◎ 논 문

피칭 운동익에 작용하는 비정상 유체력

양 창 조*

Unsteady Fluid Forces Acting on a Pitching Foil

C. J. Yang*

Key Words: Pitching foil (피칭익), Reduced frequency (무차원 진동수), 6-axis force sensor (6축 센서), Thrust (추력), Hysterisis (이력현상), Dye visualization (염료 가시화), Reverse Kármán vortex street (역 카르만 와열)

ABSTRACT

An oscillating foil can produce a driving force through the generation of a reversed Kármán vortex street, and it can be expected to be a new highly effective propulsion system. A simple pitching foil model was made and it was operated within a water channel. The wake formation behind a pitching foil was visualized and unsteady fluid forces were measured using a 6-axis force sensor based on force and moment detectors. We have been examined various conditions such as reduced frequency, amplitude and pivot point in NACA 0010. The results showed that thrust coefficients increased with a reduced frequency. We also presented the experimental results on the characteristics of a pitching foil at various parameters.

1. 서 론

유체기계의 분야 중 진동익에 관한 연구는 매우 오래전부터 고전적인 익이론에 의한 이론적 방법[1]~[3]으로 수행되어 왔으며, 최근에는 급속히 발달되어 온 실험 및 수치계산 기법에 의해 진동익 주위의 비정상 유동이나 이러한 유동이 익에 미치는 영향 등 비정상 익에 대한 연구가 활발히 진행 중이다. 비정상익(unsteady foil)이란 익의 진동으로 주변의 흐름이 비정상 상태가 되어 있는 익을 말하며, 특히 다단 터빈이나 압축기의 각 단에서의 블레이드는 항상 비정상 상태에 있으며 이러한 비정상 문제는 많은 공학적인 분야에서 나타난다.

한편, 진동익을 이용한 추진 방식이 프로펠러나 워터제트 등을 대용할 수 있는 추진기로서로서 최근 수년간 주목을 받아 오고 있다[4]~[5]. 이 이외에도 이러한 진동익에 관한 연구는 미소생물의 운동, MEMS (Micro-Electro Mechanical Systems), MAV (Micro Aerial Vehicles) 등과 같은 극소 물체를 이용한 유동의 제어기술 그리고 특히, 박리의 제어를 이용한 추진기구의 개발 등의 기반연구에 큰 기여를 할 것으로 기대된다. 그러나 비정상익 주변의 유동은 다수의 파라미타가 존재하기 때문에 매우 복잡한 현상을 보이고 있으며, 아직 규명되지 않은 문제가 다수 남아있다.

이러한 비정상익에 관한 최근 연구로서, Kooches-fahani[6]은 피칭익 (pitching foil), Jones 등[7]은 플런징익 (plunging foil)의 후류에 발생하는 유동패턴에 대해 정성적인 가시화 실험 및 수치계산의 결과를 보고하고 있으며, Lai 등[8]은 레이저 도플러 유속계에 의한 계측 결과로부터 운동량 이론을 이용하여 추력의 발생을 예측하고 있지만, 후류에 추력을 발생시키는 와열이 형성된 경우 익에 작용하는 유체력의

* 한국해양대학교 연구원
책임저자 E-mail : cjyang70@pivlab.net

변화 특성 등은 밝히지 못 하였다. 하지만, 이러한 비정상익에 관한 특성을 규명하고 충분한 공학적 이해를 얻기 위해서 가시화와 함께 진동익에 작용하는 비정상 유체력에 대한 시계열의 정량적 계측이 반드시 수반되어야 한다.

그러므로 본 연구에서는 피칭 운동익에 작용하는 비정상 유체력을 정량적으로 평가하기 위하여 소형 6축 센서를 이용한 유체력 계측 실험과 피칭 운동익 후류에서의 와 구조를 조사하기 위하여 염료를 이용한 가시화 실험을 통하여 추력과 그 이력현상 등을 시계열 데이터에 기초하여 규명하고자 한다.

2. 실험장치 및 방법

2.1 실험장치

Fig. 1은 비정상 유체력의 계측 및 가시화를 위한 실험장치의 배치도를 나타내며, 회류수조, NACA 0010, 구동 모터, 소형 6축 센서 등으로 구성되어 있다. 수조의 계측 단면의 크기는 가로, 세로, 높이가 각각 350×675×300 mm이고, NACA 0010은 익의 위치 정보를 정확히 검출 가능한 로터리 엔코더를 내장한 DC 서보모터 (RSA0711, DYADIC SYSTEMS)에 의해 구동되고, 그 양자의 사이에 유체력 계측용 소형 6축 센서 (MINI 2/10, BL-AUTOTEC)를 설치하였다.

