

미세수적과 레이저 평면광에 의한 와류장의 가시화 연구

이기영* · 손명환**

Investigation of Vortical Flow Field Visualization by Micro Water Droplet and Laser Beam Sheet

Ki Young Lee* · Myong Hwan Sohn**

ABSTRACT

A new off-surface visualization method of using the micro water droplet and laser beam sheet was presented. About a size of 5 to 10 μm micro water droplet could be made from home-style ultrasonic humidifier. A 3 W Argon ion laser and cylindrical lens were used to generate a laser beam sheet, which interrogate specific cross section of the vortical flow field. Application of this new visualization method was conducted in KAFA small-sized low speed wind tunnel of having the test section of 0.9 m(W) \times 0.9 m(H) \times 2.1 m(L). Visualization results show this method relatively easy and safe flow visualization method for wind tunnel testing. Moreover, this method is also make up for the disadvantage of smoke visualization, and can be applied to higher flow velocity range than that of smoke visualization.

초 록

미세수적과 레이저 평면광을 사용하여 새로운 유동의 가시화 방법을 제안하였다. 미세수적은 약 5 내지 10 μm 크기로 가정용 초음파 가습기를 사용하여 생성시켰다. 조명은 3 W의 알곤 이온 레이저와 원통형 렌즈를 사용하여 레이저 평면광을 특정 와류장 단면에 형성시켰다. 이와 같은 새로운 유동의 가시화 방법을 측정부의 크기가 0.9 m(W) \times 0.9 m(H) \times 2.1 m(L)인 공군사관학교의 소형 풍동을 통하여 적용하였다. 가시화 결과를 통하여 미세수적을 이용한 새로운 가시화 방법이 풍동실험에 적용하기에 비교적 용이하며, 안전한 방법임을 보였다. 아울러 이 방법은 일반적으로 풍동실험에 적용되고 있는 스모크 가시화의 단점들을 보완함은 물론, 좀 더 높은 유동속도에서도 적용할 수 있었다.

Key Words : Micro Water Droplet(미세수적), Laser Beam Sheet(레이저 평면광), Flow Visualization (유동의 가시화)

• 2001년 11월 14일 접수 ~2002년 3월 20일 심사완료

* 정회원, 공군사관학교 기계공학과(Dept. of Mechanical Engineering, Korea Air Force Academy)

주연락저자, E-mail : kylee@afa.ac.kr 충북 청원군 남일면 쌍수리 사서함 335-2호

** 정회원, 공군사관학교 항공우주공학과(Dept. of Aeronautics and Aerospace, Korea Air Force Academy)

1. 서 론

가시화에 의한 유동장의 연구는 관찰된 유동 구조와 실제의 운동학적 특성과 언제나 일치하는 것은 아니지만 유동장의 운동학적 특성을 파악하는 비교적 용이한 연구방법으로 활용되어 왔다. 특히, 박리유동, 맥동유동, 와류유동과 같이 복잡한 형상의 3차원 비정상 유동장은 가시화를 통하여 유동 특성과 구조를 이해하는데 필요한 공간적인 유동정보를 획득하는데 많이 사용되고 있다. 일반적으로 유동의 가시화는 정상적인 유동의 가시화 방법과 정상적인 유동의 가시화 방법으로 구분할 수 있다. 풍동실험과 같이 공기를 작동 유체로 사용하는 유동인 경우에는 스모크를 이용한 정상적 가시화 방법이 보편적으로 사용되고 있다. 넓은 의미에서의 스모크는 어떠한 물질의 연소 생성물로 제한하기보다는 수증기, 에어로졸, 안개 혹은 추적 가스를 통칭한다고 할 수 있다. 이와 같이 스모크를 이용한 가시화 방법과 같은 정상적인 유동의 가시화 방법은 입자 하나 하나의 운동에 관심을 두어 정상적인 유동정보를 획득하기보다는 유동의 운동 특성을 정확하게 표현할 수 있도록 하는데 중점을 두게 된다.

