

● 論 文

2차원 익형의 자유수면 효과에 관한 연구

박 일 룡* · 진 호 환**

(95년 7월 3일 접수)

A Study on Free Surface Effect of 2-D Airfoils

L. R. Park* · H. H. Chun**

Key Words : 2-D airfoil(2차원 날개), WIG(해면효과익), Lift(양력), Free surface effect(자유수면효과), Source and vortex distribution(소오스와 보오텍스 분포), Wave elevation(파고), Image method(경상법)

Abstract

The free surface effects on the aerodynamic performance of 2-D wings are investigated based on the potential flow approximation. The wing is represented by source and vortex distributions on the wing surface. The steady free surface effect is taken into account by source distribution on the free surface and the velocity potentials of air and water flows are obtained. Using three different techniques, namely, positive image method, inverse image method and source distribution method, numerical results are obtained for wave elevation, pressure distribution and lift coefficient with various foil sections. The wave elevation calculated by the inverse image method is shown to be very small even at higher speeds so that the free surface effect on the performance of wings is regarded negligible. However, the wave elevations by the positive image method and source distribution method are relatively high at higher speeds and accordingly the free surface effects on wings can not be neglected.

1. 서 론

차세대 고속 선형의 한 형태로 해면효과익선(WIG)에 대한 연구 개발이 범세계적으로 활발히 진행되고 있다. 해면효과익선은 항공기의 형태로서 수면 근처를 비행할 때 양력의 증가 현상 즉,

수면효과를 유발시켜 경제적으로 고속으로 운항할 수 있는 새로운 운송 수단이다. 러시아, 중국, 일본, 미국 등 여러 나라에서 이미 기초 연구 단계가 마무리되어 실선 시험 WIG선의 제작, 운항의 단계에 들어가고 있다[1,2,3]. 최근 국내의 조선소에서 해면효과익선의 경제성 및 타당성 조사와 합

* 부산대학교 조선해양공학과 대학원

** 부산대학교 조선해양공학과, 기계기술 연구소 연구원

계 기초적인 연구를 수행하고 있다[4,5].

2차원 날개의 수면효과 영향은 Kataoka et al[6]와 Bessho et al[7]에 의해, 3차원 날개에 대해서는 Mizutani et al[8]에 의해 연구 결과가 발표되었다. 지금까지 알려진 연구 결과는 자유수면의 영향이 WIG선의 성능에 거의 영향을 미치지 않는 것으로 보고되어 그 결과 자유수면을 평평한 강체벽면으로 생각하여 경상법으로 날개의 성능을 해석하여도 무방하다고 보고되었다.

본 논문에서는 2차원 날개의 수면효과를 고찰하기 위해 날개의 표면에 소오스(source)와 보오텍스(vortex)를 분포시키고 자유수면을 평평한 강체벽으로 고려한 경우와 밀도가 다른 두 유체(공기와 물)의 자유경계면으로 고려한 경우에 대해서 수식을 전개하고 수치 해석 결과를 비교하였다. 평평한 강체벽으로 가정한 경우에는 경상법(image method)과 강체벽에 소오스를 분포하여 수치 해석을 수행하였으며, 자유경계면으로 고려한 경우 정경상법, 역경상법(inverse image method) 및 소오스분포법으로 수치 해석을 수행하여 총 5가지에 대한 결과를 비교하였다. 역경상법을 사용할 경우 Kataoka et al[6]에 의해 알려진 대로 자유표면의 변위가 무시할 수 있는 미소 양이기 때문에 강체벽면으로 가정한 결과와 일치한 값을 주었다. 그러나 정경상법과 소오스분포법에 의해 계산한 결과는 속도가 증가함에 따라 자유수면의 변위가 증가하여 날개의 성능에 상당히 영향을 미치는 것으로 나타났다.