Fig. 2와 같이 소형 6축 센서는 x, y, z 방향의 힘 및 모우멘트가 동시에 측정 가능한 구조로 되어 있고, 센서로 부터의 신호는 실시간으로 A/D보드 (PCI-3133, Interface)를 통해 입력된다. 본 실험에서는 입력 데이터와 센서 보정용 캘리브레이션 매트릭스를 이용하여 행렬연산을 행한 후, 2 성분의 힘 즉, x, y 방향의 힘만을 구하였다. 또한 6축 센서는 다음과 같이 교정하였다. 먼저, 0.0~1.0 kgf 계측범위의 센서라면 10 gf마다 정지하중을 부과하여 각 센서의 선형성을 보정한 후, 교정용 지그에서 x, y, z 방향의 힘 및 모우멘트를 동시에 측정하면서 캘리브레이션 메트릭스를 수정하여 센서를 교정하였다. 그 결과, 교정후의 계측치의 오차는 1% 내외였다. 본 실험에서는 샘플링 주파수를 2.0 kHz로 일정히 유지하고 반복 수행하였고, 위상 평균을 구하기 위하여 소형 6축 센터의 데이터와 함께 기록되는 위치 정보를 이용하였다. 테스트 결과, 수렴치를 산출하는데 약 130개의 앙상블이 요구되었다.

또한 피칭익의 후류는 주입 유맥법인 direct injection법을 이용하여, 포일 내에 설치된 두 개의 작은 노즐 (Fig. 3)에서 분사된 염료에 의해 가시화한 후, 회류수조 하부에 설치된 거울을 통해 비디오카메라 (DCR-VX 1000, SONY)로 촬영하였다. 라인 시트 가이드와 렌즈를 조합한 할로겐램프를 시트라이트로 사용하였다. 가시화용 염료로는 Uranine과 Rohdamine B를 사용하였고, 중력에 의해 노즐을 통해 분사되는 구조로 되어있다.

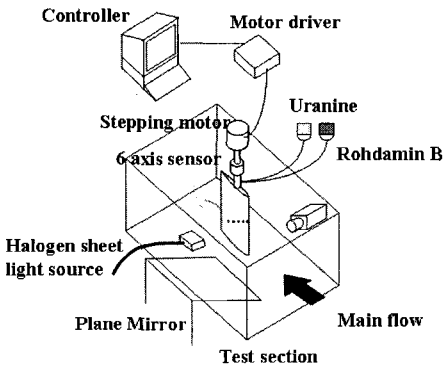


Fig. 1 Experimental Apparatus

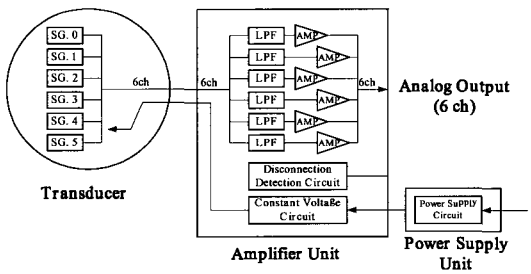


Fig. 2 Flow diagram of mini 6-axis sensor

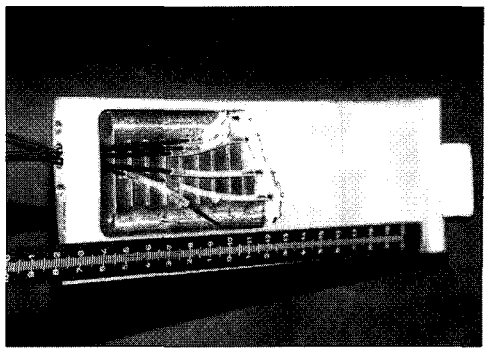


Fig. 3 Tube for dye visualization (NACA0010)

2.2 실험방법

본 연구에서는 익현장 c = 0.04, 0.06 m의 NACA 0010을 이용하여, 수조의 중심부에서 피칭운동을 부과하였다. 최대 피칭 진폭은 약 0.006 m로서 실험유로 폭의 ± 2%정도로 유로 폭의 영향과 테스트 영역의 블로키지(blockage) 효과는 무시 가능하리라 생각된다. 익현장 기준 레이놀즈수 $Re = 4.0\times10^4$이고, 피칭 주파수 f = 7~15 Hz, 진폭 A = 2, 6, 9, 12°로 각각 변화시켜 가면서, 주류속도에 대한 익의 진동수의 비를 나타내는 무차원 진동수 k ($\pi fc/U_0$) = 0.0~4.2의 범위에서 피칭익에 작용하는 추력과 그 이력현상 등을 시계열 데이터에 기초하여 규명하고자 하였다.

본 실험에서는 NACA 0010을 대상으로 피칭익에 작용하는 비정상 유체력을 직접 계측하여 측정된 값으로부터 익의 관성력을 감하여, 익에 작용하는 유체력만을 구하였다. Fig. 4로부터 Fx, Fy는 x, y 방향의 힘, α는 받음각을 나타내고, T가 피칭운동의 주기이면, 각 주기 당 시간평균 추력 F (−D)와 양력 L은 다음의 식으로 나타낼 수 있다.