이러한 유동의 가시화에 사용되는 표시입자가 갖추어야 할 일반적인 조건으로는 독성이 없어야 하며, 중립적인 부력(무중력)을 가져야 하며, 작동유체와의 혼합에 안정성이 있어야 하며, 무엇보다도 잘 보일 수 있어야 한다. 풍동실험에서 유동의 가시화에 흔히 사용되는 표시입자인 스모크는 통상 석유류를 연소시켜 얻기 때문에 어느 정도 독성을 지니게 되어 실험자가 스모크를 흡입하지 않도록 세심한 주의와 실험장의 환기가 필요하게 된다. 아울러, 재순환 풍동에서 실험을 수행하는 경우에는 일정 시간이 경과하면 풍동회로 전체를 스모크로 채워지게 되어 장시간 소요되는 가시화 실험에는 큰 장애요소가 된다. 또한 스모크 입자에 의한 풍동회로의 오염으로 인하여 실험 후에는 이를 제거해야 하는 불편함을 감수해야 한다. 이와 같은 연소생성물

의 스모크에 의한 가시화 방법은 공기와 같은 기체를 작동유체로 하는 풍동실험에 의한 유동장 연구에 매우 유용하게 적용되어 왔지만, 어느 정도의 독성과 장시간 반복 실험에의 제한, 그리고 풍동회로에의 오염 등의 문제들을 내재하고 있다. 이와 같은 스모크에 의한 가시화 방법의 단점을 보완하고자 안개와 같이 미세한 수적(micro water droplet)을 가시화 물질로 사용하고자 하는 시도가 1970년대에 여러 연구자들에 의해 보고된 바 있다. 즉, Prentice & Hurley[1]는 수증기를 이용하였고, Brisplinghoff et al[2]과 Parker & Brusse[3]는 수증기와 액체 질소를 이용하여 비교적 저속 유동장에 적용할 수 있는 가시화 방법을 제시하였다. 그러나 이들이 제안한 수적 발생 장치는 상대적으로 매우 작은 풍동에만 적용될 수 있는 한계를 가지고 있으며, 중립적인 부력을 갖는 안개를 생성하기 위해서 정확한 온도제어 장치를 필요로 하였다. Bouchez & Goldstein[4]은 드라이 아이스(CO₂ pellet)를 사용한 가시화 방법을 제시하였지만 장시간, 반복적인 실험에는 한계를 나타내어 그다지 실용적인 방법이 되지 못되었다. Erickson et al[5]은 증기 스크린 방법에 의한 가시화 방법을 사용하여 자유유동 속도가 마하수 0.4에서 1.4에 이르는 비교적 고속의 와류 유동장에 적용한 결과를 제시하여 고속의 유동장에까지 적용할 수 있음을 보였으나 가시화 방법에 대한 구체적인 내용은 기술되지 않았다.

이에 본 연구에서는 비교적 간단하게 미세한 수적을 발생하는 초음파 가습기를 사용하여 와류 유동장에 적용하는 방법을 제시하였다. 초음파 가습기는 압전 세라믹스와 같은 초음파 진동자에 전기를 가하면 초당 수 MHz 진동을 하여 초음파를 발생하는데 이 진동자를 얇은 물의 밑바닥에 설치하면 그 진동의 효과로 평균 10 μ m 전후의 초미립 수적을 발생하게 된다. 초음파 가습기의 미세수적에 의한 가시화 방법은 연소 생성물이 갖는 독성과 풍동회로에서 스모크로 인한 오염문제를 해결할 수 있으며, 가습기의 배출 용량을 증가시키면 장시간 반복적인 가시

화 실험이 가능하게 된다.

본 연구에서는 수적 미립자에 의한 가시화 방법을 본 연구자들이 진행하고 있는 연장된 앞전을 갖는 델타형 날개(Delta Wing with Leading Edge Extension)에서 발생하는 와류 유동장 구조와 특성에 관한 연구에 적용하여 연소 생성물에 의한 가시화 결과보다 우수한 가시화 효과를 확인할 수 있었다.