2. 문제의 정식화

비점성, 비압축성, 비회전성의 유동장에서 자유수면상(above)을 낮게 비행하는 2차원 날개의 성능 해석 문제에 대한 좌표계는 Fig. 1과 같다. 자유수면효과(free surface effect)를 고려하기 위한 문제의 접근법은 자유수면을 강체벽으로 가정하여 경상법 또는 강체벽상 소오스분포법을 사용하는 것과 자유수면을 밀도가 서로 다른 두 유체의 경계조건으로 두어 문제를 해석하는 방법이 있다. 일반적인 경계치문제는 다음과 같다.

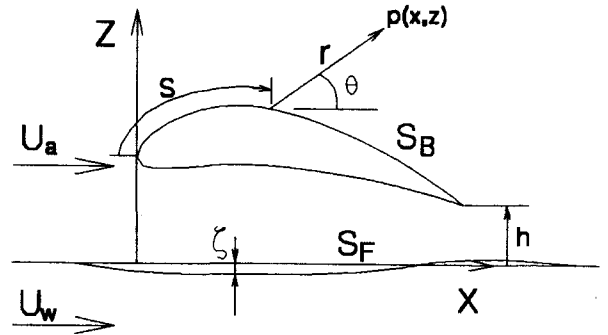


Fig. 1 Coordinate system

유동장 지배 방정식 :

$$\nabla^2 \phi = 0 \text{ in fluid domain} \tag{1}$$

물체경계조건 :

$$\phi_n = 0 \text{ on foil surface} (S_B) \text{ \& free surface} (S_F) \tag{2}$$

Kutta 조건 :

$$[C_p]_{upper} = [C_p]_{lower}, \text{ at trailing edge} \tag{3}$$

그리고 파형성의 문제인 경우 상류로 파가 전달되지 않아야 된다는 방사조건(radiation condition)이다.

2.1 강체벽면상을 비행하는 경우

경상법(Image method)

자유수면을 강체벽으로 가정하여 전체 포텐셜 ϕ 를 날개표면에 소오스와 보오텍스를 분포하여 다음과 같이 정식화 한다.

$$\phi = U_\infty x + \phi_s + \phi_v \tag{4}$$

$U_\infty x$ 는 자유흐름(free stream)에 대한 포텐셜이고, ϕ_s 는 소오스에 의해 유기된 포텐셜로 다음과 같다.

$$\phi_s = \int_{S_B} q(x', z') \ln[r+r'] ds \tag{5}$$

$$r = \sqrt{(x-x')^2 + (z-z')^2}$$

$$r' = \sqrt{(x-x')^2 + (z+z')^2}$$

ϕ_v 는 보오텍스에 의해 유기된 포텐셜로 다음과 같이 표시된다.

$$\phi_v = -\Gamma \int_{S_b} \left[\tan\left(\frac{x-x'}{z-z'}\right) - \tan\left(\frac{x-x'}{z+z'}\right) \right] ds \quad (6)$$

위의 속도포텐셜은 강체벽면상에서 $\phi_n=0$ 이 자동적으로 만족되며 (정경상법), 따라서 날개에서의 경계조건만을 만족시켜 줌으로서 수면효과를 고려한 날개의 성능 해석을 할 수 있다.

강체벽면에 소오스 분포법

정경상법을 사용하는 것과는 달리 강체벽에 소오스를 분포하여 수면효과를 구할 수 있다. 이 경우 전체 포텐셜은 다음과 같이 된다.

$$\phi = U_\infty x + \phi_s + \phi_v + \phi_F \quad (7)$$

여기서, ϕ_s , ϕ_v 는 위와 동일하며(단, image는 고려 안함), 강체벽면상의 소오스분포를 나타내는 포텐셜 ϕ_F 는 다음으로 표시된다.

$$\phi_F = \int_{S_F} q_F(x', z') \ln r \, ds, \text{ on } z = 0 \quad (8)$$

여기서 강체벽면에서 법선 방향 속도가 zero가 되는 소오스와 순환의 강도를 구하면 된다.