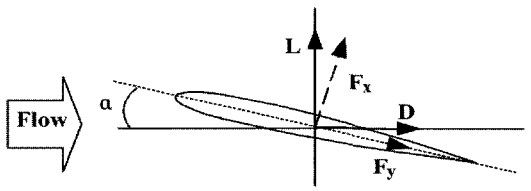


Fig. 4 Definition of dynamic forces

$$F = -\frac{1}{T}\int_0^T (Fx\sin\alpha + Fy\cos\alpha)dt \qquad (1)$$

$$L = \frac{1}{T}\int_0^T (Fx\cos\alpha - Fy\sin\alpha)dt \qquad (2)$$

시간평균은 주기 당 f × 20 sec이상의 데이터를 평균했다. 또한 스팬방향의 길이가 1이면 추력계수 $\overline{Ct}$, 양력계수 $\overline{Cl}$는 각각 다음의 식으로 나타낼 수 있다.

$$\overline{Ct} = \frac{F}{1/2\rho clU_0^2} \qquad (3)$$

$$\overline{Cl} = \frac{L}{1/2\rho clU_0^2} \qquad (4)$$

한편, 익형에 대하여 반복 실험을 통하여 불확실성 해석을 수행하였다. 편중오차는 주로 스트레인 게이지와 증폭기에서 발생하며 최대 에러는 약 2% 이하였고, 우연오차는 주로 받음각의 측정, 익형의 속도 측정, 익 운동의 파형으로부터 발생하며 Ct 및 Cl의 값은 흩어져 분포하지만 최대 약 4.5% 이하였다. 따라서 전 계측오차($\Delta\overline{C}$) 다음 식에 의하여 최대 4.9% ($\approx\sqrt{2^2+4.5^2}$)이내였다.

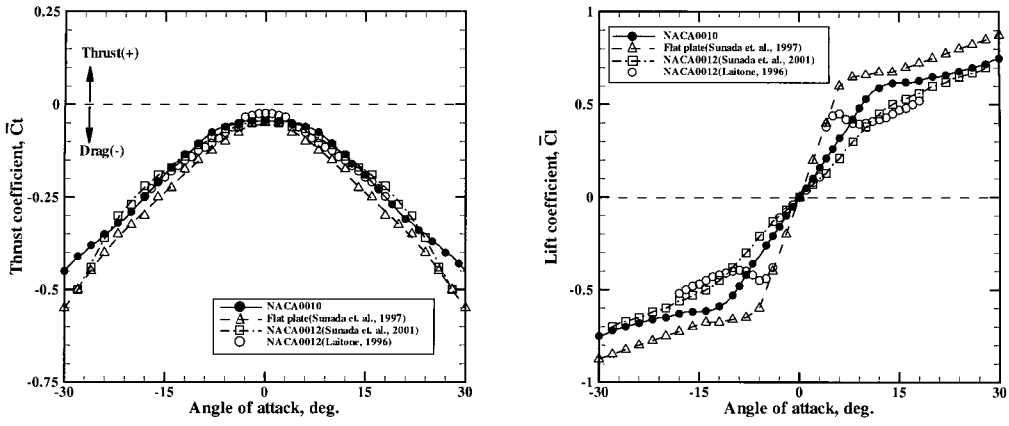
$$\Delta\overline{C} = \left|\frac{1}{T}\int_0^T \Delta\{(X(t)\sin\alpha + Y(t)\cos\alpha)/\rho v^2 cl\}\right| + \left|\frac{1}{T}\int_0^T \Delta\{(X(t)\cos\alpha - Y(t)\sin\alpha)/\rho v^2 cl\}\right| \qquad (5)$$

3. 결과 및 고찰

3.1 정상익의 양력 및 항력

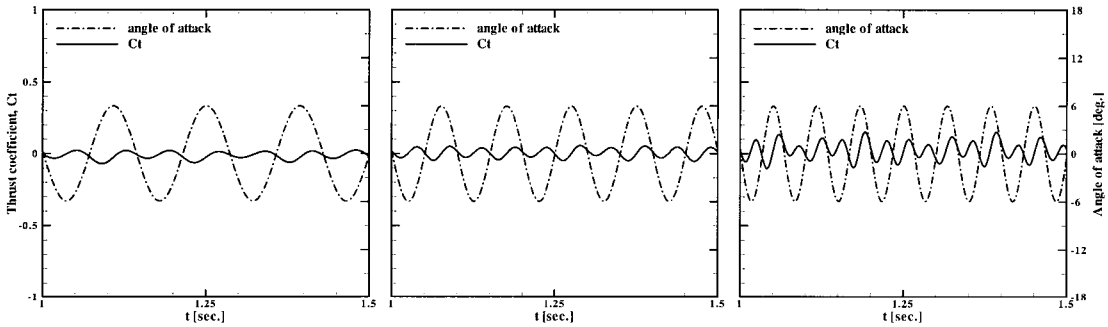
Fig. 5는 정지익에서 유체력 계측실험을 수행한 후 환산한 영각의 변화에 따른 추력 계수 Ct와 양력 계수 Cl를 나타낸다. ●는 본 실험에서 계측한 추력 및 양력계수를 나타내고, △와 ○는 같은 레이놀즈수에서의 평판과 NACA0012에 대한 실험결과[9),(10)]이며, □는 $Re = 1.0\times10^5$에서 NACA 0012에 대한 추력 및 양력계수를 나타낸다[11)]. Fig. 5(a)에서 추력계수 Ct가 '+'이면 익에 추력, '−'이면 익에 항력이 작용하고 있음을 의미하며, 정상익에서는 추력이 발생하지 않음을 알 수 있다. 그러나 익 또는 익 주변의 유체가 비정상 운동을 하는 경우 익에는 추력이 발생될 수 있으며, 이력현상이 나타나는데, 다음 절에서 이를 자세히 살펴보기로 하자.

