

진동하는 2차원 날개 단면 주위에 대한 점성 유동장 계산 (Part 1. 동적실속이 없는 경우)

이평국*, 김형태†*

충남대학교 선박해양공학과*

Computation of Viscous Flows around a Two-dimensional Oscillating Airfoil (Part 1. without Dynamic Stall)

Pyoung-Kuk Lee* and Hyoung-Tae Kim†*

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

Abstract

In this paper, numerical calculations are performed to analyze the unsteady flow of NACA airfoil sections. In order to ease the flow computation for the fluid region changing in time, improve the quality of solution and simplify the grid generation for the oscillating foil flow, the computational method adopts a moving and deforming mesh with the multi-block grid topology. The multi-block, structured-unstructured hybrid grid is generated using the commercial meshing software Gridgen V15. The MDM (Moving & Deforming Mesh) and the UDF (User Define Function) function of FLUENT 6 are adopted for computing turbulent flows of the foil in pitching motion. Computed unsteady lift and drag forces are compared with experimental data. In general, the characteristics of unsteady lift and drag of the experiments are reproduced well in the numerical analysis.

※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

일반 상선에서와 달리 추진기에 의한 소음 특성이 중요한 수중 운동체의 추진기에서는 날개에 작용하는 비정상 유체력을 감소시키고, 날개끝 볼텍

스 (tip vortex)에 의한 방사소음을 감소시키기 위한 연구가 수행되어 왔다(현범수와 김우룡 2006). 상기 목적을 위하여 최근 감쇠 효과가 뛰어난 복합재료 추진기의 개발에 관한 연구가 활발하게 진행되고 있다(Gowing et al. 1998, Strömberg 1991). 그러나 FRP 등 복합재료는 강성이 약해 추진기 부하에 따른 변형이 상대적으로 크게 발생하고 이에 따라 추진기의 유체역학적 특

접수일: 2006년 11월 13일, 승인일: 2006년 12월 29일

† 교신저자, h-tkim@cnu.ac.kr, 042-821-6629

성이 달라지므로 추진기 설계시 날개의 변형이 추진 성능에 미치는 영향을 고려한 설계 방법이 필요하게 되었다.

본 연구에서는 복합재 추진기의 유탄성 해석 및 설계에 사용할 점성유동 수치해석 방법을 연구, 개발하기 위한 첫 단계로서 Moving & Deforming Mesh(MDM)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 방법을 사용하는 것에 대한 타당성을 조사하였다

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 상 방향을 y축으로 하는 비압축성 난류 유동의 지배 방정식인 연속방정식과 RANS 방정식은 직교좌표계 $x_i = (x, y, z)$ 를 사용해 다음과 같이 쓸 수 있다.

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

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

여기서, 계산에 사용된 모든 변수들은 유입속도 U_0 , 날개의 코드길이 C , 그리고 유체의 밀도 ρ 로 무차원화 되었고, $U_i = (U, V, W)$ 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 계산 대상 및 격자

계산 대상은 실험 자료(김기섭 등 1999)가 있고 비교적 잘 알려진 단면인 NACA 0012를 선택하였고 추가적인 실험과의 비교를 위해 NACA 0015를 선택하였다. 계산 대상의 기하학적 특성을 Fig. 1에 도시하였는데, 두 단면 모두 대칭단면으로서 캠버가 없고, 두께는 각각 코드길이의 12%, 15%이다.

본 계산은 총 3가지 경우에 대하여 수행하였으며 이를 Table 1에 나타내었다. 계산에 사용되어진 좌표계는 Fig. 2와 같이 직각우수좌표계를 사용하였고 계산 영역은 유입경계가 날개 코드의 8배이고, 외부경계 및 유출경계는 각각 5배, 20배로 정하였다.

유체 중에서 운동하는 물체 주위의 점성 유동을 수치 해석하기 위해서는 강체와 같이 물체 형상의 변화가 없는 경우에 일반적으로 사용되고 있는 고정 격자 시스템이 부적합하기 때문에 물체 표면과 경계면의 거동에 적합하도록 시간에 따라서 변하는 moving 격자가 요구되나 본 연구에서는 물체의 변형이 없는 경우에 한하였고 정규격자와 비정규격자가 포함된 혼합 격자계(Hybrid grid system)를 사용하였다.