2.2 자유수면상을 비행하는 경우

Fig. 1에서와 같이 날개가 수면 상을 비행할 때의 유동장은 공기중 ϕ_a 와 수중의 ϕ_w 로 나눌 수 있다.

$$\begin{aligned} \phi_a &= U_a x + \phi_a, \text{ in air} \\ \phi_w &= U_w x + \phi_w, \text{ in water} \end{aligned} \quad (9)$$

여기서, U_a , U_w 는 무한원방에서의 공기의 속도와 물의 속도를 나타낸다. 위의 두 속도 포텐셜은 각각 Laplace방정식 (1)을 만족해야 한다. 자유수면에서의 선형화된 dynamic 및 kinematic 경

계조건은 다음과 같이 쓸 수있다. 공기가 접하는 부분에서는

$$\begin{aligned} p_a + \rho_a U_a \phi_{ax} + \rho_a g \zeta &= 0 \\ U_a \zeta_x - \phi_{az} &= 0, \text{ on free surface 상부} \end{aligned} \quad (10)$$

$$\begin{aligned} p_w + \rho_w U_w \phi_{wx} + \rho_w g \zeta &= 0 \\ U_w \zeta_x - \phi_{wz} &= 0, \text{ on free surface 하부} \end{aligned} \quad (11)$$

로 되고, ρ_a , ρ_w 는 공기와 물의 밀도이며, 수면상에서의 압력은 $p_a = p_w$ 로 둘 수 있다. 날개가 정지된 자유수면과 공기중으로 비행하는 문제를 물체 고정 좌표계에서 해석하므로 $U_a = U_w = U$ 로 둘 수 있다. (10), (11)식으로부터 혼합된 자유수면 경계조건은 다음과 같다.

$$\phi_{wxx} + k_o \phi_{wz} = \frac{\rho_a}{\rho_w} (\phi_{axx} + k_o \phi_{az}), \text{ on } z = 0 \quad (12)$$

여기서, $k_o = g/U^2$ 이다. 또한 자유수면 변위 ζ 는 (8), (9)식으로부터

$$\zeta = -\frac{U}{g} \frac{\rho_w \phi_{wx} - \rho_a \phi_{ax}}{(\rho_w - \rho_a)} \quad (13)$$

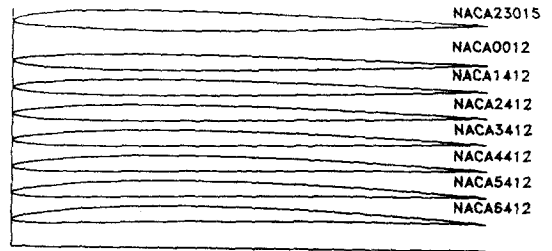


Fig. 2 Foil sections used in the study

이상으로부터 물체경계조건, Kutta조건, 자유수면조건들을 만족시킴으로 해를 구할 수 있다. 방사 조건은 Shift-panel법을 사용하여 만족시켰다. 날개의 유체력 계수는 아래와 같다.

$$C_F = 1 - \frac{(U + \phi_{ax})^2 + \phi_{az}^2}{U^2} \quad (14)$$

여기서 C_p 값은 변화된 자유수면 ζ 에 대해 다시 강체벽으로 가정하고 강체벽상($z = \zeta$)에 소오스를 분포시켜 새롭게 개선된 값을 얻게 된다. 양력계수는 다음으로 계산된다.

$$C_L = - \int_{S_b} C_p n_z ds \quad (15)$$

여기서 n_z 는 날개표면에서의 단위법선벡터의 z 성분을 나타낸다.

3. 수치계산

날개표면과 자유수면계산 영역을 유한 개의 선 요소로 분할하고 각각에 일정한 강도의 소오스와 보오텍스를 분포시킨다. 수면효과를 구하기 위해 자유수면 경계조건을 사용하는 경우 다음과 같은 계산 단계를 거치게 된다.

1. 공기중에서 자유수면을 강체벽으로 가정하고 경상법, 역경상법, 소오스분포법($z=0$)등을 사용하여 ϕ_a 와 함께 C_p 를 계산한다.
2. 선형화된 자유수면 경계조건(12)을 사용하여 자유수면상에 분포시킨 소오스에 의한 포텐셜 ϕ_w 를 구하며 함께 ζ 를 계산한다.
3. 변형된 자유수면 ζ 에 대해 강체벽($z = \zeta$)으로 가정하고 소오스분포법을 사용하여 새로운 C_p 를 계산 한다.

