

진동하는 2차원 날개 단면 주위에 대한 점성 유동장 계산
(Part 2. 동적실속이 발생하는 경우)

이평국*, 김형태†*

충남대학교 선박해양공학과*

Computation of Viscous Flows around a Two-dimensional Oscillating Airfoil
(Part 2. with Dynamic Stall)

Pyoung-Kuk Lee* and Hyoung-Tae Kim†*

Dept. of Naval Architecture & Ocean Eng. Chungnam National Univ.*

Abstract

Studies of unsteady-airfoil flows have been motivated mostly by efforts to avoid or reduce such undesirable effects as flutter, noise and vibrations, dynamic stall. In this paper, we carry out a computational study of viscous flows around a two-dimensional oscillating airfoil to investigate unsteady effects in these important and challenging flows. A fully implicit incompressible RANS solver has been used for calculating unsteady viscous flows around an airfoil. The cell-centered 2nd order finite volume method is utilized to discretize governing equations. In order to ease the flow computation for fluid region changing in time, improve the quality of solution and simplify the grid generation for an oscillating airfoil flow, the computational method adopts a moving and deforming grid generation technique based on the multi-block grid topology. The numerical method is applied for calculating viscous flows of an oscillating NACA 0012 in uniform flow. The computational results are compared with available experimental data. Computed results are compared with experimental data and flow characteristics of the experiment are reproduced well in the computed results.

※Keywords: RANS(Reynolds-Averaged Navier-Stokes), Finite volume method(유한 체적법), Unsteady viscous flow(비정상 점성 유동), Two-dimensional airfoil(2차원 날개), Lift(양력), Drag(항력)

1. 서언

프로펠러 날개의 진동을 통한 받음각의 주기적인 변화는 정상 상태의 실속 받음각보다 더 큰 받음각이 형성되어 피칭 모멘트의 급격한 증가로 인한 프로펠러 자체의 양력이 급감하는 현상이 나타나는데 이를 동적실속(dynamic stall)이라고 한다. 이러한 동적실속에 의한 수중 운동체 추진기의 방사소음 및 진동 등을 줄이기 위하여 감쇠 효과가 뛰어난 복합재로 추진기의 개발에 관한 연구가 활발히 시도되고 있다(Gowing et al. 1998, Strömberg 1991).

본 연구는 복합재 추진기의 유탄성 해석 및 설계에 사용할 점성유동 수치해석 방법을 연구하기 위한 일련의 연구과정 중 두 번째 단계로서 MDM(Moving & Deforming Mesh)를 지원하는 상용코드인 FLUENT를 사용하여 피칭 운동하는 2차원 날개단면의 비정상 유동에 대해 수치해석을 수행하고, 얻어진 계산 결과를 실험과 비교하여 검토함으로써 복합재 추진기의 유탄성 해석 및 설계에 RANS 접근법을 사용하는 것에 대한 타당성 조사에 그 목적이 있다.

이후, 2장에서 대상 및 계산 영역, 격자 및 경계조건 등 계산 조건과 수치 해석 방법에 대해 간단히 언급하고, 3장에서 계산 결과를 실험과 비교, 검토하였다. 마지막으로 4장에서는 본 연구로부터 얻어진 결과를 요약, 정리하고 향후 연구계획에 대해 서술하였다.

2. 수치해석방법

2.1 지배방정식

주 유동 방향을 x축 그리고 연직 상방향을 y축으로 하는 비압축성 난류 유동의 지배 방정식인 연속방정식과 RANS 방정식은 직교좌표계 $x_i = (x, y, z)$ 를 사용해서 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\frac{\partial U_i}{\partial x_i} = 0 \tag{1}$$

$$\frac{\partial U_i}{\partial t} + \frac{\partial U_i U_i}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \tag{2}$$

여기서, 계산에 사용된 모든 변수들은 유입속도 U_0 , 날개의 코드길이 C , 그리고 유체의 밀도 ρ 로 무차원화되었고, $U_i = (U, V, W)$ 는 각 좌표축 $x_i = (x, y, z)$ 방향의 평균속도 성분을, τ_{ij} 는 점성과 난류에 의한 유효 응력(effective stress)을 나타내며, p 는 정압이다. 유효응력은 Boussinesq의 isotropic eddy viscosity model을 사용하여 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\tau_{ij} = \nu_e \left[\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right] - \frac{2}{3} \delta_{ij} k \tag{3}$$

여기에서 k 는 난류의 운동 에너지이고 ν_e 는 turbulent eddy viscosity ν_t 에 유체의 운동학적 점성계수 ν 를 합한 유효점성 계수로서 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\nu_e = \nu_t + \frac{1}{R_n} \tag{4}$$

R_n 은 Reynolds 수이고, 본 연구에서는 realizable $k-\epsilon$ 난류 모형을 사용하였으므로 turbulent eddy viscosity는 $\nu_t = C_\mu k^2 / \epsilon$ 로 구해진다.

2.2 계산대상 및 격자

계산 대상은 실험과 비교하기 위해 NACA 0012를 선택하였다. 본 계산은 총 2가지 경우에 대하여 수행하였으며 이를 Table 1에 나타내었다. 계산에 사용되어진 좌표계 및 격자생성 시스템은 기본적으로 Part 1의 동적 실속이 없는 경우에 사용된 방법과 동일하므로 이를 참고하기 바란다.