본 연구에서는 상용 프로그램인 Gridgen을 이용하여 다중블록 격자를 구성함으로써 분해능이 우수하고, MDM에 적합한 격자계를 생성하였다.

NACA 0012



NACA 0015

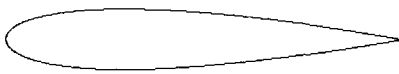


Fig. 1 NACA foil section

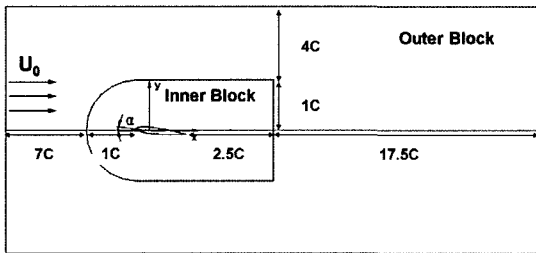


Fig. 2 Computational domain

Table 1 Calculation case

| | case 1 | case 2 | case 3 |
|----------------------------|--|--------|--------------------------|
| Section | NACA 0012 | | NACA 0015 |
| Rn | 1.3×10 ⁶ | | 2×10 ⁶ |
| Frequency | 1.5 | 3.5 | 0.7 |
| Reduced frequency <i>K</i> | 0.235 | 0.55 | 0.1 |
| Alpha(deg) | 5 - 3 sin(<i>wt</i>) | | 4 - 4.2 sin(<i>wt</i>) |
| Hinge point | 0.25C | | 0.25C |
| Experiment | KRISO | | U. S. Army |
| 비 고 | Rn : 레이놀즈 수 C : Chord length <i>f</i> : 주파수 $K = \frac{\pi f C}{U}$, $\omega = 2\pi f$ | | |

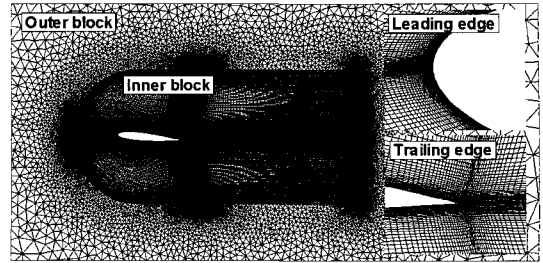


Fig. 3 Multi-block Hybrid grid system

해의 정확성을 높이기 위해 표면에 접해있는 곳은 정규 격자계, 날개의 운동으로 인해 변형이 되는 곳은 비정규 격자계로 생성하였으며 이를 Fig. 3에 도시하였다. 또한 내부 블록의 격자를 날개에 고정시킨 채로 강체운동(rigid body motion)시켜 날개의 피칭운동을 표현하였다.

2.3 계산조건

본 연구에서는 유한 체적법을 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 $\Delta=0.001$ 을 선택하였다. 또한 각각의 시간에 대한 sub-iteration number는 20으로 정하였고, 압력 잔차 값이 10⁻⁵보다 작게 되면 수치계산이 수렴한 것으로 하였다. 지배 방정식의 대류항은 2차 정도의 풍상차분으로, 확산항은 2차 정도의 중심차분으로 보간하고, 2차 정도의 수치적분을 사용해서 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