본 계산에서는 정경상법과 역경상법, 소오스분포법을 사용하여 각각의 결과를 비교하였다.

4. 계산 결과 및 토론

자유수면의 계산영역은 $-10 \leq x/c \leq 20$ 이고, 요소간격은 $0.1c$ 로 하였다. 여기서 c 는 날개의 chord길이를 나타낸다. 날개의 표면은 80개의 선 요소로서 cosine 분할을 사용하여 계산하였다. 계산에 사용된 날개의 단면들은 Fig. 2와 같다. 개발된 프로그램의 타당성을 검증하기 위해 실험 결과가 알려진 NACA4412(입사각(α)= 8°)단면의 날개가 무한유체중에 있을 때의 압력계수를 계산하여

Kataoka et al[6]의 결과와 비교하여 Fig. 3에 주었다. 두 계산 결과가 거의 일치함을 보여주며 NACA4412에 대한 Pinkerton[9]의 실험결과와의 차이는 계산결과의 오차 및 실험의 오차로서 기인될 수 있으며 또한 점성을 무시한데서 기인한 것이 대부분인 것으로 알려져 있다.

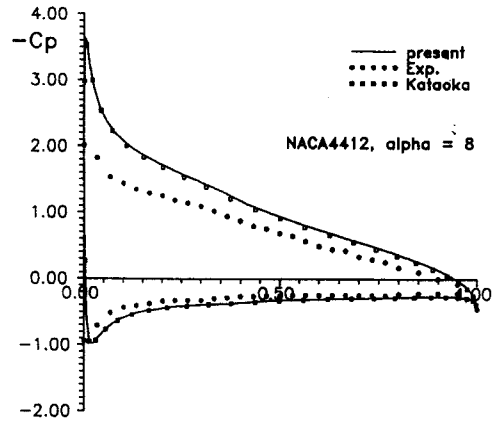


Fig. 3 Comparisons of C_p with experiments (unbounded flow)

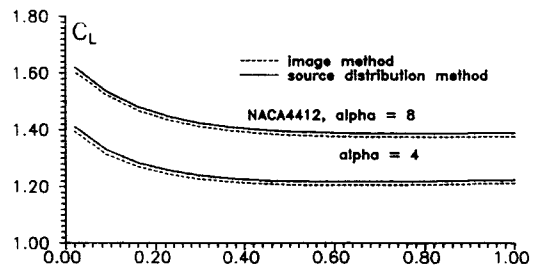


Fig. 4 Comparison of C_L between different method(flat rigid wall case)

Fig. 4는 자유수면을 평평한(flat) 강체벽면으로 가정하고 경상법(정경상)과 강체벽면에 특이점을 분포하여 구한 방법을 비교한 것이다. 이론적으로는 2가지 방법이 일치하여야 되나 수치 영역의 절단, 수치 해석 오차 등으로 약간의 차이가 있음을 알 수 있고, 특이점 분포법에 의한 계산 결과

가 경상법에 의해서 계산한 결과보다 일정하게 bias된 값을 주고 있음을 알 수 있다. 이러한 경향은 Kataoka et al[6]의 계산 결과에서도 보여주고 있다.

