

피칭익에서 박리되는 와류의 거동

양 창 조†

(원고접수일 : 2006년 6월 19일, 심사완료일 : 2007년 1월 30일)

Dynamic Behavior of Vortices Separated from a Pitching Foil

Chang-Jo Yang†

Abstract : Most of experimental visualizations and numerical results on the flow field separated from a leading edge around an unsteady foil show a continuous streakline from the leading edge and large reverse flow between the streakline and the suction surface. However, they have not exactly clarified yet the dynamic behavior of vortices separated from the leading edge because separation around an unsteady foil is very complicated phenomenon due to many parameters. In the present study the flow fields around pitching foils have been visualized by using a Schlieren method with a high speed camera in a wind tunnel at low Reynolds number regions. It has been observed that small vortices are shed discretely from the leading and trailing edge and that they stand in line on the integrated streakline of separation shear layer. By counting vortices in the VTR frames it was clarified that the number of vortex shedding from the leading and trailing edge during one pitching cycle strongly depends on the non-dimensional pitching rate. Furthermore, the vortices moving up to the leading edge on the suction surface of the pitching foil are visualized. They play an important role to balance the number of vortex shedding from both edges.

Key words : Unsteady Foil(비정상익), Schlieren Method(슈리렌 가시화법), Leading Edge(앞전), Shear Flow(전단류), Separation(박리), Discrete Vortex(이산 와류), Vortex Coalescence(와류 병합), Non-dimensional Pitching Rate(무차원 진동수)

1. 서 론

유동의 박리 현상은 전단류의 연구 분야에서 매우 흥미 있는 주제 중의 하나이다. 고정된 날개 등에서 발생하는 정상 박리에 관해서는 실험 및 수치 계산에 의해 날개의 앞전으로부터 이탈하는 전단층

내에 작은 이산와류가 확인되는 등 유동의 메커니즘이 계속해서 밝혀지고 있다^{[1],[2]}. 하지만 많은 공학 분야에서 양·항력을 받는 곳은 고정되어 있지 않으며, 비정상 흐름과 간섭을 일으킨다. 예를 들면, 다단터빈 또는 압축기의 각 단의 블레이드는 항상 전 단에서 형성된 비정상 흐름에 의해 영향을

† 교신저자(목포해양대학교 기관시스템공학부), E-mail: cjyang@mmu.ac.kr, Tel: 061)240-7085

받는다. 이와 같은 문제를 해결하기 위하여 이동 물체 주위에서 발생하는 비정상 박리에 관한 연구가 주목을 받기 시작하고 있다^[3].

한편, 최근에는 MAV(Micro Aerial Vehicles) 등에서와 같이 미소물체를 이용한 유동의 제어기술이 세계적으로 주목을 받고 있으며, 그 때 저 레이놀즈수 영역을 대상으로 비정상익에서 방출하는 박리의 제어에 대해 관심이 점점 고조되고 있다^{[4],[5]}.

이러한 비정상 박리에 관한 최근 연구로 Koochesfahani^[6]은 피칭익(pitching foil), Jones 등^[7]은 플런징익(plunging foil)의 후류에 발생하는 유동패턴에 대해 가시화 실험 및 수치계산의 결과를 보고하고 있으며, Lai 등^[8]은 후향 계단(back step) 유동의 박리 영역 및 박리가 발생하고 있는 날개의 후류에 플런징(plunging) 운동익을 설치하여 박리 제어의 가능성을 보고하고 있다. 또한 Sakamoto 등^[9]은 열선 프로브를 이용하여 피칭 운동하는 물체에서 발생하는 박리 와류 발생 주파수를 측정함으로써 피칭 운동 시 물체 주변의 유동이 유체력에 미치는 영향 등에 대해 보고하고 있지만, 이들은 익형에 따른 피칭 운동하는 날개의 앞전에서의 박리 발생 패턴과 구조 및 이들의 거동에 관해서는 고찰하지 못 하였다. 하지만, 이러한 비정상 날개의 박리 와류에 관한 특성을 파악하고 충분한 공학적 이해를 얻기 위해서 날개의 앞전과 뒷전에서 발생하는 박리 발생의 메커니즘과 비정상 박리 와류의 거동 등은 반드시 규명되어야 한다. 그러나 피칭 운동의 주위의 비정상 박리 유동은 레이놀즈수, 피칭 주파수, 피칭 진폭, 받음각, 날개의 형상, 회전 중심 등 많은 파라메타가 존재하므로 날개의 앞전에서 발생하는 박리 와류의 거동을 실험자료 없이 경계면 상에서 상세히 파악하는 것은 매우 어려워 아직 규명되지 않은 문제가 많이 남아있다. 더욱이 피칭 운동의 등 비정상익 주변의 유동에 관한 관련연구의 대부분이 $Re=1.0 \times 10^6$ 이상의 고 레이놀즈수 영역을 대상으로 하고 있다.

