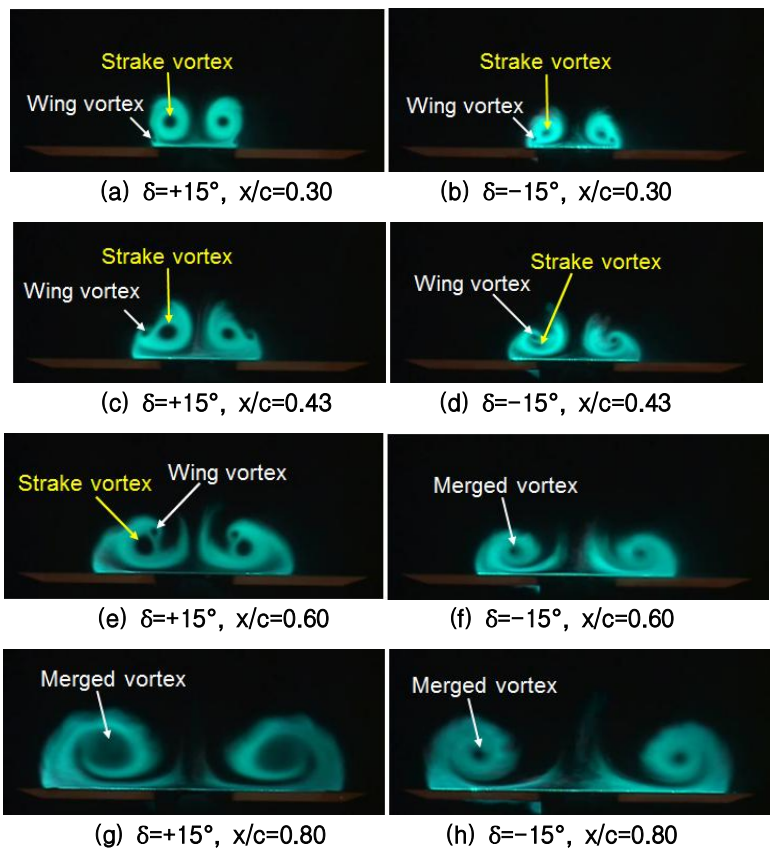


Fig. 9. Comparison of cross-sectional views of vortex system for double delta wing with different incidence angles of apex strake [8]

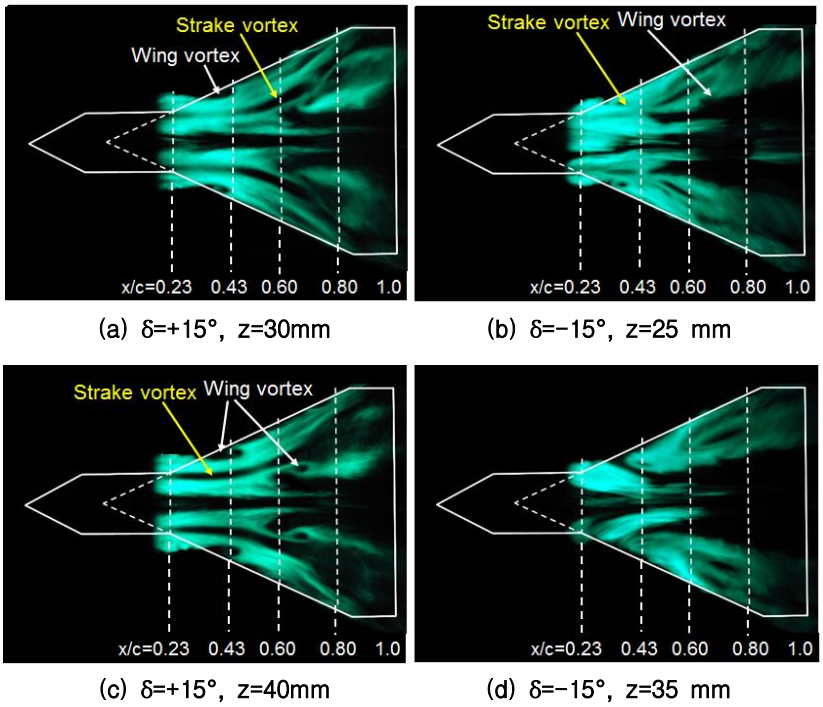


Fig. 10. Comparison of lengthwise cuts of vortex system for double delta wing with different incidence angles of apex strake [8]

중심과 주 날개 와류의 중심이 모두 관찰되지만, x/c=0.50과 x/c=0.60에서는 주 날개 와류의 중심이 관찰되지 않는다. 이는 이 코드 위치에서 주 날개 와류의 중심이 윗 방향으로 이동하였기 때문이다. x/c=0.70과 x/c=0.80 사이에서는 주 날개 와류의 중심이 스트레이크 와류의 중심 보다 스팬 안쪽에 다시 관찰되며, 이후에는 두 개의 와류가 합쳐지게 된다.