2.3 계산조건

본 연구에서는 유한체적법을 기반으로 시간에 대해서는 해석 코드의 제약으로 1st order implicit 방법을 사용하였다. 시간 간격은 $K=0.235$ 의 경우, $\Delta t=0.005, 0.001$ 에 대해 테스트한 결과, 모두 유사한 결과를 보여주었으며 본 연구에서는

Table 1 Calculation case

	case 1	case 2
Section	NACA 0012	
Rn	2×10^4	
Frequency	0.2	1.0
Reduced frequency K	0.3	1.57
Alpha(deg)	$15 - 5 \sin(\omega t)$	
Hinge point	0.33C	
Experiment	한국해양대학교	
비 고	Rn : 레이놀즈 수, C : Chord length, f : 주파수 $K = \frac{\pi f C}{U}$, $\omega = 2\pi f$	

Table 2 Calculation condition

	case 1	case 2
Rn	2×10^4	2×10^4
Turbulence model	Realizable $k-\epsilon$ model	
Wall treatment	Standard wall function	
Time discretization	1st order implicit method	
Pressure	Standard	
Momentum	2nd order upwind scheme	
Turbulence kinetic energy	2nd order upwind scheme	
Turbulence dissipation rate	2nd order upwind scheme	
Time(sec)	50	10
Δt	0.005	0.001

$\Delta = 0.001$ 을 선택하였다. 또한 각각의 시간에 대한 sub-iteration number는 20으로 정하였고, 압력잔차 값이 10^{-5} 보다 작게 되면 수치계산이 수렴한 것으로 하였다. 지배방정식의 대류항은 2차 정도의 2nd order upwind 방법으로, 확산항은 2차 정도의 중심차분법으로 보간하고, 2차 정도의

수치 적분을 사용하여 이산화 하였다. 압력에 대해서는 Rhie/Chow의 방법을 수정한 Fluent의 표준 방법을 사용하였고, 속도-압력 연성은 SIMPLEC 방법을 사용하였다. 반복계산의 수렴을 위한 완화계수로는 압력의 경우 0.3, 운동량은 0.7, 난류운동에너지 및 소산율은 0.8, 레이놀즈 응력은 0.5를 사용하였으며, 보다 자세한 계산 조건을 Table 2에 도시하였다.

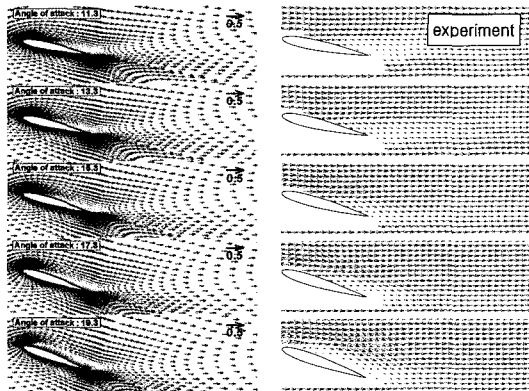
3. 수치해석 결과

3.2 동적 실속이 발생한 경우

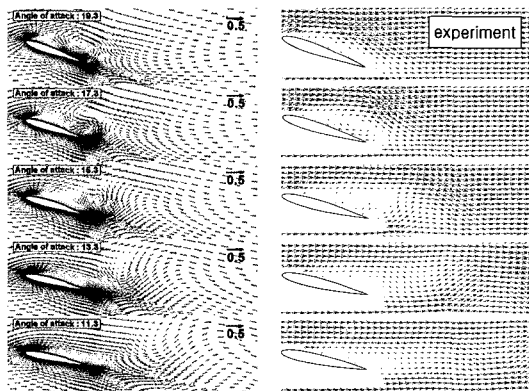
동적 실속이 발생하는 경우에는 받음각 및 진폭, 주파수 등 여러가지 변수에 따라서 복잡한 유동 현상이 일어나게 되고, 유동장은 reduced frequency K 에 따라 준정상 상태(Qusai steady)의 유동과 비정상(Unsteady) 유동으로 크게 달라진다. 동일한 받음각에 대해 pitch-up과 pitch-down 상태에서 서로 다른 양력과 항력이 작용하는 소위 hysteresis 현상 이외에도, 특히 받음각이 커짐에 따라 실속이 발생하고, 앞날에서 형성된 와류와 뒷날에서 생성된 와류가 서로 상호 간섭을 하는 매우 복잡한 유동 현상이 발생하며, 이로 인해 pitch-up과 pitch-down 상태의 유동이 전혀 다르게 나타남을 볼 수 있다. Fig. 1에서는 $K=0.3$ 인 경우, pitch-up, pitch-down 상태의 날개 주위 유속벡터에 대한 계산 및 실험결과를 각각 보이고 있다. 우선, pitch-up 상태를 살펴보면 19.3도 까지 받음각이 증가함에 따라서 날개 뒷날 가까운 지점에서 시작된 박리점이 앞날 쪽으로 이동하면서 날개 흡입면에 점차 넓은 범위에 걸쳐 뚜렷하게 형성되는 유동박리 영역이 실험에서는 잘 나타나지 않고 있다. 그러나 이를 제외하면 계산된 유동은 대체로 실험과 유사한 특성을 보이고 있다. 좀 더 면밀히 살펴보면 받음각 11.3도-13.3도 구간에서는 흡입면 뒷날 부근에서만 약한 유동박리가 발생되어 잘 보이지 않으며 앞날 후류의 흡입면 경계층이 급격히 두꺼워지는 것을 알 수 있다. 한편, 날개의 뒷날 부근의 속도는 균일유동과 거의 동일한 방향을 나타낸다. 13.3도-15.3도 구간에서는 흡입면 상에서 박리영역이 분