그러므로 본 연구에서는 저 레이놀즈수 영역에서 박리 와류의 발생, 성장 그리고 병합하는 비정상 박리의 메커니즘을 규명하고자 형상이 다른 6종류의

익형을 대상으로 무차원 진동수를 파라메타로 하여 피칭 운동하는 날개의 앞전과 뒷전에서 발생하는 박리 유동, 이산와류의 구조, 와류 방출 주파수 등의 비정상 박리 와류의 거동 특성을 슈리렌 가시화 기법을 이용하여 고찰하고자 한다.

2. 실험장치 및 방법

실험 장치는 Fig. 1에 보인 것 같이 실험용 풍동, 가진장치, 익형, 슈리렌 가시화 장치, 고속도 카메라 등으로 구성되며, 일본동경대학 생산기술연구소에서 제작한 실험 장치를 이용하였다. 실험용 풍동의 검사 영역의 크기는 0.40m(H)×0.12m(W)이고, 정류부를 통과한 출구 벽면에서의 경계층 두께는 유로의 약 8%정도이고, 난류강도는 3~5%이다.

슈리렌 가시화 장치는 오목 거울 한 면과 평면거울을 병용한 반사 방식을 이용하고 있다. 가시화 시스템으로 광원은 He-Ne 레이저(5mW), 오목거울(직경 0.3m, 초점거리 3m), 평면경, 나이프 에지(직경 10 μ m), 카메라 렌즈(Zoom-Nikkor35~200mm F3.5~4.5s, Nikon)로 구성되고, 고속도 카메라(FASTCAM ultima 3, Photron)로 촬영하였으며, 이 때 촬영속도는 4,500frame/sec 이었다. 슈리렌 가시화 기법을 이용한 본 연구에서는 날개 주변의 공기에 밀도변화를 부여하기 위하여 할로겐 램프와 조명램프를 이용하여 날개를 가열한다. 이 때 날개의 열 흡수 효과를 좋게 하기 위하여 날개에는 스펀 중에서 좌우로 ± 12 mm의 범위로 무광도료를 도장하였다. 또한, 열대류의 영향을 확인하기 위하여 $\alpha=30 \pm 30^\circ$, $\alpha=-30 \pm 30^\circ$ 에서 유동장을 관찰하여 비교하였다. 그 결과 열대류에 의한 박리와의 거동의 변화는 없었고, 박리와 발생 수도 같음으로써 본 실험에서 열대류의 영향은 없다고 판단하였다.

