

◎ 論 文

2차원 해면효과익의 비정상 성능에 대한 수치적 시뮬레이션

박 일 룡* · 전 호 환**

(95년 7월 3일 접수)

Numerical Simulation of Unsteady Performance for 2-D Surface Effect Airfoils

I. R. Park* · H. H. Chun**

Key Words : WIG(해면효과익), Unsteady(비정상), Potential flow(포텐셜 흐름), Source and vortex distribution(소오스와 볼텍스 분포), wake(반류), Lift(양력)

Abstract

A numerical model capable of simulating a 2-D airfoil flying over in the vicinity of the waves is discussed. Instead of treating the problem as a heaving oscillation one above the rigid flat wall, sources are distributed on the prescribed wave profile. The wave deformation due to the airfoil is assumed to be negligible and treated as a rigid undulated wall. The source and vortex are distributed on the surface of the foil. It is found that the variation of C_L with wave steepness is severe and that the lift variation due to waves decreases as the wing height above the water surface increases.

1. 서 론

날개가 수면 가까이에서 비행하는 경우 양력 증가와 항력 감소의 수면효과를 이용하여 항공기 다음의 속력(100~400 km/h)과 경제적인 비용으로 운항할 수 있는 WIG선형의 개발에 큰 관심이 일고 있다. WIG선의 경우 날개의 성능해석이 중요한 과제중의 하나로서 수면효과에 대한 날개의 성능 해석이 필요하다. 날개의 수면효과는 수면을 보통 평평한 강체벽으로 처리하여 정상문제로 다

루어 왔다. 그러나 실제의 해상은 파도의 영향을 가지는 환경이다. 따라서 평평한 강체벽이 아닌 파도가 있는 해상상태에서의 WIG선의 성능해석 기법의 개발은 WIG선의 개발과정에서 필수적인 연구과제라고 생각된다. 수면효과를 고려한 비정상 상태의 날개 성능해석은 자유수면을 평평한 강체벽으로 가정하고 날개가 수면 가까이 상하동요하며 날아가는 문제로 취급하여 연구한 결과가 발표되었다.^{1,2)}

본 논문에서는 이미 정의된 파형상에 소스를 분

* 부산대학교 조선해양공학과

** 부산대학교 조선해양공학과, 기계기술 연구소 연구원

포하여 자유수면의 경계조건을 만족시키는 문제로 취급하였으며, 이 때 날개는 고정된 높이에서 일직선으로 비행한다고 가정하였다. 자유수면이 평평한 경우에는 정상문제로 취급되지만 파형의 영향 때문에 날개의 압력분포가 순간 순간 변화하는 비정상 문제로 생각되어질 수 있고, 이 때 매 시간단계에서의 후류(free vortex)를 고려하여 경계조건을 만족시킴으로서 해를 구하는 방법을 사용하였다. 2-D 날개에 대한 비정상 날개유동에 대한 발표된 자료를 본 연구의 수행 단계에서 구할 수 없었기 때문에 다른 계산결과 또는 실험결과와는 비교할 수가 없었다.

2. 문제의 정식화

2-D 날개가 비행하는 유동장은 비점성, 비압축성, 비회전성의 유동으로 가정하며, 파가 진행할 때의 날개의 좌표계는 Fig. 1과 같다. 파의 진행속도는 유동장의 흐름속도에 대한 상대속도로 고려할 수 있으나, 본 논문에서는 유동장의 속도 U 와 같다고 하고 날개에 의한 자유수면의 변동이 없는 강체벽으로 가정하였다. 날개와 후류를 고려한 유동은 다음의 경계치 문제를 만족하여야 한다.