Figures 9와 10은 스트레이크의 변형각(incidence angle)이 달라짐에 따라 스트레이크 와류와 주 날개 와류의 위치와 상호작용이 어떻게 달라지는 가를 가시화한 예를 보여준다[8]. 정점 스트레이크가 +15°의 변형각을 가지게 되는 경우에 스트레이크에 의한 와류가 날개면 으로부터 멀어지는 위치로 이동하고 그 중심의 크기도 커지며, -15°의 변형각을 가지게 되는 경우에는 스트레이크에 의한 와류가 날개면에 가까운 위치로 이동하고 그 중심의 크기도 작아지는 것을 Figs. 9a, b에서 관찰할 수 있다. 스트레이크 와류와 주 날개 와류간의 꼬임과 합쳐짐의 상호작용도 -15°의 스트레이크 변형각에서는 현저히 빠르게 진행되는 것을 Figs. 9c, d, e, f, g, h는 잘 보여주고 있다.

Figure 10은 길이 방향 컷 사진을 보여 준다. Fig. 10에서 레이저 빔 시트는 날개면에 평행하며, z는 날개 윗면으로부터 레이저 빔 시트까지의 거리를 나타낸다. Figs. 10a, c는 +15°의 변형각에서 잘 발달한 스트레이크 와류의 중심을 명확하게 보여주고 있다. 주 날개 와류는 x=0.43에서는 스트레이크 와류의 바깥 쪽 스팬 위치에 존재하며, x=0.60과 x=0.80사이에서는 스트레이크 와류의 안 쪽 스팬 위치에 존재한다. 스트레이크 와류의 강도가 약해지고 와류간의 상호작용이 빨라지는 -15°의 변형각에서는 +15°에서와 같이 스트레이크 와류와 주 날개 와류의 중심을 명확히 구분하는 일이 쉽지 않다. 그러나 Figs. 10b, d를 자세히 살피면 x=0.23과 사이에서 스트레이크 와류와 주 날개 와류를 관찰할 수 있는데, 작아진 스트레이크 와류가 주 날개 와류의 안쪽 스팬에 위치하여 있다.

IV. 결 론

두 가지의 공기 흐름 off-surface 가시화 기법을 종합하여 기술하였다. 하나는 전통적인 연기선(smoke-wire)에 의하여 발생한 연기 유맥선(smoke streak lines)을 사용하는 기법이고, 또

다른 하나는 가정용 초음파 가습기에서 발생하는 미세 수적(micro water droplets)을 추적 입자로 사용하는 기법이다. 연기선 기법에서는 분리되고 균질한 연기 유맥선(discrete and uniform smoke streak lines)을 발생시킬 수 있는 연기선과 피복 오일의 결정, 조명 방법과 timing/control 회로의 설계 등을 기술하였다. 연기선 기법은 공기 흐름 속도에 제한이 있으며(0.07 mm 지름의 연기선의 경우 5 m/sec 이내), 오염의 문제점이 있지만 매우 정교하고 선명한 연기 유맥선 시트(streak line sheet)을 발생시킬 수 있음으로 인하여 3차원 날개의 날개 끝 와류 등과 같은 3차원 순환 흐름 가시화에 성공적으로 적용할 수 있었다.

초음파 가습기의 미세 수적(평균 크기 5~10 μm)을 사용하는 기법에서는 미세 수적의 발생 방법과 침강속도에 대한 분석, 조명의 방법 등을 기술하였다. 초음파 가습기 수적 기법은 연기선 기법에 비하여 공기 흐름 속도를 보다 크기 할 수 있으며(10 m/sec 이상), 독성과 오염의 문제를 해결할 수 있다. 초음파 가습기 수적 기법은 정점 스트레이크(apex strake)를 가지는 이중 삼각날개에서 발생하는 복잡한 와류 시스템의 생성과 발달, 상호작용을 가시화하는데 매우 유용하게 활용되었다.

References

1) Merzkirch, W., 1987, Flow Visualization, 2nd ed. Academic Press, New York.

2) The Visualization Society of Japan, 1996, Atlas of Visualization, CRC Press.

3) Samimy, M., Breuer, K. S., Leal, L. G. and Steen, P. H., 2003, a Gallery of Fluid Motion, Cambridge University Press.

4) Bisplinghoff, R. L., Coffin, J. B., and Holdeman, C. W., 1976, “Water Fog Generation System for Subsonic Flow Visualization,” AIAA Journal, Vol. 14, No. 8, pp. 1133-1135.

5) Parker, A. G., and Brusse, J. C., 1976, “New Smoke Generation for Flow Visualization in Low Speed Wind Tunnel,” Journal of Aircraft, Vol. 13, No. 1, pp. 57-58.

6) Erickson, G. E., Schreiner, J. A., andRogers, L. W., 1989, “On the Structure, Interaction, and Breakdown Characteristics of Slender Wing Vortices at Subsonic, Transonic, and Supersonic Speeds,” AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, Boston Massachusetts, USA, AIAA Paper1989-3345.

7) M. H. Sohn and J. W. Chang, 2012, “Visualization and PIV Study of Wing-tip Vortices for Three Different Tip Configurations,” Aerospace Science and Technology, 16(1), 40-46.

8) M. H. Sohn, 2010, “Effect of Apex Strake Incidence-angle on The Vortex Development and Interaction of a Double-delta Wing,” Experiments in Fluids, 48(4), 565-575.