한편, 검사 영역의 중앙에 배치된 날개를 가진 장치에 의해 일정한 각속도로 피칭 운동을 부과한다. 가진 장치는 스테핑 모터(CSK564BP-TG10, Oriental Motor), 풀리, 타이밍 벨트로 구성되어 가진 장치와 익형은 평면경을 관통하고 있는 회전

축에 접속하고 있다. 스텝핑 모터를 컴퓨터로 제어 함으로서 익형에 $\omega=0.43\sim 41.56$ rad/s의 회전 진동을 부여한다. 익형은 Fig. 2에 보인 것과 같이 박리점이 고정된 평판익(2종: $t_m=2, 4$ mm), 익의 두께가 다른 2 종류의 대칭익 NACA 0010($t_m=6$ mm), NACA 0020($t_m=12$ mm), 캠 버익 NACA 65-0910($t_m=6$ mm), 선단의 들출된 특수한 형상을 한 BTE익(Blunt Trailing Edge, $t_m=6$ mm)의 6종류이다. 모든 날개의 스패 방향의 길이 $l=0.14$ m, 익현장 $c=0.06$ m이다.

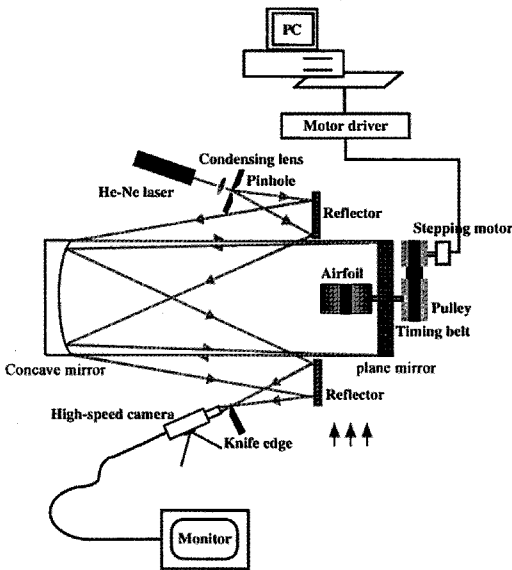


Fig. 1 Experimental apparatus for visualization

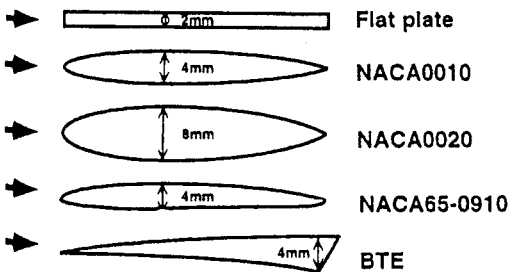


Fig. 2 Configuration of test foils

피칭 운동익에서 발생하는 박리 와류의 발생 메커니즘 및 거동 등을 보다 명확히 파악하기 위해 피칭

진폭 $A=\pm 30^\circ$ 로 설정했다. 또한 기본 받음각은 $\alpha_m=30^\circ, 60^\circ, \alpha=30\pm 30^\circ, 60\pm 30^\circ$ 의 2 종류의 조건에서 실험을 수행하였다. 받음각 $\alpha=60\pm 30^\circ$ 에서 상사점 $\alpha=90^\circ$, 하사점 $\alpha=30^\circ$ 가 되며, 6종류의 익형은 받음각 전 영역에서 모두 박리하게 된다(이하 완전 박리 영역). 한편, 받음각 $\alpha=30\pm 30^\circ$ 에서는 상사점 $\alpha=60^\circ$, 하사점 $\alpha=0^\circ$ 가 되며, 평판익 이외의 날개에서는 $\alpha=0^\circ$ 부근에서 박리가 발생하지 않는다. 가시화 실험은 익현장 기준 레이놀즈수 $Re=2.0\times 10^3, 4.0\times 10^3, 1.0\times 10^4$ 에서 6종류의 익형을 대상으로 주류속도에 대한 날개의 진동수의 비를 나타내는 무차원 진동수 $(\omega c/2U_\infty)$ $k=0.0\sim 0.3$ 의 범위에서 수행하였으며, 고속 카메라에 의해 획득한 영상을 이용하여 박리 와류의 발생을 관측하고, 무차원 진동수의 변화에 따른 피칭 운동 한 주기 당의 방출 와류의 발생 수 Ω 의 변화에 관해 조사하였다.