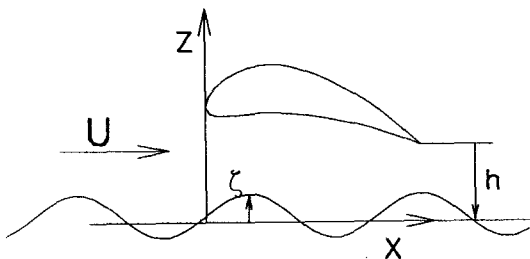


Fig. 1 Coordinates system

유동장의 지배방정식 :

$$\nabla^2 \phi = 0, \text{ in the fluid domain} \quad (1)$$

날개 및 수면경계조건 :

$$\phi_n = 0, \text{ on the foil surface} \\ \text{\& on the free surface(rigid wall)} \quad (2)$$

Kutta 조건 :

$$[C_p]_{upper} = [C_p]_{lower} \text{ at trailing edge} \quad (3)$$

Kelvin 순환 보존 정리 :

$$\frac{D\Gamma}{Dt} = 0 \quad (4)$$

3. 수치계산

실제유동에서 볼텍스는 날개표면의 경계층에서 생성되어 뒷날개 끝으로 떨어져나가 유장 전체에 속도를 유기시킨다. 이를 수치적으로 해석하기 위해 날개의 표면을 유한개의 선요소로 나누고 소스와 볼텍스를 분포시키고, 입사되는 파를 강체벽으로 가정하여, 그 영향을 고려하기 위해 소스를 분포시켜 시간변화에 따른 날개의 유체력을 계산하였다. 날개에서 유기된 볼텍스는 시간에 따라, $\delta t U$ 의 거리로 날개의 후류로 떨어져 나가는 집중볼텍스로 가정하였다. 매 시간 순환보존의 정리를 만족하도록 하였다. 후류로 떨어져 나간 볼텍스에 의해서 유기되는 속도는 Biot-Savart 법칙에 의해서 각점에서 간단히 계산된다.

Biot-Savart's law :

$$\vec{V} = - \frac{\Gamma}{2\pi} \frac{\vec{j} \times (\vec{r}_1 - \vec{r}_2)}{|\vec{r}_1 - \vec{r}_2|^2} \quad (5)$$

이 문제의 비정상성은 시간변화에 따른 날개의 파면상의 위치변화에서 온다. 날개는 입사파를 만나기전 일정높이에서 정상상태 운동을 얻은 후 $t = \delta t$ 에서 비정상 운동으로 되는 것으로 가정하였다. 다음은 본 문제의 경계조건을 이산화 한 식이다.

$$\left[\sum_{j=1}^{NF} q_j \int_{S_j} \ln \vec{r} ds + \Gamma \sum_{j=1}^{NF} \int_{S_j} \tan^{-1} \left(\frac{z - z'}{x - x'} \right) ds \right. \\ \left. + \sum_{j=1}^{NS} q_{Fj} \int_{S_j} \ln \vec{r} ds \right] \cdot \vec{n}_i = (-U_i + \vec{V}_{wi}) \cdot \vec{n}_i \\ \text{, for } i = 1, 2, \dots, N \quad (6)$$

여기서 q_j = source strength(on foil), Γ =

circulation, q_{Fj} = source strength(on free surface)

S_j 는 j 요소의 면적, \vec{r} : i 계산점과 j 요소사이의 거리이며, NF : 날개의 요소 수, NS : 자유수면 요소 수를 나타낸다. 위식에서 특이점의 강도는 정상상태 문제와 같이 경계조건을 통해 쉽게 구해지고 \vec{V}_w 는 매시간 첨가된 후류 볼텍스들에 의해서 유기된 날개표면에서의 속도를 나타낸다. 이러한 후류 볼텍스의 강도는 앞시간 단계에서 구한 날개에서 유기된 볼텍스 강도값을 사용하게 된다.

입사되는 파의 제원은 다음과 같다.

$$\zeta = \zeta_a \sin \left[\frac{2\pi}{L_w} (x - Ut) \right] \quad (7)$$

여기서, ζ_a : amplitude, L_w : wave length

결과적으로 자유수면을 강체벽으로 가정하였으므로 수면효과는 앞서 설명했듯이 자유수면상에 소스를 분포시켜, 강체벽의 경계조건, 물체경계조건, Kutta 조건, 순환량보존법칙등을 만족시켜줌으로서 해를 구할 수 있다.