3.1 박리가 발생하지 않는 경우

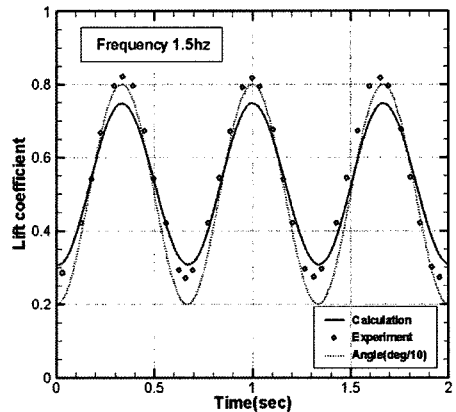
$K=0.235$ 인 경우의 피칭하는 NACA 0012 날개

Table 2 Calculation condition

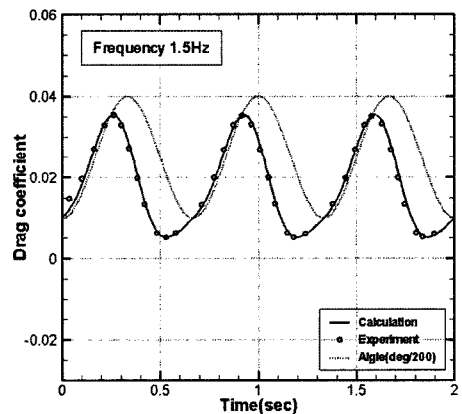
| | case 1 | case 2 | case 3 |
|-----------------------------|-------------------------------|-------------------|-------------------|
| Rn | 1.3×10^6 | 1.3×10^6 | 2.0×10^6 |
| Turbulence model | Realizable $k-\epsilon$ model | | |
| Wall treatment | Standard wall function | | |
| Time discretization | 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) | 5 | 3 | 5 |
| Δt | 0.0005 | 0.001 | 0.001 |

의 비정상 양력계수(C_L)와 항력계수(C_D)를 실험과 함께 Fig. 4에 도시하였다. 이 때, 시간 축의 0은 실험과 가장 유사한 C_L 을 기준으로 이동시킨 것이고, 받음각(Angle of attack)은 10으로 나눈 값을 점선으로 표기하였다. 이는 준정상 상태(quasi-steady)에 가까운 경우로서 받음각의 증감에 따라 양력계수도 선형적으로 증감하는 경향을 보이고, 최대 양력은 실험보다 작게 계산되었다. 항력계수는 받음각 보다 위상이 앞서고 비선형적으로 변화하며, 본 계산 결과가 실험과 매우 잘 일치하는 것으로 나타났다.

Fig. 5, 6에는 계산된 비정상 양력 및 항력의 진폭과 주기에 대해 Fourier 급수를 사용하여 분석한 결과를 보여주고 있다. Fig. 5에서 진폭의 경우를 살펴보면 양력의 경우, 평균값(0차 항)은 약 0.53이고, 1차 항이 지배적인 반면 2차 이상의 항은 거의 0에 가깝다. 하지만 항력의 경우에는 2차 항이 1차 항의 20% 이상으로 비정상 유동에 의한 비선형 효과가 양력보다는 항력에 크게 나타나는



(a) Unsteady lift coefficient



(b) Unsteady drag coefficient

Fig. 4 Unsteady C_L and C_D ($K=0.235$)

것을 의미한다. Fig. 6의 위상차는 양력 1차 항에서 약 3도, 2차 항에서는 약 14도로 나타났으나, 앞서 언급한 바와 같이 양력 2차 항의 진폭이 거의 0이기 때문에 그다지 의미가 없다. 항력의 경우, 1차 및 2차 항 위상차는 각각 40도, 46도로 상대적으로 크게 계산되었다.

Fig. 7은 $K=0.235$ 의 경우 양력 및 항력계수에 대한 hysteresis loop이다. 여기서 A방향은 받음각이 증가하는 방향이고, B방향은 받음각이 줄어드는 방향이며, 심볼에 표시되어 있는 숫자는 받음각을 의미한다. 또한 주파수가 낮기 때문에

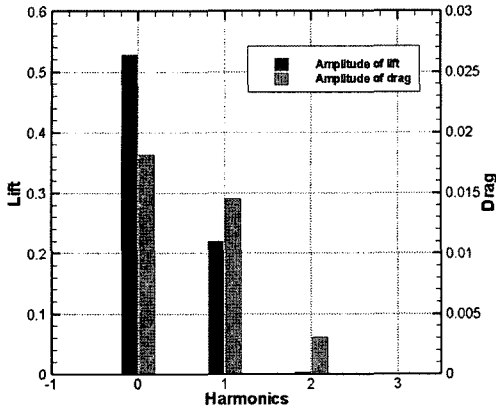


Fig. 5 Harmonic amplitude of lift and drag coefficients ($K=0.235$)