3. 결과 및 고찰

3.1 날개의 앞전에서의 박리 유동

Photo 1은 무차원 진동수의 변화에 따라 피칭 운동하는 평판익($t_m=4$ mm)의 앞전에서 발생하는 박리 와류의 패턴을 슈리렌 가시화 기법을 이용하여 임의의 순간에 계측하여 기록한 영상을 보여준다. 실험 조건은 $Re=4.0\times 10^3, \alpha=30\pm 30^\circ$ 이고, Photo 1(a)~(c)는 다운 스트로크, Photo 1(d)은 업 스트로크 운동을 하고 있다. Photo 1(b)은 Photo 1(a)을 영상 처리하여 확대한 사진으로, 비정상 박리 거동의 특성을 슈리렌 기법을 통하여 잘 포착하고 있다.

먼저, Photo 1(a),(b)의 $k=0.002$ 와 같이 매우 작은 무차원 진동수에서는 날개 앞전으로부터 박리되는 작은 와류가 유맥선 상에 겹쳐져 배열되었다가 점차 이산적으로 분리되어, Photo 1(c)과 같이 $k=0.013$ 으로 무차원 진동수가 조금 증가하면 상기의 박리 와류는 독립된 와류로 성장함을 알 수 있다. 또한 위와 같은 현상은 다운 스트로크의 경우에만 발생하며, 업 스트로크 시 날개 배면에서 생성된

와류는 방출되지 않고, 배면 상에 부착하였다. Photo 1(d)은 $k=0.208$ 에서 그러한 예를 잘 보여 주고 있다.

와류로 성장하며, 이 때 앞전으로부터 발생한 세 번째 박리 와류와 날개 배면 상을 거슬러 올라온 두 번째 와류가 간섭을 시작한다.

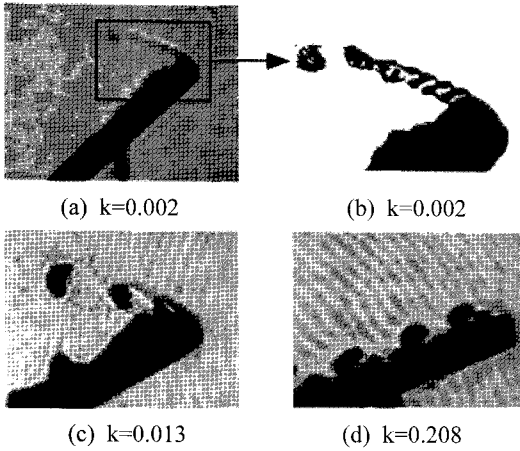


Photo 1 Flow patterns of vortex shed from the leading edge

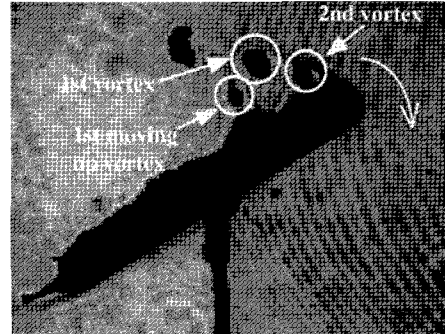
3.2 날개 주변에서의 박리 와류의 구조

Photo 2는 $Re=4.0 \times 10^3$, $\alpha=30 \pm 30^\circ$, $k=0.013$ 에서 다운 스트로크의 경우 평판익($t_m=4mm$)에서 발생하는 박리 와류의 구조를 보여 준다. 날개 배면과 앞전의 전단층 내에서 작은 와류가 발생하고 있으며, 날개의 앞전으로부터 방출된 박리 와류는 날개 배면 상을 거슬러 올라온 와류와 간섭, 병합하여 비교적 큰 박리 와류로 성장하고 있으며, 날개 주변에서의 와류의 구조를 보다 자세히 설명하면 다음과 같다.