명하게 보이기 시작하며, 뒷날 후류 유동의 방향은 균일유동과 흡사하다. 15.3도 근처에서 코드의 반 정도에 걸쳐 형성된 박리영역은 받음각이 19.3도까지 증가하면서 흡입면 전체로 확대되고 역류의 세기도 강해지는 것을 볼 수 있다. 이 경우 뒷날에서 압력면을 따라 흐르는 유동의 방향은 균일유동과 크게 다르지 않은 것을 볼 수 있다.

Pitch-down의 경우, 19.3도 부근에서 가장 큰 볼텍스가 형성된 것으로 나타났고, 흡입면 앞날에서 유동박리 즉, 동적 실속(dynamic stall)이 일어났음을 알 수 있다. 또한, 주 볼텍스가 형성됨과 동시에 상류쪽 흡입면상에 2차 볼텍스(secondaryvortex)가 발생하는 것을 볼 수 있다.



(a) Pitch-up

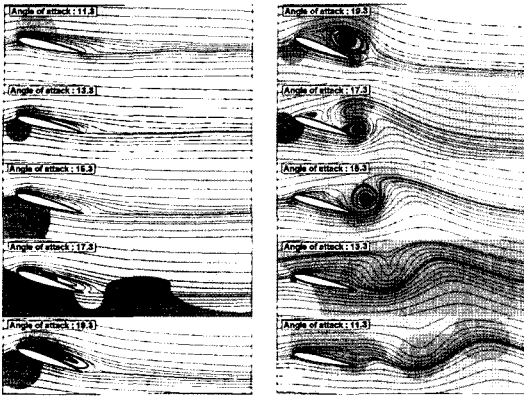


(b) Pitch-down

Fig. 1 Distribution of velocity vector according to angle of attack ($K=0.3$)

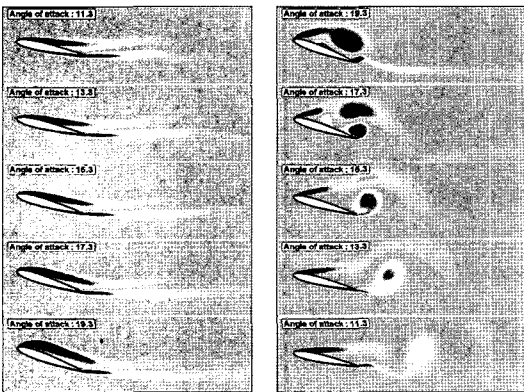
한편, 계산의 속도 및 와류 분포에서는 pitch-up 및 pitch-down의 19.3도에서 와류 구조가 급격히 변하는 것으로 보이나 실험에서는 이러한 특성이 잘 나타나지 않는 것으로 보이는데 이에 대한 설명은 다음에 하기로 한다. 한편, Pitch-up 상태에서는 볼 수 없는 현상으로서, 압력면을 따라 흐르던 유동이 뒷날을 돌아서 흡입면에 세기가 강한 시계방향 볼텍스를 형성하는 것으로 나타났다. 뒷날에서 떨어져 나온 시계방향 볼텍스는 확산과 대류에 의해 날개로부터 먼 위치로 이동하고 그 세기가 약해지는 것으로 나타났지만, 이러한 계산 결과는 볼텍스 위치의 격자 분포가 충분하지 못해 발생한 수치오차의 영향에도 기인한다. 볼텍스 흘림(vortex shedding)으로 인한 후류의 전반적인 유속 분포는 실험에서도 유사하게 나타났다. Fig. 2에서는 각 받음각에 대한 압력 및 유선분포를 보이고 있다. Pitch-up의 경우에는 흡입면 상에 형성된 유동박리 영역을 그리고 pitch-down의 경우에는 유동박리와 볼텍스 흘림 등을 쉽게 확인할 수 있다. 특히, Pitch-down의 경우, Fig. 1의 유속 벡터에서는 뚜렷하게 보이지 않던 날개 상의 2차 볼텍스를 유선을 통해 쉽게 볼 수 있다. 한편, 볼텍스가 형성된 영역의 압력 분포는 볼텍스의 형상과 유속의 크기에 따라서 일관된 특징을 나타내고 있다.