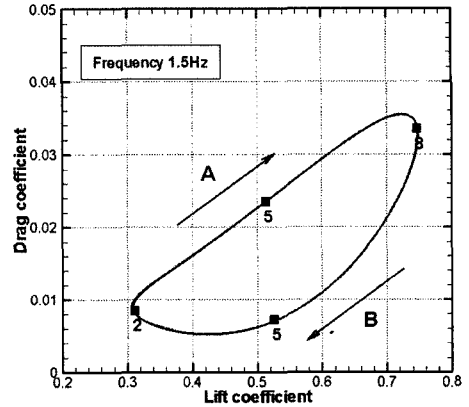


Fig. 7 Hysteresis loop of C_L and C_D ($K=0.235$)

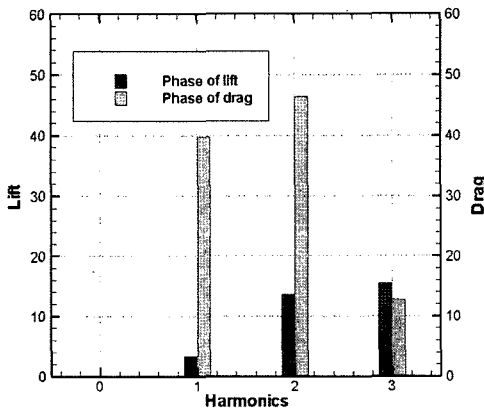


Fig. 6 Harmonic phase of lift and drag in degrees ($K=0.235$)

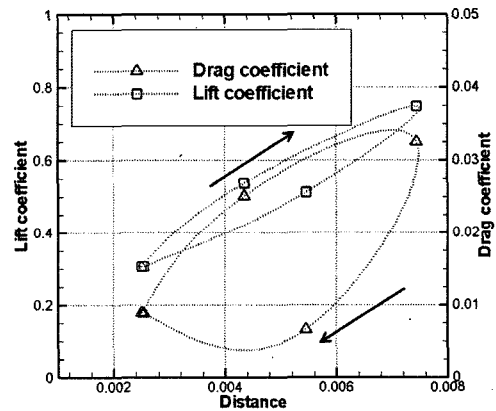


Fig. 8 C_L and C_D with movement of stagnation point ($K=0.235$)

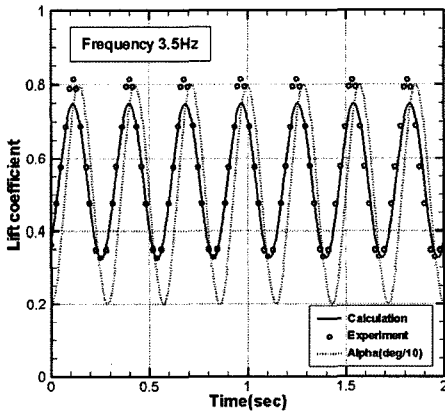
비교적 빠른 시간에 수렴하였고, 동일한 곡선이 반복되는 것으로 볼 때 수렴이 잘 된 것으로 판단할 수 있다. Pitch-up이 되는 동안 받음각이 증가함에 따라 C_L , C_D 가 선형적으로 증가하다가 pitch-down이 시작되기 조금 전인 $C_L=0.7$ 부근에서 C_D 값이 급격히 작아지기 시작하여 낮은 피크에 도달하는 것을 알 수 있다. 또한 받음각이 최소가 되기 전인 $C_L=0.4$ 부근에서 양력이 조금씩 증가하고 있는 것을 확인할 수 있다. 결국 C_L , C_D 의 hysteresis loop의 형상이 Fig. 7과 같이 된 것은 비정상 양력보다는 주로 비정상 항

력에 기인한다는 것을 알 수 있다.