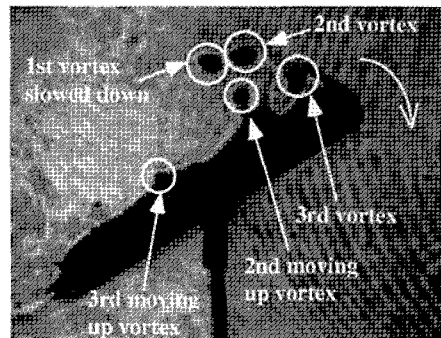
Photo 2(a): 날개의 앞전으로부터 발생한 첫 번째의 박리 와류(반시계방향 회전)와 날개 배면 상을 거슬러 올라오는 와류(시계방향 회전)가 앞전 부근에서 접근한다.

Photo 2(b): 상기의 두 와류는 서로 간섭하여 날개 배면 상을 거슬러 올라온 와류는 소멸하고 날개 앞전으로부터 발생하는 박리 와류는 약해져서 감속한다.

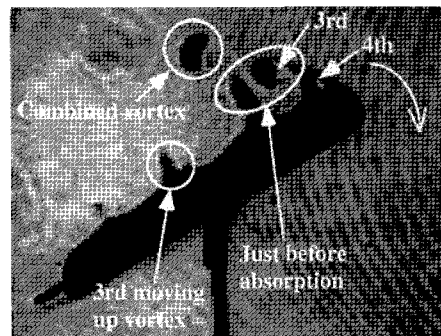
Photo 2(c): 상기의 약해진 와류와 앞전으로부터 발생한 두 번째의 박리 와류와 병합하여 한 개의



(a) 1st vortex encounters 1st moving up vortex separated from the suction surface



(b) 1st vortex becomes weak and slow by absorption



(c) 2nd vortex catches up 1st vortex

Photo 2 Procedure of vortex coalescence ($\alpha=30 \pm 30^\circ$, $k=0.013$, $Re=4.0 \times 10^3$, $\Delta t=1/450[sec]$)

이러한 현상은 매 피칭 운동 시 연속적으로 발생

반복하며, 다른 6종류의 익형에서 모두 확인할 수 있었다. 또한 본 연구에서는 다음 절의 방출 와류의 발생수를 계산 할 때 이러한 병합된 박리 와류를 한 개의 와류로 간주하였다.

3.3 방출 와류의 발생 수

Fig. 3에 $Re=2.0 \times 10^3, 4.0 \times 10^3, 1.0 \times 10^4$, $\alpha = 30 \pm 30^\circ$ 에서 무차원 진동수의 변화에 따른 피칭 한 주기 당 평판의($t_m=4mm$)의 앞전에서 박리되는 와류의 발생 수를 보인다. 방출 와류의 발생 수는 슈리렌 가시화 기법으로 촬영한 고속도 카메라의 영상에 대해 수십 회 반복 계산한 후 평균하여 산출하였으며, 최대 RMS 오차는 1.0×10^4 의 경우 최대 약 5%, $Re=4.0 \times 10^3$ 이하의 경우 1% 이내였다.

Fig. 3은 무차원 진동수가 증가함에 따라 방출 와류의 발생 수는 레이놀즈수에 관계없이 감소하며, 특히, $k=0.03$ 이하에서는 급격히 증가하고 있음을 보여준다. 이 결과로부터 피칭 한 주기 당 박리되는 와류의 발생 수는 레이놀즈수에 의존하지 않고, 무차원 진동수에 의존하는 것을 알 수 있다. 또한 $k=0.0$ (정상 상태) 부근에서는 방출 와류의 발생수가 급격히 증가하는데, 이것은 날개의 앞전에 유맥선 상에 배열되어 박리되는 와류의 발생 수가 무한히 증가하는 것으로 생각할 수 있으며, 이것은 Photo. 1(a), (b)의 가시화 사진으로부터도 알 수 있다.