날개 주위의 볼티시티(vorticity) 분포를 Fig. 3에 도시하였다. 흡입면과 압력면 부근의 볼티시티는 날개 표면의 경계층과 박리, 날개 후류 그리고 볼텍스의 형성 및 흘림 등의 현상을 잘 보여준다. Pitch-up 구간에서는 날개 앞날로부터 흡입면 상의 유동을 따라 분포된 음(시계방향)의 볼티시티는 받음각이 커지고, 박리영역이 확대되면서 흡입면에 더 가깝게 분포되며, 압력면 상의 양(반시계방향)의 볼티시티는 뒷날에서 균일유동 방향을 따라서 분포되어 있다. Pitch-down 구간에서는 날개 앞날에서의 유동박리와 밀접하게 연관되어 있는 흡입면 상의 음의 볼티시티는 균일유동보다 더 위쪽 방향으로 흐르는 유동을 따라 분포되고, 받음각이 감소함에 따라서 균일유동에 근접한 방향으로 분포된다. Pitch-down 구간에서는 동적 실속에 직접 관련된 앞날 박리와 음의 볼텍스 형성



(a) Pitch-up (b) Pitch-down

Fig. 2 Distribution of pressure and streamline according to angle of attack ($K=0.3$)

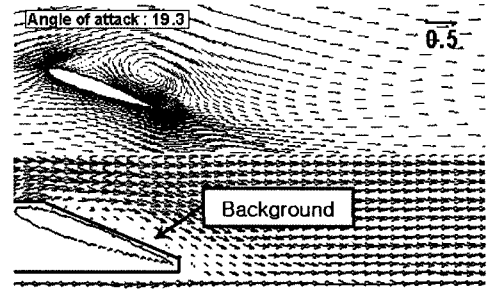


(a) Pitch-up (b) Pitch-down

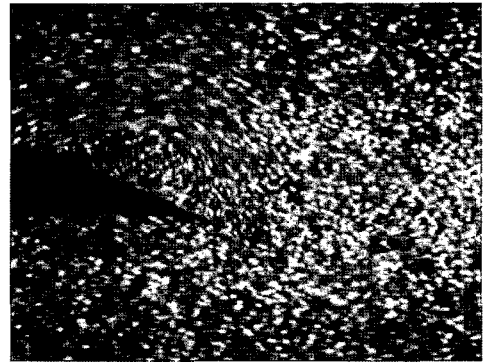
Fig. 3 Distribution of vorticity according to angle of attack($K=0.3$)

그리고 연계되어 발생하는 뒷날 박리와 양의 볼텍스 등이 상호 영향을 미치는 매우 복잡한 유동 특성이 나타난다. Fig. 3의 볼티시티 분포로부터 19.3도, 17.3도에서 Fig. 1의 유속벡터에서는 잘 보이지 않던 2차 볼텍스를 흡입면 상의 양의 볼티시티를 통해 확인할 수 있고, 앞날과 뒷날에서 박리 현상 및 볼텍스 흘림 그리고 후류의 형성과 같은 유동 특성도 볼티시티 분포를 통해 쉽게 확인할 수 있다.

Fig. 4에서는 Fig. 1의 19.3도를 확대한 모습과 PIV 영상을 캡처한 사진을 보이고 있다. 앞날 부



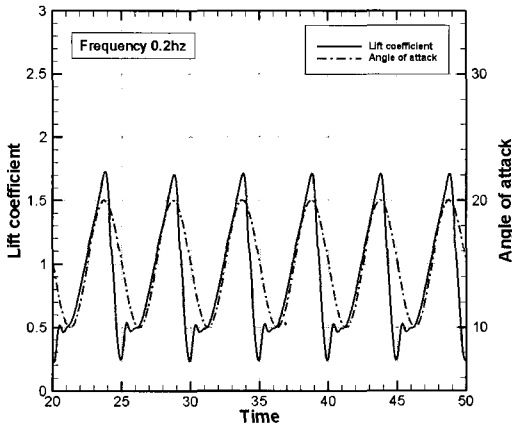
(a) Distribution of velocity vector



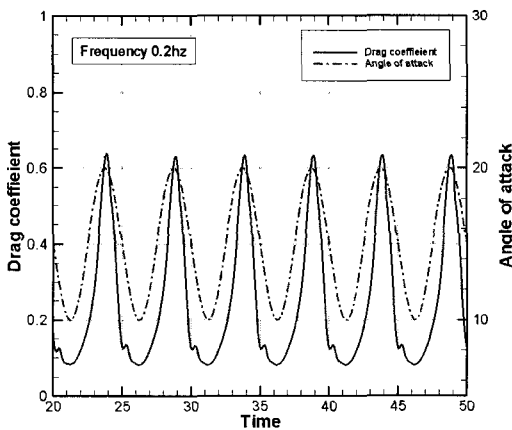
(b) PIV image

Fig. 4 Velocity field and PIV image at pitch down

근의 유동 방향 및 실험의 유속벡터에서 잘 보이지 않고 있던 볼텍스가 사진에서는 잘 나타나고 있다. 실험의 경우, Laser sheet가 비춰지는 방향에 의해서 받음각이 커질수록 날개의 압력면 쪽으로 그림자가 형성되기 때문에 속도를 계산하는데 있어 그림자 부분을 위상별로 각각 background로 지정하여 계산 영역에서 제외시키는 작업을 하게 된다. 이러한 background 설정으로 인해 날개 경계면 부분의 유동정보가 소실되는 관계로 오류가 발생하기도 하는데 19.3도에서 실험의 유속벡터 및 볼티시티, 난류운동에너지가 계산과 차이를 보이는 것은 이러한 실험기기의 한계에 기인한 것으로 판단된다. Pitch-up과 down일 때의 급격한 유동 변화는 Fig. 5, 6에서 다시 한 번 확인할 수 있는데 19.3도 부근의 pitch-up과 down일 때 양력 및 항력에서 큰 차이를 보이고 있음을 알 수 있다.