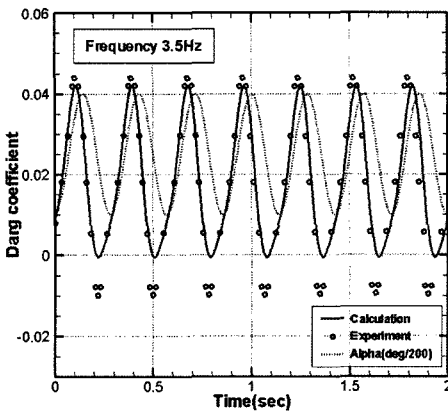
Fig. 8에는 정체점의 위치에 따른 C_L , C_D 의 변화를 도시하였다. 여기에서 정체점의 위치는 날개의 앞날에서부터 정체점까지의 거리로 정의하였으며, 마찬가지로 심볼은 받음각을 의미한다. 우선, Fig. 8에서도 마찬가지로 비정상 양력 및 항력의 hysteresis 현상이 나타남을 확인할 수 있다. 양력의 경우, 압력분포에서 예상하였듯이 정체점이 앞날을 따라 멀어지면서 증가하고, 다시 앞날로 되돌아오면서 감소한다. 결국 정체점의 거리가 최대, 최소가 될 때 양력 또한 최대, 최소가 되는

것을 알 수 있다. 반면에 항력의 경우, 정체점의 위치가 앞날에서부터 멀어지는 대부분의 구간에서 증가하지만 최대거리가 되기 전부터 줄어들기 시작하고, 최소거리가 되기 전에 증가하는 것을 알 수 있다. 결과적으로 양력의 경우, 정체점의 위치에 따라 그 크기가 결정되지만 항력의 경우에는 그렇지 않음을 확인할 수 있다.

Fig. 9에 $K=0.55$ 로 피칭하는 NACA 0012 날개의 비정상 C_L , C_D 를 실험과 함께 도시하였는데 대체로 $K=0.235$ 의 경우와 유사한 경향을 보이고 있다. 다만, 양력의 위상이 받음각에 앞서는 경향이 $K=0.235$ 에 비해 명확히 나타나고, C_L 의 경우에는 큰 쪽의 피크 값에서 큰 차이



(a) Unsteady lift coefficient



(b) Unsteady drag coefficient

Fig. 9 Unsteady C_L and C_D ($K=0.55$)

를 보이는 반면, C_D 의 경우에는 작은 쪽의 피크 값이 실험과 상당한 차이를 나타낸다.

결과적으로 $K=0.235$, $K=0.55$ 모두 피크 값에서 실험과 차이를 보이는데 계산된 수치 해에서 발생한 오차의 원인을 고려해 볼 때, 우선 시간에 대한 이산화가 1차 정도라는 점과 수치격자에 있어서 적은 개수의 움직임은 격자를 사용하였다는 점 그리고 실험 정확도 등의 문제점을 생각해 볼 수 있는데 이점에 대해서는 다음에 설명하도록 하겠다.

계산된 비정상 양력 및 항력의 진폭과 위상차에 대해 Fourier 급수를 사용하여 해석한 결과를 Fig.

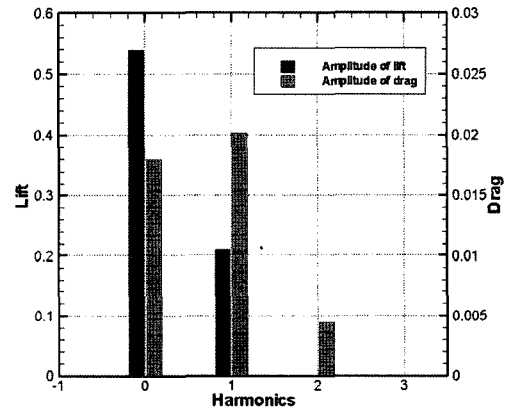


Fig. 10 Harmonic amplitude of lift and drag coefficients ($K=0.55$)