한편, Fig. 5(b)에서 양력은 영각의 변화에 대하여 Cl = 0의 축(점선)을 중심으로 대칭적으로 변화함을 알 수 있다. 또한 고 레이놀즈수에서는 영각의 증가에 대해 익의 두께가 커짐에 따라 익형에 작용하는 양력이 커지고 항력이 작아지는 특성[12)]을 보이는 데 반하여 흥미롭게도 본 실험과 같이 비교적 낮은 레이놀즈수에서는 양력이 작아지고 항력이 커지는 현상이 나타났다.



(a) (b)

Fig. 5 Thrust and lift acting on steady foil as function of the angle of attack: (a) thrust coefficient and (b) lift coefficient



(a) (b) (c)

Fig. 6 Time-dependent thrust coefficients for various reduced frequencies (α=0±6°, mid-chord): (a) k=2.0, (b) k=2.8 and (c) k=4.2

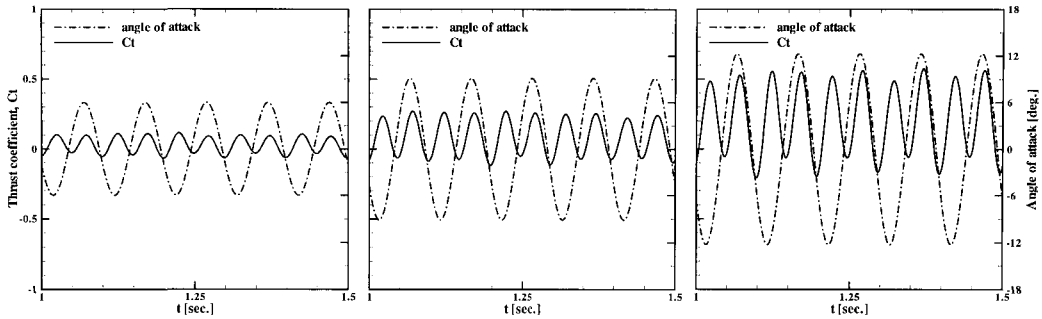
3.2 비정상 추력의 변화와 후류에서의 유동 패턴

3.2.1 비정상 추력의 시간적 변화

Fig. 6은 회전 중심이 코드 길이의 1/2의 경우 진폭 A = 6°에서 무차원 진동수 k = 2.0, 2.8, 4.2로 피칭 운동하는 익에 작용하는 유체력의 시간적 변화를 보여준다. 그림에서 실선은 추력계수, 일점쇄선은 피칭 운동하는 익의 받음각 α를 나타낸다. 피칭 진동수가 증가함에 따라 익에 작용하는 추력은 Ct = 0의 축 (Fig. 5의 점선) 부근에서 변동하면서 상승하여 1주기 당 발생하는 추력계수가 '−'에서 '+'로 변함을 알 수 있다. 이것은 피칭 운동에 의해 익에 작용하는 힘이 Ct = 0의 축에 대하여 진동하면서 피칭 진동수의 증가와 함께 증가하여, 1주기의 평균치가 '+' 즉 추력이 발생한 것을 의미한다.

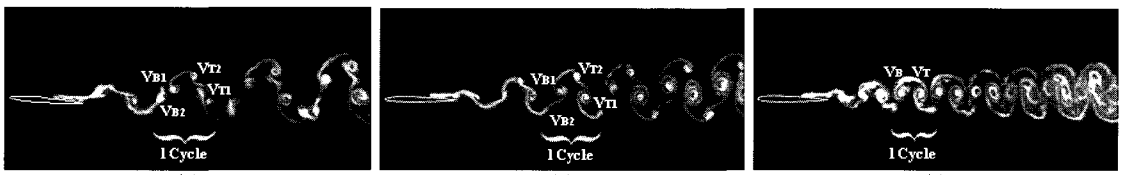
Fig. 7은 회전 중심이 코드 길이의 1/4의 경우 무차원 진동수 k = 2.8에서 진폭 A = 6, 9, 12°로 피칭 운동하는 익에 작용하는 추력의 시간적 변화를 나타내며, 피칭 진폭이 커짐에 따라 Ct 곡선이 상승하여 1주기 당 발생하는 추력의 크기가 증가함을 알 수 있다. 또한, Figs. 6(b)와 Fig. 7(a)로부터 같은 진동수에 대해 회전 중심이 코드 길이의 1/2 보다 1/4의 경우 보다 유효한 추력을 얻고 있다. 이와 같이, 추력은 피칭 진동수 및 진폭에 크게 의존하여 진동수 및 진폭이 증가하는 만큼 큰 추력을 얻을 수 있다. 그러나 이러한 경향은 항력의 성분도 마찬가지로 커져서, 피칭 진동수가 커진 만큼 프로파일 항력도 증가한다.