(a) Unsteady lift coefficient



(b) Unsteady drag coefficient

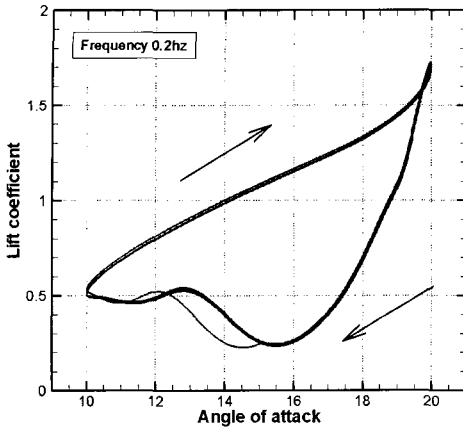
Fig. 5 Unsteady C_L and C_D ($K=0.3$)

Fig. 5에서는 무차원 진동수 $K=0.3$ 으로 피칭 운동하는 NACA 0012 날개 단면의 비정상 양력 및 항력을 받음각과 함께 도시하였다. Fig. 5(a)에 도시된 비정상 양력의 경우, 10도에서 20도까지 받음각이 증가함에 따라 양력은 대체로 선형적으로 증가하는 것으로 나타났다. 정상 상태의 경우, 실속각은 약 16도 정도인데 반해 피칭 운동하는 비정상 상태의 경우에는 받음각이 최대각 20도를 지나 감소하기 시작하면서 실속(동적 실속)이 발생하는 것으로 나타났다. 이후 받음각이 작아짐에 따라 양력이 급격히 감소해서 받음각 15도

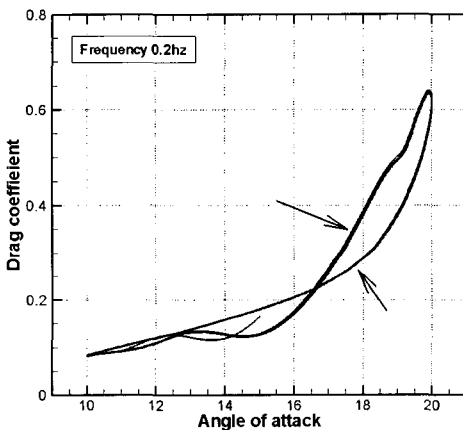
부근에서 양력계수가 최소로 되었다가 다시 소폭으로 증가하기 시작하는데 뒷날에서 볼텍스 흘림이 일어나는 시점과 일치함을 알 수 있다.

Fig. 5(b)에 도시된 항력의 경우에는 양력과는 달리 받음각이 증가함에 따라 비선형적으로 증가한다. 또 실속 이후 받음각이 작아짐에 따라 급격히 감소하며, 볼텍스 흘림이 발생하는 15도 지점에서 조금 증가하다가 받음각이 최소가 될 때까지 다시 급격히 감소하는 것을 볼 수 있다.

받음각의 변화에 따른 양력과 항력의 비선형적 특성을 보다 면밀히 살펴보기 위해서 Fig. 6에 $K=0.3$ 일 때 양력 및 항력계수에 대한 hysteresis loop를 도시하였다. Fig. 6에서 위쪽의 화살표는 받음각이 증가하는 방향을 나타내고 아래쪽의 화살표는 받음각이 감소하는 방향을 가리킨다. 양력 및 항력계수가 모두 수렴과정 초반 이후에 일정한 궤적의 곡선을 유지하는 것으로부터 수렴이 잘 된 것을 알 수 있다. 양력의 경우 최대 받음각 이후에 앞날에서의 유동박리에 의한 실속 현상이 일어나 양력이 급격히 감소하고 앞날로부터 경계층이 박리되어 형성된 음의 볼텍스 흘림이 발생하는 19도 부근에서 양력감소 기울기가 조금 감소하는 것을 볼 수 있다. 또한 뒷날에서 양의 볼텍스 흘림이 발생하는 15도 부근에서 13도 부근까지 다시 증가하는 것을 볼 수 있다. 13도 이후 양력이 소폭으로 감소했다가 실속이 일어나지 않는 10도 부근까지는 0.5 정도로 유지하는데, 이는 Fig. 1에서 볼 수 있듯이 15도 부근에서 볼텍스 흘림이 일어난 이후에도 유동박리는 계속 발생하지만 받음각이 작아짐에 따라 유동박리도 줄어들기 때문으로 판단된다. 받음각이 커짐에 따라 항력도 증가하며, 특히 17도 이후에서는 항력증가 기울기가 매우 가파르게 커지는 것으로 나타났다. 항력의 경우에도 최대 받음각을 조금 지나 실속이 일어나는 시점에서 최대값을 나타내고 앞날에서 박리되어 형성된 음의 볼텍스 흘림이 발생하는 19도 부근에서 항력감소의 기울기가 약간 감소하는 것을 볼 수 있다. 또 뒷날에서 양의 볼텍스 흘림이 발생하는 15도 부근이후 13도 부근까지 소폭으로 증가했다가 다시 조금씩 감소하는 것으로 나타났다.