2. 실험장치 및 실험방법

본 연구에서는 공군사관학교에서 보유하고 있는 소형 아음속 풍동[0.9 m(W)×0.9 m(H)×2.1 m(L)]을 가시화 실험에 사용하였다. 소형 풍동에서 획득한 가시화 결과는 중형 아음속풍동[3.5 m(W)×2.45 m(H)×8.7 m(L)]에서 5-hole probe로 가시화 실험에서 사용된 동일한 형상의 모델의 유동단면에서 측정된 전압분포[6, 7]와 비교 검토하였다.

Fig. 1은 연장된 앞전(이하, LEX)을 부착한 델타형 날개 모델을 장착한 소형 풍동과, 광원으로 사용된 알곤 레이저, 그리고 미세수적 발생장치를 보인 것이다. 실험 모델은 중심시위가 132.5 mm이고, 뒷전에서의 스패이 79.2 mm인 델타형 날개이다. 기타 실험 모델에 대한 자세한 제원은 참고문헌 [8]에 기술되어 있다.

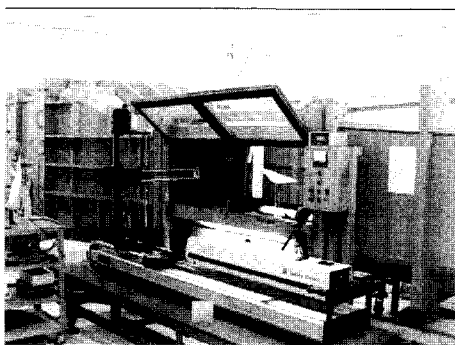


Fig. 1 Photograph of Experimental set-up

미세수적을 산란시키기 위한 광원으로는 3

W급의 Argon ion 레이저광을 사용하였으며, 레이저빔을 원통형 렌즈를 통과시켜 레이저 평면광을 형성시켰다. 레이저 평면광을 광학렌즈와 빔 이송장치를 사용하여 날개면에 수직인 단면 혹은 수평 단면에 투사하여 이 단면을 통과하는 수직의 산란으로 와류장의 구조와 유동 특성을 자세하게 관찰 할 수 있게 된다.

본 연구에서는 날개 위 유동장의 수직 단면과 수평단면에 레이저 평면광을 투사하였다. 아울러, 레이저 평면광을 레이저 빔 이송장치를 사용하여 날개 상류로부터 하류까지, 그리고 날개면의 수직 상방향으로 순차적으로 이동시킴으로써 연속적인 영상을 획득할 수 있게 하였다.

가시화 표시입자로 사용되는 미세수적(Micro Water Droplet)은 초음파 가습기에서 생성되는 미세한 수적을 이용하였다. 초음파 가습기는 가정용 가습기로 시간당 600 cm³의 배출용량을 가지고 있어, 가시화에 필요한 수적의 밀도를 증가시키기 위하여 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 날개 윗면에서의 유동장에의 영향을 최소화하도록 하였다. 배출 파이프를 통하여 유출되는 미세수적은 날개 아랫면과 윗면의 압력차에 의해 별도의 배출 동력 없이 날개 윗면의 공기와 동반 유동되었다.

유동 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 1/350~1/60 sec이다. 셔터속도는 단위 면적당 수적밀도가 높은 날개의 앞전 부근에서는 상대적으로 빠른 셔터 속도인 1/350 sec로 촬영하였고 수적의 확산으로 인하여 수적밀도가 저하되는 뒷전 부근으로 갈수록 셔터속도를 1/60 sec까지 감소시켰다. 아울러, 동일 유동 단면에서 초당 30 프레임의 영상 데이터를 촬영하여 분석함으로써 와류 구조의 비정상 거동의 해석에도 유용하게 사용될 수 있도록 하였다.