한편, Figs. 6와 7로부터 모든 추력계수의 주기는 피칭 운동 주기의 1/2배가 됨을 알 수 있다. 이것은 피칭 운동 중 추력이 업스트로크와 다운스트로크에서 각각 최대, 최소를 반복하기 때문으로 사료된다.



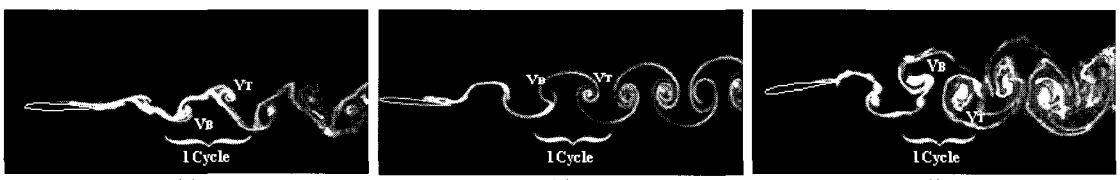
(a) (b) (c)

Fig. 7 Time-dependent thrust coefficients for various amplitudes (k=2.8, quarter-chord): (a) α=0±6°, (b) α=0±9° and (c) α=0±12°



(a) (b) (c)

Fig. 8 Vortex flow patterns at mid-chord (α=0±6°): (a) k=2.0, (b) k=2.8 and (c) k=3.4



(d) (e) (f)

Fig. 9 Vortex flow patterns at quarter-chord (k=2.0): (d) α=0±2°, (e) α=0±6° and (f) α=0±12°

3.2.2 후류에서의 유동 패턴

Figure 8은 회전 중심이 코드 길이의 1/2의 경우 진폭 A=6°, 무차원 진동수 k = 2.0, 2,8, 3.4로 피칭 운동하는 익의 후류에서 임의의 순간에서 촬영한 와류의 유동 패턴을 보여준다. 피칭익은 주기적인 운동을 하며, 주류는 왼쪽에서 오른쪽으로 흐르고 있다. Figure 8 중 V_T는 피칭익의 상면에서 방출된 보텍스, V_B는 하면에서 방출된 보텍스를 나타낸다. 먼저, Fig. 8(a)의 k=2.0의 경우는 피칭 한 주기 당 익의 상면과 하면에서 각각 2개의 보텍스 (V_{T1}, V_{T2}, V_{B1}, V_{B2})가 형성되어 서로 결합하지 않고 후류에 규칙적인 와열을 형성하고 있다. 이 와열은 익에 항력을 발생시키는 카르만 와열로부터 익에 항력이 추력으로 바뀌는 Fig. 8(c)의 '중립 구조'로 천이하는 전 단계에서 나타났다. Fig. 8(b)와 같이 k = 2.8로 증가하면 k = 2.0에서와 같이 피칭 한 주기 당 익의 상면과 하면에서 각각 2개의 보텍스가 형성되지만, 후류에 형성되는 와열은 유동장의 중앙부근에 위치하고 보텍스의 회전이 강해져 k = 2.0보다 중립 구조에 근접하고 있음을 보여준다. 또한 Fig. 8(c)와 같이 k = 3.4로 더욱 증가하면 후류에 형성된 와열은 보텍스의 회전이 더욱 강해져 그 주변에 있는 비교적 작은 보텍스를 끌어들여 결합하여 피칭 한 주기 당 한 쌍의 보텍스 (V_T, V_B)를 구성한다. 이와 같이 방출된 보텍스의 중심은 후류에서 1열로 배열되어 익에 작용하는 항력이 '0' (항력 제로)가 되는 중립 구조의 와열을 형성한다.

Figure 9는 회전 중심이 코드 길이의 1/4의 경우 무차원 진동수 k = 2.0, 진폭 A = 2, 6, 9°로 피칭 운동하는 익의 후류에서 유동 패턴을 나타낸다. Fig. 9(a)은 A=2°의 경우 익의 상하면에서 후류로 방출된 보텍스가 서로 교호하고 있는 모습을 보여준다. 이 후류는 원주와 같은 뭉툭한 물체의 후류에서 발견되는 카르만 와열과 유사한 보텍스의 배열을 하고 있다. 피칭 진폭을 조금 증가시키면 방출된 보텍스는 후류의