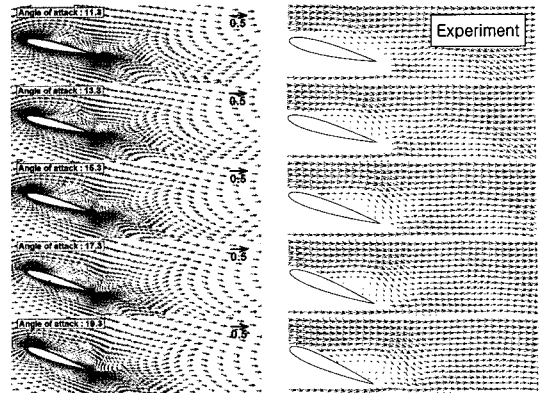
(a) Hysteresis loop of C_L



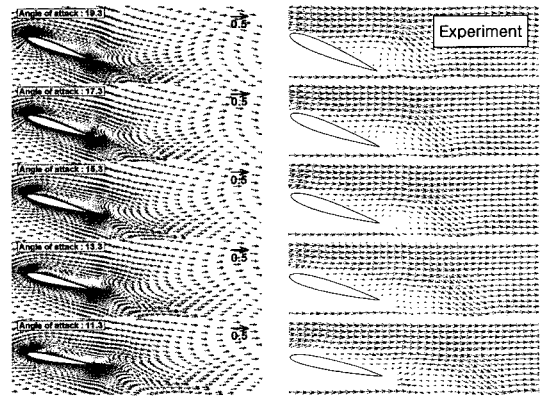
(b) Hysteresis loop of C_D

Fig. 6 Hysteresis loop of C_L and C_D ($K=0.3$)

Fig. 7에서는 $K=1.57$ 인 경우, pitch-up 및 pitch-down 상태에 대한 날개 주위의 유속 벡터 분포를 보이고 있다. 우선, Pitch-up 상태를 살펴 보면 $K=0.3$ 의 경우와 달리 pitch-up의 전 구간에서 유동박리로 인한 음의 볼텍스가 흡입면 상에서 발생하는 것을 볼 수 있다. 날개 앞날로부터 약 2/3 코드 위치의 흡입면 상에 형성된 음의 볼텍스는 그 세기가 커지면서 거의 균일유동 방향으로 천천히 이동하는 것을 볼 수 있다. 또한, $K=0.3$ 인 경우, Pitch-down에서만 나타난 특징



(a) Pitch-up



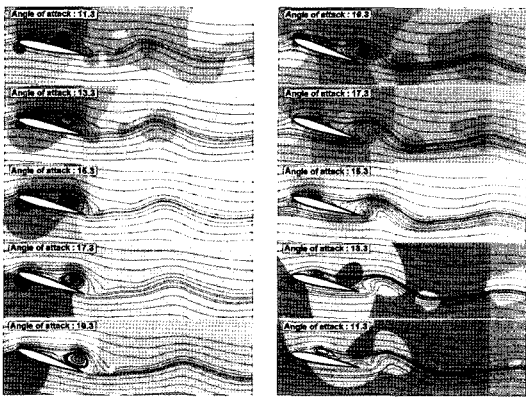
(b) Pitch-down

Fig. 7 Distribution of velocity vector according to angle of attack($K=1.57$)

적인 비정상 후류가 $K=1.57$ 의 경우에는 pitch-up과 pitch-down 모두의 경우에 나타난다. Pitch-down의 경우 pitch-up을 하면서 생긴 볼텍스가 pitch-down이 시작되면서 떨어져 나감과 동시에 빠르게 사라지면서 날개 뒤쪽에 특징적인 비정상 후류를 형성하는 것을 볼 수 있다. 또한 볼텍스가 사라져버린 직후인 17.3도에서는 앞날 근처의 흡입면에서 유동박리에 의한 새로운 볼텍스가 발생하는 것으로 나타났다.

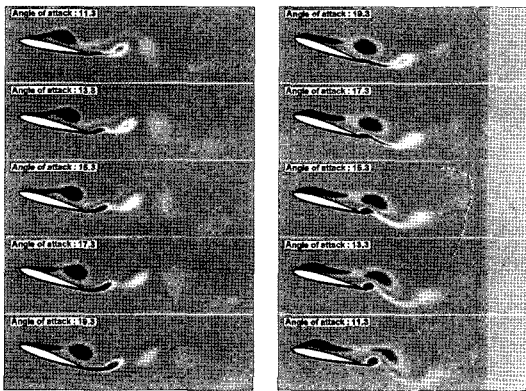
앞서 $K=0.3$ 의 경우에는 볼텍스 흘림 이후 볼텍스와 비정상 후류가 빠르게 사라지는 것으로 나타났으나, $K=1.57$ 의 경우에는 볼텍스 흘림과 같은 현상은 뚜렷하게 보이지 않고 특징적인 비정상 후류가 지속적으로 남아있는 것으로 나타났다.