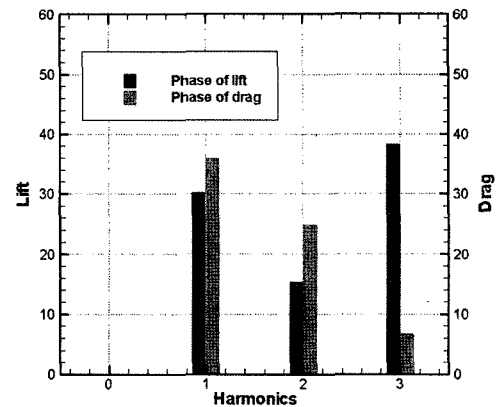


Fig. 11 Harmonic phase of lift and drag in degrees ($K=0.55$)

10과 Fig. 11에 도시하였다. 진폭의 경우, 평균값의 크기, 양력의 1차 항이 지배적인 점과 2차 항이 거의 0인 점 그리고 항력의 비선형적 변화 등, 전반적인 경향이 $K=0.235$ 의 경우와 유사하다. 하지만 위상차의 경우, 양력 1차 항이 $K=0.235$ 에 비해 약간 크게 계산되었고, 항력 1차 항은 작게 계산되었는데, 이는 K 값이 상대적으로 커짐에 따라 받음각에 따른 양력 및 항력의 비선형성이 조금 커진 때문으로 판단된다.

Fig. 12는 $K=0.55$ 인 경우 양력 및 항력계수에 대한 hysteresis loop이다. $K=0.235$ 인 경우에 비해 수렴 시간이 조금 늦어졌음에도 불구하고 일정시간 이후에는 동일한 곡선으로 나타난 것으로부터 계산이 충분히 수렴된 것을 알 수 있다. 받음각이 5도인 경우 pitch-up을 하고 있을 때와 pitch-down을 할 때의 양력계수가 큰 차이를 보이는 것으로부터 $K=0.235$ 보다 비선형성이 증가한 것을 알 수 있다. 항력의 경우, $K=0.235$ 에 비해 높은 피크 값은 커지고 낮은 피크 값은 작아진 것을 볼 수 있으며, 피칭운동에 의해 작지만 음의 항력, 즉 추력이 발생하는 것도 알 수 있다. 한편, 계산된 양력 및 항력계수의 피크 값이 실험과 차이가 생긴 원인을 간접적으로 조사하기 위해서 실험데이터가 있는 또 다른 경우에 대해 수치해석을 수행하였다.

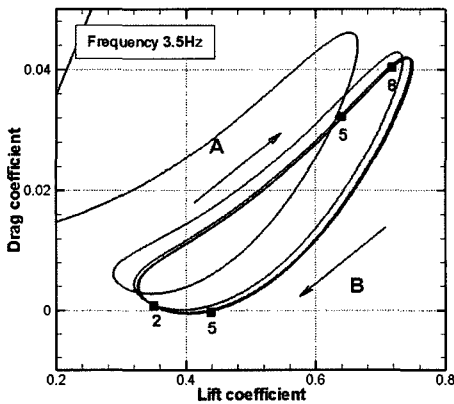
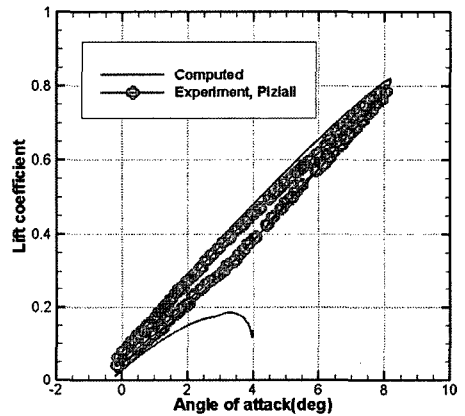


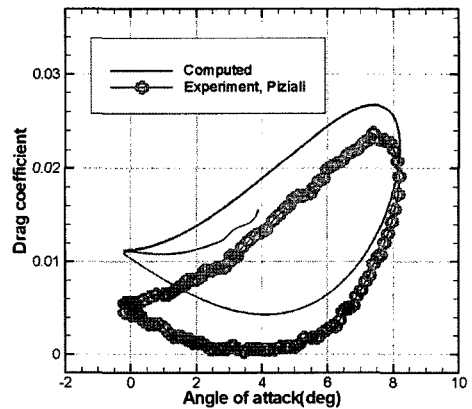
Fig. 12 Hysteresis loop of C_L and C_D ($K=0.55$)

계산에 사용된 조건은 U.S. Army Aero flight dynamics의 풍동에서 Piziali(1994)에 의해 수행된 실험과 동일하며 reduced frequency $K=0.1$ 이고 레이놀즈수는 2.0×10^6 이다. 실험에서의 마하수는 0.3이었지만 이 경우, 압축성에 의한 영향이 매우 작을 것으로 판단되어 이를 무시하고, 격자 및 기타 계산 조건을 동일하게 유지시킨 상태에서 비압축성 유동으로 계산하였다.