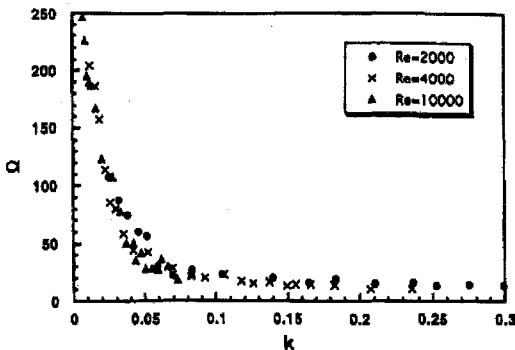
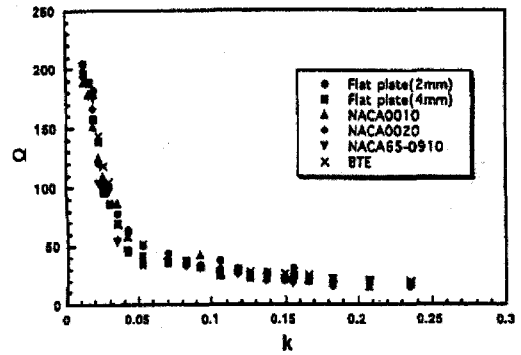
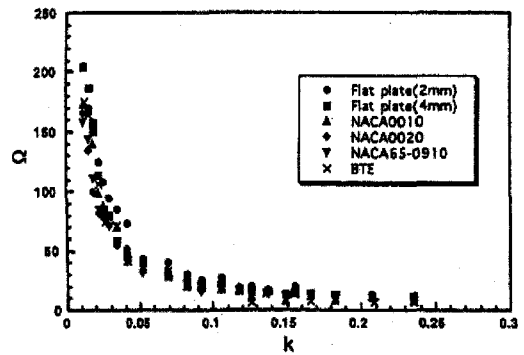


Fig. 3 Number of vortex shed from the leading edge (flat plate, $\alpha=30 \pm 30^\circ$)



(a) $\alpha=60 \pm 30^\circ$



(b) $\alpha=30 \pm 30^\circ$

Fig. 4 Number of vortex shed from the leading edge ($Re=4.0 \times 10^3$)

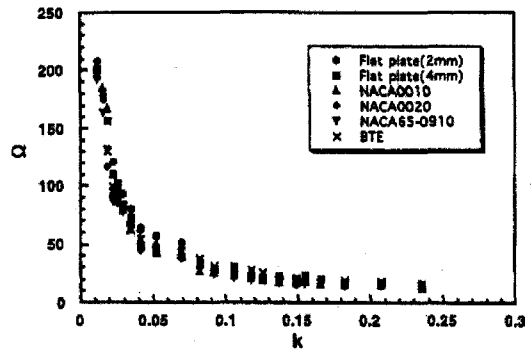


Fig. 5 Number of vortex shed from the trailing edge (flat plate, $Re=4.0 \times 10^3, \alpha=60 \pm 30^\circ$)

다음으로 피칭 운동하는 날개의 기본 받음각 α_m 의 영향을 살펴보기 위해 $Re=4.0 \times 10^3$ 에서 (a) $\alpha = 60 \pm 30^\circ$, (b) $\alpha = 30 \pm 30^\circ$ 의 경우 6종류의 익형에

대하여 피칭 한 주기 당 발생하는 방출 와류의 수를 각각 Fig. 4에 보인다. 기본 받음각이 60° (완전 박리 영역)과 30° 로 피칭 운동하는 경우 모두 한 주기 당 앞전에서의 방출와류의 분포는 유사한 경향을 나타내고 있으며, 이것으로부터 방출 와류에 대한 기본 받음각의 영향은 매우 적음을 알 수 있다. 다만 Fig. 4(b)의 비교적 낮은 무차원 진동수의 영역에서 날개 형상에 의해 Fig. 4(a)에 비하여 다소 흩어져 분포하고 있는데, 이것은 받음각이 0° 부근에서는 박리점이 받음각의 변화에 의해 날개 배면 상을 이동하여 박리 패턴의 정형성이 다소 불규칙적으로 되기 때문으로 사료된다.