중심선에 일직선으로 배열되었다. Fig. 9(b)는 그러한 잘 발달된 와의 구조를 보이며, 한 주기 당 한 쌍의 보텍스가 후류로 방출되어 익에 작용하는 항력이 '0'이 되는 중립 구조의 와열을 형성한다. 이 와열은 Fig. 8(c)의 회전 중심이 1/2인 경우의 와 구조와 유사하며, 이것으로부터 피칭 운동의 회전 중심이 1/4로 되면 비교적 작은 진동수에서도 중립 구조가 생성될 수 있음을 보여준다. Fig. 9(c)와 같이 A = 12°까지 진폭이 증가하면 따라 보텍스의 크기가 커지면서 보텍스 VT, VB의 위치가 Fig. 9(a)와 비교하여 상하로 바뀐 것을 알 수 있다. 이 유동패턴은 카르만 와열의 경우 유기되는 순환과는 반대방향의 순환을 나타내며, "역 카르만 와열(Reverse Karman vortex street)"이라 불린다. 또한, 한 주기를 평균하면 제트의 속도 프로파일을 나타내고 유기속도를 가지고 있으므로 추력을 발생시킨다.

3.3 비정상 추력의 이력현상

익 또는 익 주변의 유체가 비정상 운동을 하는 경우 익에 작용하는 유체력은 이력(히스테리시스) 현상을 보이는데, 본 절에서 이를 자세히 살펴보기로 하자. Fig. 10은 회전 중심이 코드 길이의 1/2의 경우 진폭 A = 6°에서 무차원 진동수 k = 2.0, 2.8, 4.2로 피칭 운동하는 익에 작용하는 한 주기 동안의 유체력을 위상 평균하여 구한 추력(<Ct>)의 히스테리시스를 나타낸다. Fig. 10의 화살표는 피칭익의 운동방향을 나타낸다.

Fig. 10(a)는 변위 제로점(zero pitch position)인 받음각 $\alpha = 0°$에서 상사점(Max. pitch point) 및 하사점(Min. pitch point)으로 향하는 과정에서 항력이 발생하고, 상·하사점에서 받음각 $\alpha = 0°$로 향하는 과정에서 매우 작은 추력이 발생하여 Ct = 0 축 근처에서 '∞'기호를 그리면서 변동하고 있음을 보여준다. 즉, 루프는 항력의 영역(−)에서 Ct = 0 축에 접근하고 있으며, Fig. 8(a)에서 본 바와 같이 항력 '0'이 되는 와열로 천이해 가는 과정임을 나타낸다. 그리고 Fig. 10(b)와 같이 k = 2.8로 증가하면 Fig. 8(b)에서와 같이 항력 '0'이 되는 와열에 더욱 근접하므로 루프가 상승함으로 '∞'기호를 그리면서 변동하여 거의 Ct = 0 축 상에 있음을 알 수 있다. 또한 Fig. 10(c)와 같이 k = 3.4까지 증가하면 루프는 k=2.8과 유사한 형태를 보이지만, 진동수의 증가로 추력의 최대치가 증가하여 루프의 크기가 커져, 이번에는 추력의 영역(+)에서 Ct = 0 축에 접근하고 있음을 보여준다.

이상에서와 같이 후류에 항력 '0'이 되는 와열을 형성하더라도 항상 익에 항력이 '0'로 작용하는 것이 아니라, 항력과 추력이 교호하여 존재함을 알 수 있다.

Fig. 11은 회전 중심이 코드 길이의 1/4의 경우 진폭 A = 12°에서 Fig. 10과 같은 진동수로 피칭 운동하는 익에 작용하는 한 주기 동안의 추력의 히스테리시스를 나타낸다. Fig. 11(a)의 경우 받음각 $\alpha = 0°$에서 상·하사점으로 향하는 과정에서 익에 작용하는 항력은 서서히 감소하다가 상·하사점 부근에서 추력이 발생하며, 그 후 다시 받음각 $\alpha = 0°$로 향하는 과정에서 발생한 추력은 서서히 감소하여 항력으로 변화하여 전체적으로 약간 아래로 오목한(concave) '∞'기호를 그리면서 변동하고 있다. 또한 Fig. 10(c)와 같은 진동수일지라도 피칭 진폭이 12°로 커지면 유기되는 항력도 커지지만, 추력의 최대치 또한 커져 한 주기를 평균하면 추력이 발생하고 있음을 알 수 있