즉, K 값이 커짐에 따라 앞날에서 유동박리로 인해 발생한 볼텍스가 뒷날을 지나면서 바로 사라지면서 비정상 후류로 나타나는 것이다. 또한 $K=0.3$ 인 경우, 날개의 뒷날에서 발생한 양의 방향의 볼텍스를 $K=1.57$ 에서는 볼 수 없게 되었는데, 이는 뒷날 볼텍스의 형성은 앞날 박리로부터 형성된 볼텍스와 뒷날 부근 와류 사이의 상호작용과 뒷날에서의 유동박리 유무 그리고 무차원 진동수와 뒷날 볼텍스 형성에 필요한 시간과의 상관관계 등과 같은 여러 가지 복잡한 요인들에 의해서 결정된다는 것을 의미한다.



(a) Pitch-up (b) Pitch-down

Fig. 8 Distribution of pressure and streamline according to angle of attack ($K=1.57$)



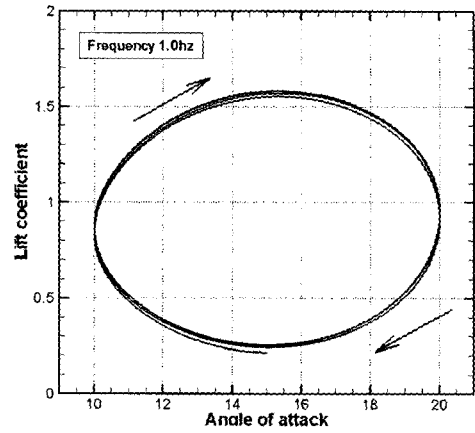
(a) Pitch-up (b) Pitch-down

Fig. 9 Distribution of vorticity according to angle of attack ($K=1.57$)

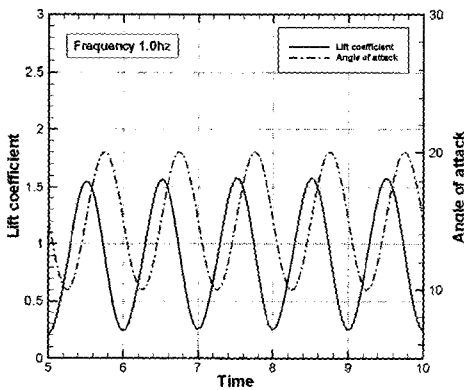
Fig. 8에서는 받음각에서의 압력 및 유선을 보이고 있으며, 마찬가지로 유동박리로 인한 볼텍스의 생성 및 발달 과정이 잘 나타나 있다. Pitch-up인 경우, 흡입면 상에서 생성된 볼텍스가 받음각이 증가하면서 그 세기가 점점 커지고 있는 것을 볼 수 있으며, pitch-down의 시작과 동시에 볼텍스가 사라지면서 비정상 후류를 형성하면서 동시에 앞날 부근에서 새로운 볼텍스가 생성되는 것을 볼 수 있다. Fig. 9에서는 $K=1.57$ 일 때 받음각에 따른 볼티시티 분포를 보이고 있으며 유속벡터와 유선에서는 보이지 않았던 뒷날에서의 유동박리를 pitch-up과 pitch-down 모두에서 볼 수 있고 한 주기 동안 뒷날에서 양의 볼텍스 흘림이 발생하고 있다는 것을 뚜렷하게 보여주고 있다. Fig. 10에서는 $K=1.57$ 으로 피칭 운동하는 NACA 0012 날개 단면의 비정상 양력 및 항력을 받음각과 함께 도시하였다. Fig. 10(a)에 도시된 비정상 양력의 경우, 전반적인 시간에 따른 양력 변화는 받음각의 변화와 비슷한 곡선으로 shift된 양상을 보이고 있다. $K=0.3$ 일 때는 받음각이 증가함에 따라 양력도 증가하는 경향을 보였으나 K 값이 커짐에 따라 비정상성이 커져 실속현상이 일어나지 않는 것으로 계산되었으며, 받음각이 증가하고 있음에도 불구하고 양력이 감소하는 부분을 볼 수 있다. 또한 최대 양력계수는 정상상태의 경우, 받음각 16도 부근에서 약 1.6으로 알려져 있으나 $k=0.3$ 의 경우, 받음각 20도 부근에서 약 1.7정도로 계산되었고, $K=1.57$ 로 커짐에 따라 받음각 15도일 때 최대양력계수 1.6으로 계산되었다. 항력의 경우, 비정상성으로 인해 최대양력이 발생하는 받음각 15도에서 발생하지 않고 17도 부근에서 최대항력이 발생하는 것으로 계산되었다. 최대 양력 및 항력의 크기는 $K=0.3$ 인 경우에 비해 양력은 6%, 항력은 40%정도 감소한 것으로 계산되었으며 이는 주로 뒷날에서의 유동박리에 의한 볼텍스 흘림의 유무에 기인하는 것으로 판단된다.