한편, Fig. 5에 $Re=4.0 \times 10^3$ 로 $\alpha=60 \pm 30^\circ$ (완전 박리 영역)에서 6종류의 익형에 대하여 피칭 한 주기 당 날개의 뒷전에서 방출되는 와류의 발생 수의 변화를 보인다. 날개의 뒷전으로부터 피칭 한 주기 당 발생하는 방출 와류의 수도 날개의 앞전의 경우와 같이 날개의 형상에 관계없이 무차원 진동수에 강하게 의존하며, Fig. 4(a)와 거의 유사한 분포하고 있음을 알 수 있다.

이상의 결과로부터 피칭 한 주기 당 앞전과 뒷전에서 발생하는 방출 와류의 수는 날개 형상에 따른 영향은 매우 작고, 무차원 진동수에 강하게 의존하며, 거의 유사한 분포를 하고 있음을 알 수 있다.

3.4 비정상 박리 와류의 거동

앞 절의 가시화 사진과 날개 앞전 및 뒷전에서 피칭 한 주기 당 방출 와류의 발생 패턴으로부터 피칭 운동하는 날개 주변에서 일어나는 박리 와류의 거동을 Fig. 6과 같이 정리할 수 있다.

날개의 앞전에서 발생한 한 개의 박리 와류(Fig. 6(a)의 1)는 날개 배면 상을 거슬러 올라 온 와류(Fig. 6(a)의 a)와 간섭한다. 이 간섭에 의해 약해져 느려진 와류(Fig. 6(b)의 $1+a$)에 날개 앞전에서 발생한 두 번째의 박리 와류(Fig. 6(b)의 2)가 접근한다. 이들 와류는 병합하여 비교적 큰 한 개의 와류(Fig. 6(c)의 $1+a+2$)를 형성한다. 이러한 와류의 병합 메커니즘은 Fig. 6의 (a)→(b)→(c)→(a)와 같이 반복한다.

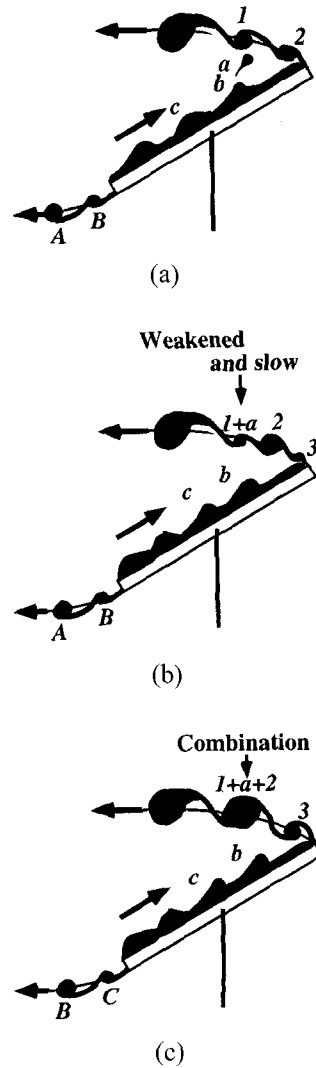


Fig. 6 Sketch of unsteady separation process

그 결과, 날개의 앞전과 뒷전에서 발생하는 방출 와류는 같은 수를 유지한다. 그러나 날개의 앞전에서 발생하는 병합 전의 박리 와류는 날개 뒷전에서 발생하는 박리 와류의 2배이며, 이와 같이 날개 배면 상을 거슬러 올라온 와류의 병합 메커니즘은 앞전과 뒷전에서 박리 와류 발생 수의 균형을 유지하는 중요한 역할을 하는 것으로 사료되며, 이러한 유동패턴이 날개에 미치는 영향에 대해서는 비정상 유체력의 계측 등을 통해 보다 체계적인 연구가 필요하다.