Fig. 13은 양력 및 항력계수의 hysteresis 현상을 실험과 비교하여 보여주고 있다. 양력은 pitch-down에서는 실험과 근접한 결과를 보이고, pitch-up에서 약간의 오차를 나타내고 있다. 계산 결과는 실험에서의 hysteresis 현상을 대체로 잘



(a) Hysteresis loop of C_L



(b) Hysteresis loop of C_D

Fig. 13 Hysteresis effect of C_L and C_D ($K=0.1$)

재현하고 있으며, 최대, 최소 피크 값 역시 실험과 거의 동일한 결과를 보여주고 있다. 계산된 항력은 pitch up과 down에서 변화의 경향을 잘 재현하고 있지만, 각 받음각에서 항력 계수는 실험에 비해 일정 폭 만큼 크게 예측하고 있다. 통상적으로 날개단면에 대한 유동 해석에서 항력의 크기는 양력의 약 10% 미만으로 대부분 압력에 기인하는 것으로 알려져 있다. 따라서 앞의 계산들에서 나타난 피크 값의 오차는 오히려 실험 데이터의 부정확성에 기인한 것으로 추측해볼 수 있다. 본 연구 결과로부터, 실속이 발생하지 않은 경우, 피칭하는 2차원 날개의 비정상 유동에 대한 RANS 해석을 통하여 날개 단면의 비정상 유체력 특성을 정확히 추정할 수 있음을 확인하였다.

4. 결론

피칭하는 NACA 0012단면에 대한 비정상 유동에 대해 상용코드인 Fluent 6.1을 사용하여 계산을 수행하고, 계산결과를 실험과 비교, 분석하였다. 실속이 발생하지 않은 3개의 주파수에 대한 계산 결과를 실험과 비교한 결과 C_L , C_D 의 피크에서 약간의 차이를 보였으나, 실험에서 나타난 비정상 양력 및 항력 특성이 수치해석을 통해 정확히 재현되었다. 결론적으로 실속이 발생하지 않은 경우, 피칭하는 2차원 날개의 비정상 유동에 대한 RANS 해석을 통하여 날개 단면의 비정상 유체력 특성을 정확히 추정할 수 있음을 확인하였고, 이를 근거로 추진기의 유탄성 해석에 관한 RANS 접근법이 타당함을 유추할 수 있다. 향후 Moving 격자 및 관련 수치해석 기법 연구와 병행하여 동적 실속이 발생하는 경우에 대한 2차원 날개 단면 주위의 비정상 유동에 대한 수치해석을 수행할 계획이고, 이러한 연구 결과는 유탄성 추진기를 설계하는데 유용하게 활용될 것으로 기대된다.

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

- 김기섭, 박영하, 양승일, 이진태, 김경열, 문일성, 1999, 공기 강제 주입에 의한 캐비테이션 제거기법 개발, MOERI 과제 보고서.
- 이평국, 김형태, 2004, "피칭 운동하는 NACA0012 날개단면 주위의 비정상 유동 수치해석," 대한조선학회 추계학술대회 논문집, pp. 281-284.
- 현범수, 김우룡, 2006, "진동하는 사각날개의 날개 끝 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.
- Piziali, R.A., 1994, "2-D and 3-D Oscillating Wing Aerodynamics for a Range Angles of Attack Including Stall," NASA TM-4632.
- Strömberg, K.O., 1991, "Deformation-Controlled Composite CP Propeller Blades," Marine Defence



< 이 평 국 > < 김 형 태 >