최근에 개발되고 있는 영상처리 기법들을 사용하면 와류의 비정상 거동(예로, Gursul & Xie[9], Srigraram & Kurosaka[10, 11] 등)의 연구에도 적용할 수 있다. 또한 날개의 시위 방향으로 순차적인 영상을 분석하면, 받음각, 자유 유동속도, 옆미끄럼각, 후퇴각 등의 유동조건과 날개의 기하학적 형상에 따른 와류의 발달과정과 와류간의 상호작용 그리고 와류의 붕괴 현상을 이해하는데 유용하게 사용될 수 있다. 디지털 카메라는 영상 획득 단면에 따라 유동의 하류 혹은 날개 상단에 설치하여 영상 데이터를 획득하였다. 본 논문에서 제시된 모든 영상 데이터는 자유유동속도 6.3 m/s에서 촬영한 것이다.

Fig. 2는 이와 같은 미세수적에 의한 유동의 가시화를 위한 소형풍동과 수적 발생장치, 레이저 광원 그리고 영상 획득 장치의 개념도를 보인다.

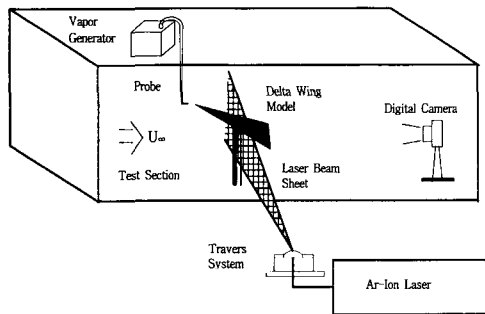


Fig. 2 Schematic Diagram of Experimental Set-up

3. 와류 유동장 가시화에의 적용

초음파 가습기에서 발생하는 미세수적이 실제 유동을 정확하게 묘사하기 위해서는 일정시간 공기 중에 확산되지 않아야 하며, 침강속도가 작아야 한다. 표시입자인 수적을 구형으로 가정하고, Stokes의 정리를 적용하면, 유동장 내 표시입자의 침강속도를 예측할 수 있다[12]. 즉, 표시입자의 직경을 d_p , 밀도를 ρ_p , 유체의 밀도

와 점성을 각각 ρ_f , ν_f 라 하면, 표시입자의 침강속도 v_s 는 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$v_s = \frac{gd_p^2}{18\nu_f} \left(\frac{\rho_p}{\rho_f} - 1 \right) \quad (1)$$

표시입자가 실제유동과 정확하게 일치하려면 이론적으로 유체입자와 동일한 밀도를 가져야 하나, 본 연구에서 사용된 수적은 공기밀도의 약 1000배 수준이므로 가능한 한 작은 직경의 표시입자의 발생이 필요하게 된다. 따라서 실험시간(미세수적 출구로부터 영상 데이터 획득단면까지의 유동시간)을 고려하여, 이 시간동안 표시입자의 침강이 수적직경 이내로 제한한다면, 최대 허용 수적직경은 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$d_p \leq \frac{18\nu_f}{g\Delta t_{\text{exp}}} (\rho_p/\rho_f - 1) \quad (2)$$

식 (2)로부터 수적의 밀도와, 공기의 밀도 및 점성을 고려하고, 표시입자의 유동시간(미세수적 유동시간)을 고려하면 표시입자의 직경은 대략 1.5 μm 미만이어야 한다. 현 실험 조건하에서 미세수적 입자의 침강속도는 약 0.02~0.03 m/s로 날개의 중간영역에서는 실제유동보다 약 0.2~0.3 mm의 침강이, 날개의 뒷전영역에서는 약 0.5~0.6 mm의 침강을 예상할 수 있다. 따라서 현재 사용되고 있는 초음파 가습기에서 발생하는 수적의 직경인 5~10 μm 는 연소 생성물의 직경(평균 1 μm 이하)에 비하여 크다. 그러나 최근 개발되고 있는 초음파 가습기의 수적 직경인 1 μm 급을 사용하면 침강속도를 현저하게 줄일 수 있어 실제유동과 거의 동일한 가시화 결과를 획득할 수 있다.