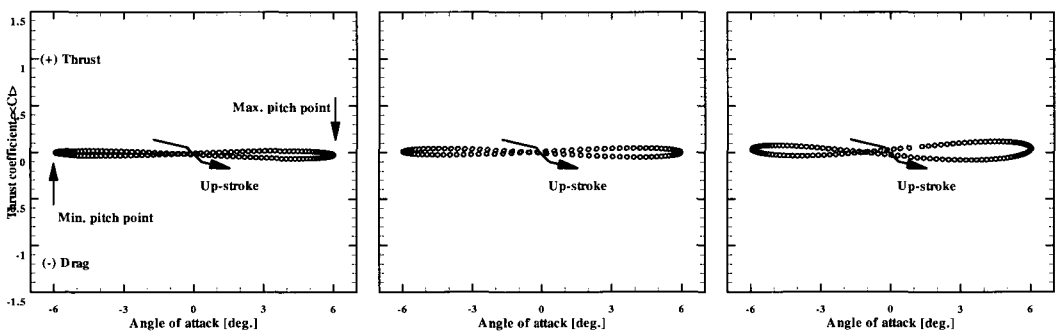
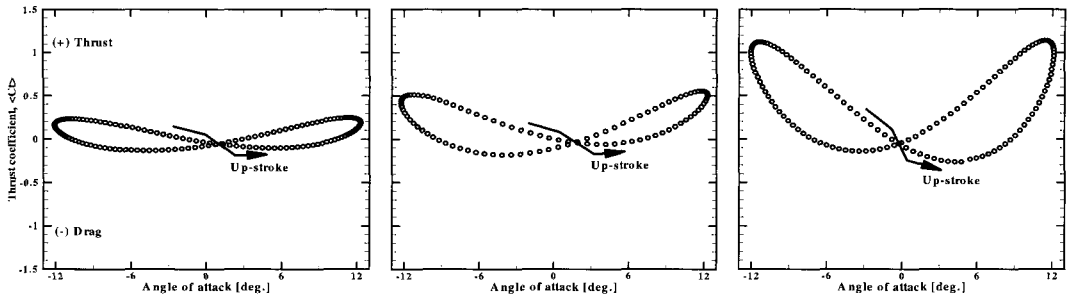


Fig. 10 Hysterisis loop of thrust of the angle of attack (α=0±6°, mid-chord): (a) k=2.0, (b) k=2.8 and (c) k=4.2



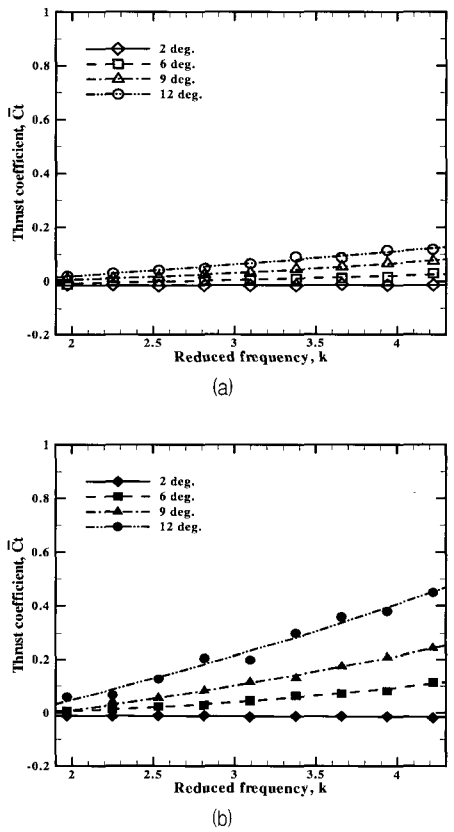
(a) (b) (c)

Fig. 11 Hysterisis loop of thrust as function of the angle of attack (α=0±12°, quarter-chord): (a) k=2.0, (b) k=2.8 and (c) k=4.2

다. Fig. 9(c)는 이 때 후류에 발생하는 유동패턴을 보여주고 있다. 그리고 Fig. 11(b)와 같이 진동수가 조금 증가하면 루프의 크기가 커져, 피칭 한 주기 동안 발생하는 추력의 평균치도 커지는 것을 알 수 있다. 이것은 진동수가 증가되면 유동방향으로 유기 속도를 갖는 더 큰 와열을 형성하여 그 반작용으로 추력의 성분이 보다 증가하기 때문이다. Fig. 11(c)와 같이 k=4.2로 더욱 증가하면 받음각 $\alpha=0^\circ$부근에서 상·하사점으로 향하는 과정에서 익에 작용하는 항력은 일단 증가한 후 급격히 감소하여 추력으로 변화하여 상·하사점 부근에서 최대의 추력을 발생하고, 다시 받음각 $\alpha=0^\circ$로 향하는 과정에서 추력이 감소하여 항력으로 변화함을 알 수 있다. 또한 진동수가 증가함에 따라 k = 2.8의 경우보다 큰 항력이 발생하나, 상·하사점 부근에서 발생하는 추력의 최대치는 약 2배에 이르면서, 추력의 최소점은 받음각 $\alpha=0^\circ$, 추력의 최대점은 상·하사점에 접근하여 아래로 오목한 '∞' 기호형의 이력현상이 현저하게 나타남을 알 수 있다.