날개의 압력계수 C_p 는 유입유동 U 와 교란 속도 포텐셜 $\phi'(r, t)$ 로부터 Bernouilli식을 사용하여 얻게 되고, 양력계수 C_L 은 아래와 같이 구해진다.

$$C_p = 1 - \frac{[\nabla(Ux + \phi')]^2}{U^2} \quad (8)$$

$$C_L = - \int_{SB} C_p n_y ds \quad (9)$$

4. 계산결과 및 토론

자유수면을 강체벽으로 가정하였기 때문에 자유수면의 계산영역은 계산결과에 많은 영향을 주지 않고 수렴되었으며 본 계산에서는 $-7 \leq x/c \leq 10$ 이고 요소간격은 0.1c로 고정하였다(여기서 c 는 코드길이). 계산에 사용된 날개단면은 NACA6409이고 입사각 4° 와 $Fn = 3$ 에 대해서 본 방법의 타당성을 검증해 보았다.

우선 본 방법의 타당성을 검증하기 위해 평평한 자유수면위를 $Fn=3$ 으로 비행하는 경우 time step ($\Delta t = 0.02$)으로 계산한 해가 얼마후에는 정상해

로 수렴됨을 Fig. 2에서 보여준다. 정상해의 결과의 검증은 참고문헌 3)에서 확인하였다. Fig. 2에서 보여주듯이 초기에는 후류의 영향이 나타나다가 시간이 경과함에 따라 이러한 후류의 영향이 무시되어 정상해로 수렴됨을 알 수 있다.

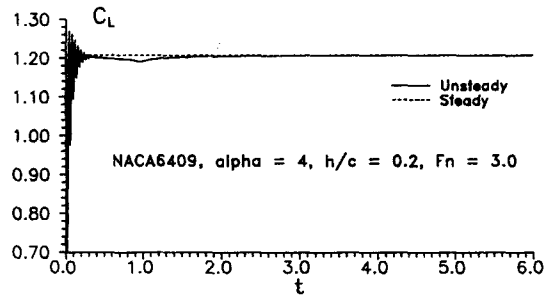


Fig. 2 Variation of C_L after running impulsively from rest

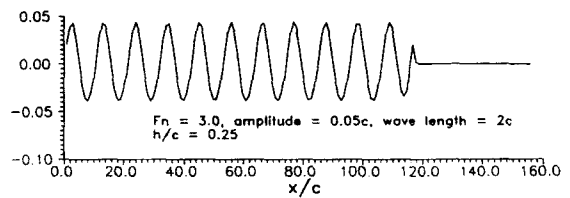


Fig. 3 Circulation strength in the wake field

Fig. 3은 파고 0.1c, 파장 2.0c의 경우에 후류에서 발생한 순환강도를 보여주고 있다.

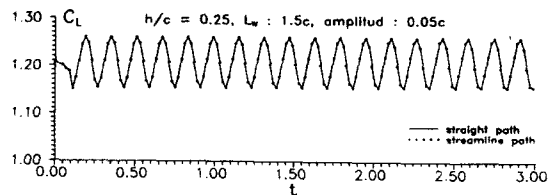


Fig. 4 C_L variation due to wake path treatments

Fig. 4는 후류가 직선으로 흘러가는 경우와 유선(streamline)을 따라 흘러가는 경우에 대해서 계산

한 결과인데 일정시간후에 두 해가 거의 일치함을 알 수 있다. 후류가 유선을 따라 흘러가는 것이 물리적으로 타당하기 때문에 본논문의 계산 결과는 이방법을 택하였다.