미세수적에 의한 가시화 방법을 풍동실험에 적용하는데 고려해야할 또 한가지는 수적의 공기 중 확산속도이다. 확산속도는 수적의 직경과 온도, 습도 등의 환경조건과 유속에 관계된다. 수적의 공기중 확산속도를 감소시키기 위해서는

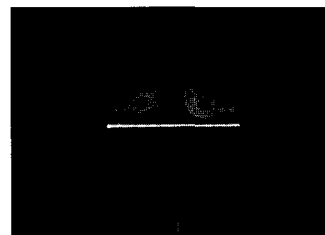
수직직경을 증가시키거나, 확산율을 감소시키기 위한 온·습도의 제어가 필요하게 된다. 그러나 본 실험조건과 같이 미세수직의 배출로부터 영상 획득 단면까지의 입자이동 시간이 확산시간에 비하여 현저하게 짧은 경우에는 그 영향이 크지는 않다. 다만, 실험조건에 따라 수직의 배출용량을 증가시킴으로써 어느 정도 보완이 가능하다.

연구자들이 수행하고 있는 연장된 앞전을 갖는 델타익에서 발생하는 와류는 LEX 와류와 델타익 와류가 동시에 발생하여, 이들 두 와류가 날개 윗면에서의 상호작용과 와류의 붕괴 등의 복잡한 와류현상을 보이므로 와류장의 가시화는 이들의 정성적 특성을 파악하는데 유용한 도구가 된다. 이에, 본 가시화 방법을 적용한 몇 가지 예를 제시하였다.

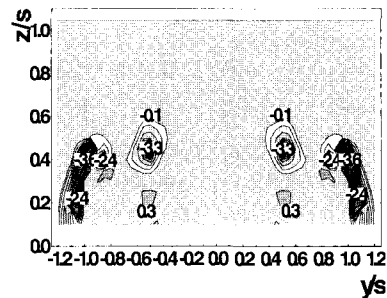
Fig. 3(a)는 초음파 가슴기로 발생한 수직과 레이저 평면광을 이용하여 연장된 앞전을 갖는 델타익 상면에서의 와류장을 가시화한 결과이며, Fig. 3(b)는 가시화 결과와 비교하기 위하여 동일 형상의 확대 모델에 대하여 레이놀즈수 $Re_c=1.76 \times 10^6$ 에서 5-hole probe에 의해 측정된 동일 유동 단면에서의 전압계수 등치선도를 제시한 것이다[6]. 그림에서 y/s 와 z/s 는 각각 국소반스팬(local semi-span)으로 무차원화한 중심시위선으로부터 거리와 날개면으로부터의 높이를 가리킨다. 그리고, AOA는 날개의 받음각을, x/c 는 델타익의 정점을 원점으로 하여 델타익 중심시위인 c 로 무차원한 시위방향 길이이다. 따라서 $x/c=0.43$ 은 날개의 중간 부분에 해당된다.

Fig. 3(a)에서와 같이 연장된 앞전에서 발생하는 LEX 와류(날개 중심부의 상대적으로 큰 와류)와 델타익에서 발생하는 델타익 와류(날개 바깥쪽의 상대적으로 작은 와류)를 명확하게 관찰할 수 있으며, 두 와류의 중심부-- 상대적으로 빠른(자유유동 속도의 2~3배) 흐름방향 속도에 의해 미세수직이 없는 영역--를 관찰할 수 있다. 이를 5-hole probe의 측정 결과와 비교해 보면, 레이놀즈수의 크기가 다른 조건에서 얻은

결과이지만 LEX 와류와 델타익 와류의 거동이 거의 유사하게 나타남을 볼 수 있다. 즉, LEX 와류와 델타익 와류의 상대적인 위치, 와류강도, 날개전단으로부터 유입되어 들어오는 전단류의 모양 등이 잘 모사되고 있음을 알 수 있다. 본 연구에서 획득한 가시화 결과는 다른 연구자들의 가시화 결과[5, 13]에 못잖은 높은 해상도의 영상을 획득할 수 있었다.