3.4 한 주기 당 발생하는 추력

Fig. 12는 회전 중심이 코드 길이의 1/2 및 1/4의 경우 진동수의 변화에 따른 각 진폭에서 피칭 한 주기 당 발생하는 비정상 추력의 시간 평균을 나타낸다. Figs. 12(a)와 (b)의 진폭 A = 2°에서는 피칭 진폭이 비교적 작으므로 진동수를 4.2까지 증가시켜도 추력이 발생하지 않는다. 그러나 Fig. 12(a)의 진폭 A=6°의 경우 진동수 k = 2.0과 2.8에서는 Fig. 8에서 본 것과 같이 카르만 와열에서 항력 '0'이 되는 중립 구조의 와열로 천이하는 유동 패턴을 나타내므로 아직 추력이 발생하지 않지만, 진동수를 좀 더 증가시키면 추력이 발생함을 알 수 있다. 또한 피칭 진폭이



(a)

(b)

Fig. 12 Thrust acting on the pitching foil during one pitch cycle: (a) mid-chord and (b) quarter-chord

증가함에 따라 추력의 증가량은 더 커지고, 같은 진폭의 경우 진동수가 증가함에 따라 추력이 선형적으로 커짐을 알 수 있다. 이것은 전항에서 기술한 것과 같이 익의 피칭 진폭이나 진동수가 증가되면 진행방향으로 유기 속도를 갖는 더 큰 와열을 형성하여 그 반작

용으로 추력의 성분이 보다 증가하기 때문이다.

이상의 결과로부터 피칭 운동익에 의해 비정상 추력을 발생시키기 위해서는 회전 중심이 코드 길이의 1/4에서 큰 진폭 및 높은 무차원 진동수에 의한 피칭 운동이 필요함을 알 수 있다.

4. 결 론

본 연구에서는 높은 무차원 진동수에서 피칭 운동익에 작용하는 비정상 추력을 정량적으로 평가하기 위하여 소형 6축 센서를 이용한 유체력 계측 실험과 피칭 운동익 후류에서의 와 구조를 조사하기 위하여 염료를 이용한 가시화 실험을 수행하였다. 그 결과 유체력 측정 및 가시화 실험에 의해 얻어진 결과를 비교함으로서 다음과 같은 결론을 얻었다.

1) 익의 피칭 운동으로 익 주의의 유동이 변화하여 익에 비정상 유체력이 작용하며, 높은 무차원 진동수의 피칭 운동을 익에 부과하여 역 카르만 와열을 형성시킴으로서만 추력을 발생시키는 것이 가능하다.

2) 피칭 한 주기 당 발생하는 추력은 무차원 진동수의 증가와 함께 커지며, 변위 제로점인 받음각 $\alpha=0°$에서 상·하사점으로 향하는 과정에서 최소, 상·하사점에서 받음각 $\alpha=0°$으로 향하는 과정에서 최대점이 나타나며, 오목한(concave) '∞' 기호형의 이력현상을 보인다.

3) 추력의 발생 주기는 피칭 운동 주기의 1/2배이고, 피칭 운동익에 의해 큰 추력을 발생시키기 위해서는 코드 길이의 1/4 회전 중심에서 큰 진폭과 높은 무차원 진동수로 피칭 운동을 시킬 필요가 있다.

참 고 문 헌

(1) Theodorsen, T., 1935, General Theory of Aerodynamic Instability and the Mechanism of Flutter, NACA TR-496.

(2) Garrick, I. E., 1936, Propulsion of a Flapping and Oscillating Airfoil, NACA Rept. 567.

(3) Bisplinghoff. R. L., Ashley, H. and Halfman, R. L., 1955, Aeroelasticity, Dover Pulication, USA.

(4) Triantafyllou, G. S., Triantafyllou, M. S. and Grosenbaugh, M. A., 1993, "Optimal Thrust Development in Oscillation Foils with Application to Fish Propulsion," Journal of Fluids and Structures, Vol. 7, pp. 205~224.

(5) Anderson, J. M., Streitlien, K., Barrett D. S. and Triantafyllou, M. S., 1998, "Oscillating Foils of High Propulsive Efficiency," Journal of Fluid Mechanics, Vol. 360, pp. 41~72.

(6) Koochesfahani, M. M., 1989, "Vortical Patterns in the Wake of an Oscillating Airfoil," AIAA Journal, Vol. 27, No. 9, pp. 1200~1205.

(7) Jones, K. D., Dohring, C. M. and Platzer, M. F., 1998, "Experimental and Computational Investigation of the Knoller-Bentz Effect," AIAA Journal, Vol. 36, No. 7, pp. 1241~1246.

(8) Lai, J. C. S. and Platzer, M. F., 1999, "The Characteristics of a Plunging Airfoil at Zero Free-stream Velocity," AIAA Journal, Vol. 37, No. 12, pp. 1529~1537.

(9) Sunada, S., Sakaguchi, A. and Kawachi, K., "Airfoil Section Characteristics at a Low Reynolds Number," Journal of Fluids Engineering, Vol. 119, pp. 129~135.

(10) Laitone, E. V., 1996, "Aerodynamic Lift at Reynolds Number Below 7×10^4," AIAA Journal, Vol. 34, No. 9, pp. 1941~1942.

(11) Sunada, S., Kawachi, K., Matsumoto, A. and Sakaguchi, A., 2001, "Unsteady Forces on a 2D wing in Plunging and Pitching Motions," AIAA Journal, Vol. 39, No. 7, pp. 1230~1239.

(12) McCroskey, W. J., 1982, "Unsteady Airfoils," Ann. Rev. Fluid Mech., Vol. 14, pp. 285~311.