4. 결 론

피칭 운동하는 6종류의 익형을 대상으로 날개 주변에서 발생하는 박리의 구조와 거동을 풍동, 슈리렌 가시화 장치, 고속도 카메라를 이용하여 관찰하고, 피칭 운동익의 앞전과 뒷전에서 발생하는 이산적인 작은 와류의 가시화를 통하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

(1) 날개의 앞전에서 발생하는 작은 와류는 날개 배면 상을 거슬러 올라 온 와류와 간섭하고, 이들은 병합하여 한 개의 와류를 형성한다.

(2) 피칭 한 주기 당 앞전 및 뒷전에서 발생하는 박리 와류는 레이놀즈수에 관계없이 무차원 진동수에 강하게 의존한다.

(3) 날개의 앞전과 뒷전에서 피칭 한 주기 당 발생하는 박리 와류의 발생 수는 거의 같다.

(4) 날개의 배면 상을 거슬러 올라가는 와류의 발생 메커니즘은 날개의 앞전과 뒷전으로부터 발생하는 박리 와류의 발생 수와 균형을 유지하기 위해 중요한 역할을 한다.

끝으로 본 연구 결과는 공력 불안정성 등을 해결하기 위한 유동의 제어기술 분야에 큰 기여를 할 것으로 기대하며, 향후 저자는 본 연구 결과를 토대로 익형에 따른 다양한 파라미터에 대하여 비정상 유체력 특성의 비교를 통하여 양력 저감의 억제 등 공력 불안정성을 해결하기 위한 피칭 운동익의 유효성에 관해 고찰하고자 한다.

참고문헌

- [1] R. L. Bisplinghoff, H. Ashley and R. L. Halfman, *Aeroelasticity*, Dover Pulication, 1955.
- [2] M. Kiya, O. Mochizuki, Y. Ido and H. Kosaku, "Effects of Periodic Forcing on Turbulent Separation Zone of Blunt Circular Cylinder," *Transactions of JSME*, Vol. 59, No. 558, pp.366-373, 1993.
- [3] S. Sunada, A. Sakaguchi and K. Kawachi, "Airfoil Section Characteristics at a Low Reynolds Number," *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 119, pp. 129-135, 1997.
- [4] 양창조, "피칭 운동익에 작용하는 비정상 유체력," *대한기계학회논문집 B권*, 제30권 2호, pp.117-125, 2006.
- [5] C. J. Yang and Y. H. Lee, "Vortex Flow Patterns of a Heaving Foil," *Jouranal of Visualization*, Vol.9, No.1, pp.13-21, 2006.
- [6] M. M. Koochesfahani, "Vortical Patterns in the Wake of an Oscillating Airfoil," *AIAA Journal*, Vol. 27, No. 9, pp. 1200-1205, 1989.
- [7] K. D. Jones, C. M. Dohring and M. F. Platzer, "Experimental and Computational Investigation of the Knoller-Bentz Effect," *AIAA Journal*, Vol. 36, No. 7, pp. 1241-1246, 1998.
- [8] J. C. S. Lai and M. F. Platzer, "The Characteristics of a Plunging Airfoil at Zero Free-stream Velocity," *ASME FEDSM 98-4946*, pp. 1-8, 1998.
- [9] H. Sakamoto, H. Hauin, K. Takai and Y. Obata, "Characteristics of Fluid Forces Acting on a Rotary Oscillating Rectangular Cylinder," *Transactions of JSME*, Vol.62, No.599, pp.1-9, 1996.

저 자 소 개



양창조(梁昌照)

1993년 2월 한국해양대학교 기관공학과 졸업(공학사), 1999년 2월 한국해양대학교 대학원 졸업(공학석사), 2004년 3월 큐슈공업대학 대학원 졸업(공학박사), 현재 목포해양대학교 기관시스템공학부 전임강사