(a) visualization results at $Re_c=4.4 \times 10^5$



(b) Contours of total pressure measured by 5-hole probe at $Re_c=1.76 \times 10^6$

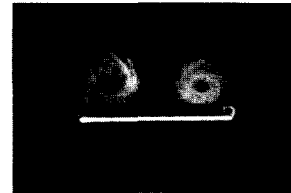
Fig. 3 Comparison of flow visualization results and 5-hole probe measurement at AOA=24° and $x/c=0.43$

석유류의 연소 생성물 스모크에 의한 가시화의 경우에는 스모크의 공기중 확산으로 인하여 통상 자유유동 속도가 6 m/s이하인 경우에 한정된다. 그러나 수직은 연소생성물에 의한 스모크에 비하여 상대적으로 밀도가 크기 때문에 10 m/s까지 증가시켜도 비교적 선명한 가시화 결과를 얻을 수 있었다. 아울러, 여러 개의 가슴기를 병렬로 연결하여 사용하여 수직의 밀도를 증가시키면 좀 더 빠른 속도 영역에서도 가시화가 가능할 뿐 아니라, 하류에서 수직의 확산에 따

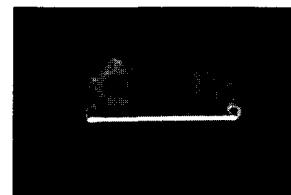
른 수직밀도 저하를 보완할 수 있다.

Fig. 4는 동일 측정 단면에서 측정시간을 0.3 초 간격으로 획득한 영상으로 받음각 24°에서 델타익과 LEX의 결합부근인 $x/c=0.3$ 에서의 가시화 결과이다. Fig. 4(a), (b) 및 (c)를 서로 비교해보면, 이 영역에서 상대적으로 강하게 발생된 LEX 와류의 직경과 와류의 중심위치가 미세하게 변화함을 관찰 할 수 있다. 이와 같은 변화는 와류의 불안정성에 기인하는 것으로, 날개의 하류에서는 보다 명확하게 관찰된다. 시간변화에 따른 와류의 미세한 변화를 육안으로 관찰하기가 용이한 것은 아니지만 적절한 영상처리 기법을 활용하면 와류의 비정상적 특성 연구[9]에도 유용하게 적용할 수 있음을 알 수 있다. 즉, 제시된 순간영상에서 시위방향과 날개면의 수직방향으로의 gray level 분포도를 계산하면 비교적 정확한 와류의 중심위치를 파악할 수 있어, 시간변화에 따른 와류중심의 위치 변화를 통하여 와류의 불안정성 문제에 대한 연구에 유용하게 적용할 수 있다.

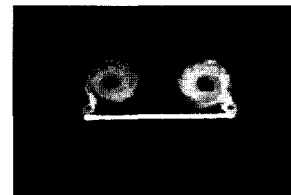
Fig. 5는 받음각 28°에서 날개의 시위방향을 따라 획득한 영상데이터로 날개의 정점부근에서 발생한 와류와 날개면으로부터 부양되어 진입하는 LEX 와류가 시위방향에 따라 서로 상호작용에 의해 결합되는 과정을 관찰할 수 있다. 즉, $x/c=0.3$ 에서(Fig. 5(a))는 날개 좌우면에 뚜렷하게 발달되어 델타익 상면으로 진입하는 LEX 와류를 관찰할 수 있으며, $x/c=0.43$ (Fig. 5(b))에서는 델타익 와류가 발생하여 날개 좌우에 각각의 와류쌍을 형성함을 관찰할 수 있다. $x/c=0.6$ 에서는 같은 방향으로 회전하는 두 개의 와류가 상호 유인작용에 의해 서로 회전해 들어가면서 결합하는 모양을 보여주고 있다(Fig. 5(c)). $x/c=0.8$ 에서는 와류 중심이 사라진, 확산된 와류 모양을 보여주고 있어, 이 영역에서 와류가 붕괴상태에 있음을 알 수 있다(Fig. 5(d)). 이와 같이 광원을 시위방향으로 이동시키면서 영상 데이터를 획득함으로써, 와류의 생성과 발달, 와류간의 상호 작용, 그리고 붕괴현상을 관찰할 수 있게 된다.