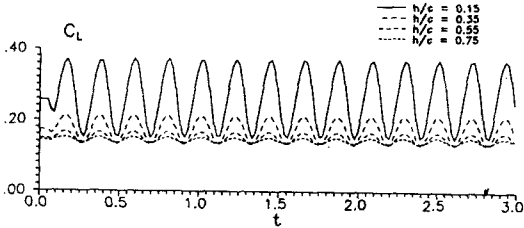


Fig. 5 C_L variation with h/c change
($Fn=3.0$, $L_w=amplitude=0.05c$)

Fig. 5는 파고 0.1c, 파장 2.0c로 고정하고 비행 높이(h/c)를 변화했을 때의 양력변화를 보여주는데 h/c 가 증가할 수록 양력의 oscillation이 현격히 감소함을 알 수 있다.

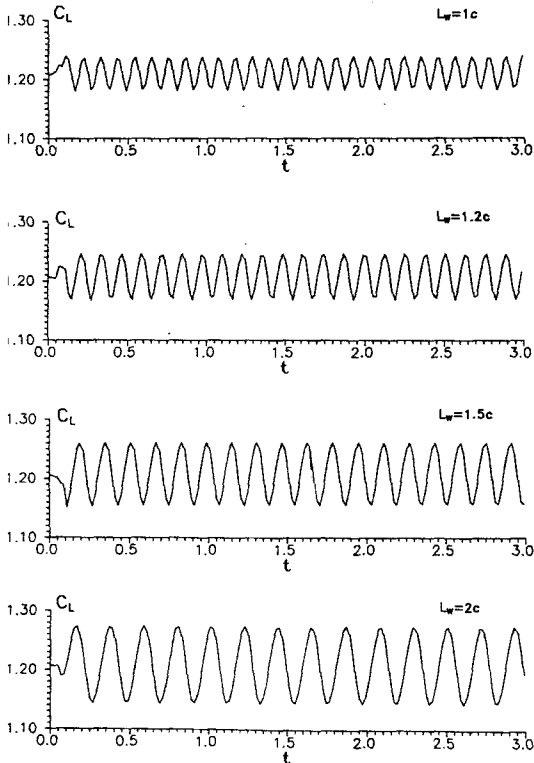


Fig. 6 C_L variation with wave length
($Fn=3$, $amplitude=.05c$, $h/c=0.25$)

Fig. 6은 파고 0.1c, $h/c=0.25$ 로 고정하고 파장을 변화했을 때의 양력의 변화를 보여주는 데 계산된 범위내에서 파장이 증가할수록 양력의 oscillation이 큼을 알 수 있다.

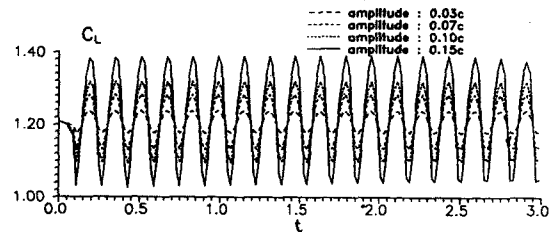


Fig. 7 C_L variation with wave amplitude

Fig. 7은 파장 1.5c, $h/c=0.25$ 로 고정하고 파고를 변화시켰을 경우를 나타내는데 파고가 증가할수록 양력의 oscillation이 증가함을 알 수 있다.

5. 결 론

파형을 고려한 수면상을 항주하는 2차원 수면효과와의 비정상 성능을 simulation하는 수치해석기법을 개발하고 계산결과를 검토하였다. 날개가 수면 가까이 비행할 경우 날개의 성능은 파형의 변화(파고, 파장)에 상당한 영향을 받으며 결과적으로 양력이 파의 조우주기와 같은 주기로 oscillation함을 보였다.

참 고 문 헌

- 1) 전재영, 최항순, "수면효과를 고려한 3차원 날개의 동유체력계산", 94년 대한조선학회 춘계학술 발표대회 논문집, 1994. 4.
- 2) Elzebde, J.M. et al, "Numerical Simulation of Wingships", Proceedings of Intersociety High Performance Marine Vehicle Conference, Arlington, U.S.A., June, 1992.
- 3) 박일룡, 전호환, "2차원 익형의 자유수면효과에 관한 연구", 95년 한국해양공학회 춘계학술발표대회 논문집, 1995. 5.