Fig. 11에는 $K=1.57$ 일 때 양력 및 항력계수에 대한 hysteresis loop를 도시하였다. 양력계수의 경우 대체적으로 타원의 형상을 그리고 있으며, 비정상성이 눈에 띄게 나타나 pitch-up 구간

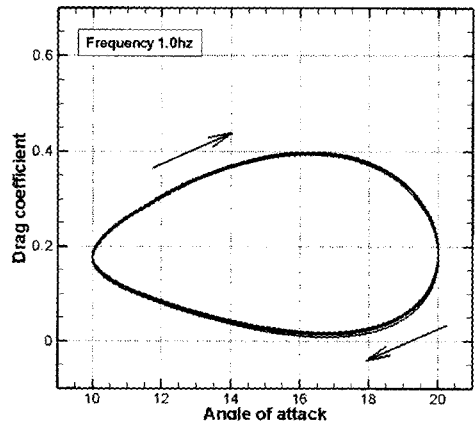
의 받음각 15도 부근에서 서서히 감소하고 실속이 없어지고, pitch-down 구간의 15도 부근에서 서서히 증가하는 모습을 볼 수 있다. 항력계수의 경우에는 pitch-up 구간에서 받음각 17도에 이르기 까지 서서히 증가하다가 17도 이후 받음각이 커짐에도 불구하고 상대적으로 급격히 감소하기 시작하고, pitch-down 구간의 받음각 17도 이후 역시 받음각이 작아짐에도 불구하고 서서히 증가하는 모습을 확인할 수 있다. 결과적으로 K 값이 증가함에 따라 유동의 비정상성이 강해져 유동박리 및 박리로 인한 볼텍스의 생성, 발달, 흘림 등이 지연되거나 혹은 나타나지 않는 특성을 보이고 있고, 이로 인해 양력 및 항력 특성 그리고 운동에 따른 hysteresis 현상 또한 전혀 다른 경향을 보이는 것을 확인할 수 있다.



(a) Hysteresis loop of C_L

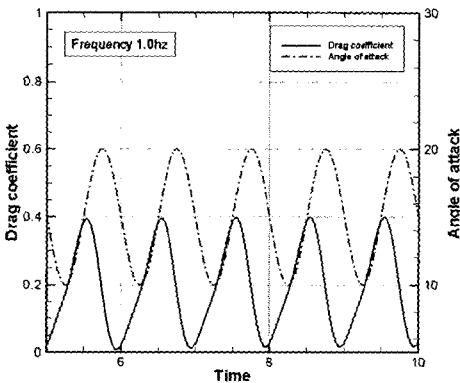


(a) Unsteady lift coefficient



(b) Hysteresis loop of C_D

Fig. 11 Hysteresis loop of C_L and C_D ($K=1.57$)



(b) Unsteady drag coefficient

Fig. 10 Unsteady C_L and C_D ($K=1.57$)

4. 결론

상용코드인 FLUENT의 MDM 가법을 활용해서 피칭 운동하는 NACA 0012 날개 단면에 대한 비정상 유동을 해석하고 날개 주위의 유동장과 날개에 작용하는 양력과 항력 특성을 조사하였다. 동적실속이 발생하는 2개의 주파수에 대하여 수행된 계산 결과를 PIV 실험과 비교한 결과, 시간에 대한 이산화가 1차임에도 불구하고 실험에서 나타난

유동특성이 계산에서도 잘 재현되고 있는 것으로 나타났다. 또한 양력 및 항력 특성치를 검토한 결과, 물리적으로 타당한 결과를 주고 있는 것으로 조사되었다.

향후 2차원 유연 날개 및 3차원 날개에 대한 비정상 유동 수치해석을 수행할 계획이고, 이러한 연구 결과는 유탄성 추진기 설계에 있어 유용한 기초자료가 될 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 수중 운동체 특화연구센터(UVRC)의 위탁과제(탄성변형을 고려한 복합재 추진기 설계 기법 연구)의 일부로 수행되었습니다. 위 기관의 후원에 감사드립니다.

참 고 문 헌

- 이평국, 김형태, 2004, “피칭 운동하는 NACA0012 날개단면 주위의 비정상 유동 수치해석,” 대한조선학회 추계학술대회 논문집, pp. 281-284.
- 현범수, 김우룡, 2004, “진동하는 2차원 날개 후류에 형성되는 와류 유동 특성에 대한 실험적 연구,” 대한조선학회 추계학술대회 논문집, pp. 544-549.

- 현범수, 김우룡, 2005, “진동하는 사각날개의 날개끝 Tip vortex 구조에 관한 실험적 연구,” 대한조선학회 추계학술대회 논문집, pp. 625-633.
- 현범수, 김우룡, 2006, “진동하는 사각날개의 날개끝 와류 구조에 관한 실험적 연구,” 대한조선학회 논문집, 제 43권, 제 1호, pp. 59-67.
- Gowing S., Coffin, P. and Dai, C., 1998, “Hydrofoil Cavitation Improvements with Elastically Coupled Composite Material,” 25th American Towing Tank Conference, Iowa City, Iowa.
- Strömberg, K.O., 1991, “Deformation- Controlled Composite CP Propeller Blades,” Marine Defence.



< 이 평 국 > < 김 형 태 >