(a) $t=0.1$ sec



(b) $t=0.2$ sec



(c) $t=0.3$ sec

Fig. 4 Time sequence of images depicting unsteady vortex flow with $\Delta t=0.3$ sec, AOA=24° and $x/c=0.3$

Fig. 6은 날개면에 수평한 단면에서 획득한 영상 데이터로 LEX 와류와 Wing 와류의 전체적인 와류 구조를 파악할 수 있다. 여기서 z/c 는 델타익의 중심 시위 c 로 무차원화한 날개면에 수직인 방향으로의 길이이다. 날개 수평 단면에서 획득한 영상으로부터 각각의 수평단면 위치에서 LEX 와류와 델타익 와류의 시위방향으로의 구조 변화를 전체적으로 조망할 수 있다. 아울러, 본 연구에서는 직접 시도하지는 않았지만, 그래픽 기술을 원용하여 날개면의 수직방향으로 연속적인 영상을 획득한 다음 이를 합성하면 3차원 입체영상화가 가능하며, 와류의 전체적인 구조와 특성을 이해하는 데 유용하게 사용할 수 있다.

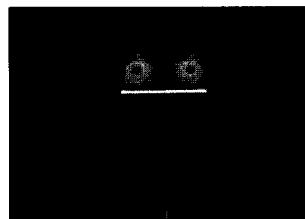
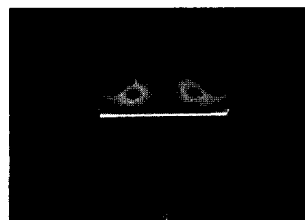
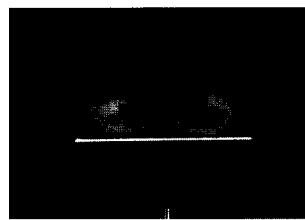
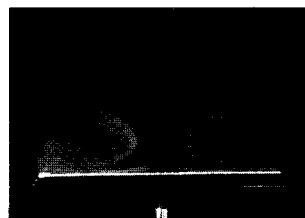
(a) $x/c=0.3$ (b) $x/c=0.43$ (c) $x/c=0.6$ (d) $x/c=0.8$

Fig. 5 Off-surface visualization photo with chordwise direction at $AOA=28^\circ$

4. 결론

비교적 간단한 미세수적 발생장치인 가정용 초음파 가습기를 이용하여 와류 유동장의 가시화 기법을 제시하고, 이에 대한 적용 결과를 보였다.

미세수적을 이용한 유동의 가시화 방법은 연

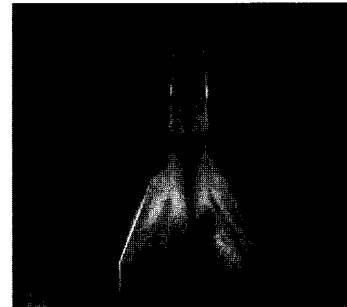
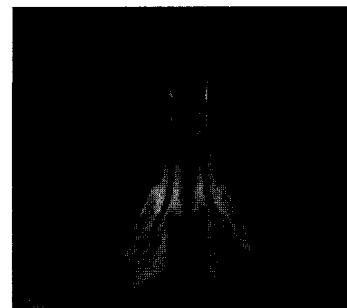
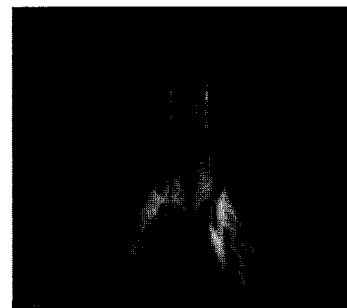
a) $z/c=0.3$ b) $z/c=0.4$ (c) $x/c=0.5$

Fig. 6 Longitudinal cross section visualization along a vortex core at $AOA=24^\circ$

소생성물 스모크에 의한 가시화 방법이 실험자의 건강을 위해할 수 있는 유해물질을 배출하고, 폐쇄형 풍동인 경우에 단시간 내에 풍동전체에 스모크가 충전되어 적절한 가시화 결과를 얻을 수 없을 뿐 아니라, 풍동회로를 오염시키는 단점을 극복할 수 있는 가시화 방법이다. 아울러, 스모크에 의한 가시화 방법의 최고 유동속도가 6 m/s 정도로 비교적 저속인데 비하여,

미세수직에 의한 가시화 방법은 미세수직 발생 장치의 수직배출 용량을 증가시키면 10 m/s 이상의 유동속도에서도 만족스런 영상 데이터를 얻을 수 있었다. 그러나, 스모크에 비하여 미세수직의 직경이 크고, 공기에 비하여 밀도가 커서 침강속도가 상대적으로 크기 때문에 실제 유동을 정확하게 모사하기 위해서는 1.0 μm 이하의 미세수직 발생 장치가 필요하다. 이러한 미세수직에 의한 가시화 결과는 스모크에 의한 가시화 결과에 못지 않은 높은 해상도의 영상 데이터를 용이하게 얻을 수 있음을 몇 가지 적용 실험 결과로 제시하였다.

후 기

본 논문은 한국과학재단 특정기초연구과제 지원연구비(R01-2000-00318)에 수행된 연구의 일부이며 이에 관계자 여러분께 감사 드립니다.

참 고 문 헌

1. Prentice, C. J., and Hurley, F. X., 1970, "Subsonic Flow Visualization Using Steam," *J. of Aircraft*, Vol. 7, pp. 380.
2. Bisplinghoff, R. L., Coffin, J. B., and Holdeman, C. W., 1976, "Water Fog Generation System for Subsonic Flow Visualization," *AIAA J.*, Vol. 14, pp. 1133~1135.
3. Parker, A. G., and Brusse, J. C., 1976, "New Smoke Generation for Flow Visualization in Low Speed Wind Tunnel," *J. of Aircraft*, Vol. 13, pp. 57~58.
4. Bouchez, J. P., and Goldstein, R. J., 1975, "Impingement Cooling from a Circular jet in a Cross Flow," *Int. J. Heat Mass Transfer*, Vol. 18, pp. 718~730.
5. Erickson, G. E., Schreiner, J. A., and Rogers, L. W., "On the Structure, Interaction, and Breakdown Characteristics of Slender Wing Vortices at Subsonic, Transonic, and Supersonic Speeds," AIAA-89-3345, 1989.
6. 손명환, 이기영, "Observation of Vortex Interaction on the Yawed Delta Wing with Leading Edge Extension by Flow Visualization and 5-Hole Probe Measurements," 대한기계학회 추계학술대회 논문집, 2001.
7. 이기영, 손명환, "Investigation of Vortex Interactions over a Delta Wing with the Leading Edge Extension," 한국군사과학기술학회 논문집, 2001.
8. Sohn, M. H, and Lee, K. Y., " Experimental Investigation of Vortex Flow of a Yawed Delta Wing Having Leading Edge Extension," 20th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2002, to be appeared.
9. Gursul, I., and Xie, W., "Origin of Vortex Wandering over Delta Wings," *J. of Aircraft*, Vol. 37, No. 2, 2000, pp. 348~350.
10. Srigrarom, S., and Kurosaka, M., "Shaping of Delta Wing Planform to Suppress Vortex Breakdown," *AIAA J.*, Vol. 38, No. 1, 2000, pp. 183~186.
11. Srigrarom, S., and Kurosaka, M., "Surface Shaping to Suppress Vortex Breakdown on Delta Wing," *AIAA J.*, Vol. 38, No. 1, 2000, pp. 186~187.
12. Merzkirch, W, *Flow Visualization*, 2nd ed., 1987, Academic Press INC.
13. Verhaagen, N. G., and Naarding, S. H. J., "Experimental and Numerical Investigation of Vortex Flow over a Sideslipping Delta Wing" *J. of Aircraft*, Vol. 26, No. 11, 1989, pp. 971-978.