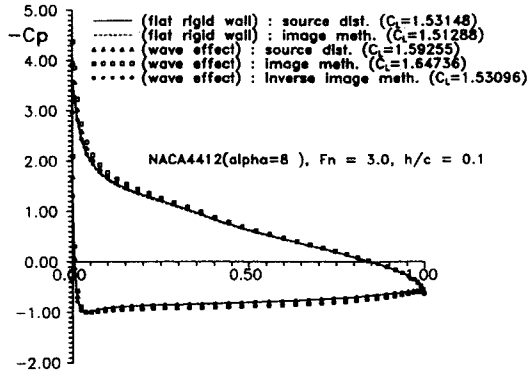


Fig. 5 Comparison of C_p between different methods

Fig. 5는 NACA4412 ($\alpha = 8^\circ$)가 $h/c = 0.1$ 의 높이로 $Fn(U/\sqrt{gc})=3.0$ 으로 비행할 때 5가지 방법으로 계산한 압력계수의 결과를 비교하고 있다. 자유수면을 강체벽으로 가정했을 때는 속도에 관계없이 일정한 C_p 곡선으로 나타나지만 자유수면의 변형을 고려했을 때에는 C_p 가 속도에 영향을 받고 있음을 알 수 있다. 자유수면의 변위를 고려하여 3가지 방법에 의한 계산 결과를 비교할 때 역경상법으로 계산된 결과가 강체벽으로 가정된 계산 결과와 아주 일치함을 알 수 있고 이는 뒤에서 언급하겠지만 역경상법으로 계산한 자유수면의 변위는 거의 무시할 수 있는 양이기 때문에 강체벽으로 기인한 계산 결과와 거의 일치함을 알 수 있다.

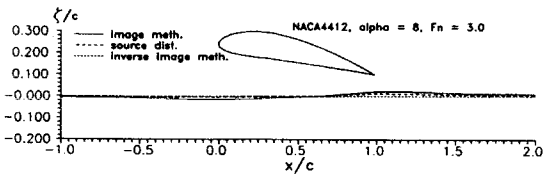


Fig. 6 Comparison of Wave elevation between different methods

Fig. 6은 이러한 3가지 방법으로 계산한 날개 주

변에서의 파형의 변화를 보여주며 역경상법에 의해 계산한 파형의 변화는 거의 무시할 수 있으며 정경상법에 의해 계산된 파형이 가장 큼을 알 수 있고, 이 결과가 Fig. 5에서의 가장 큰 C_L 의 결과로 나타남을 알 수 있다.

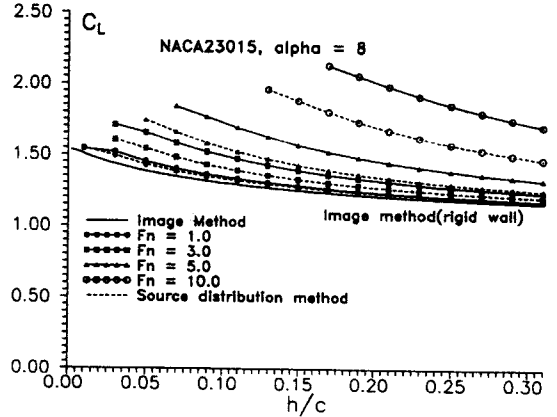


Fig. 7 Comparison of C_L between different methods

Fig. 7은 NACA23015($\alpha = 8^\circ$)의 양력계수를 속도와 비행높이(h)의 함수로 나타내었다. 이 단면을 선택한 이유는 이 단면에 대한 계산 결과가 발표되어 있기 때문이다[6]. 참고문헌에서의 계산 결과가 강체벽으로 가정하고 경상법을 사용하였기 때문에 본 방법에서 강체벽으로 가정하고 경상법으로 계산한 결과와 거의 일치함을 알 수 있었다. Kataoka et al[6]등의 논문에서는 역경상법을 사용하였기 때문에 자유수면의 변위영향을 거의 무시할 수 있다고 결론을 내리고 자유수면을 강체벽으로 간주하고 parametic study를 수행하였다. 그러나 Fig. 7에서 보여주듯이 속도가 증가함에 따라 자유수면의 영향은 상당하며 또한 정경상법으로 계산한 결과가 특이점 분포법으로 계산한 결과보다 다소 큰 값을 주고 있음을 알 수 있다.

Fig. 8은 입사각(α)을 4° 로 변화했을 때의 양력계수의 변화를 보여주며 입사각 8° 의 경우와 같이 속도가 증가함에 따라 자유수면 변위영향은 상당함을 알 수 있다. 입사각 8° 와 4° 의 경우 모두 속도가 증가함에 따라 날개가 수면 가까이 접근함에 따라 수면효과의 증가로 양력이 더욱더 증가함

을 알 수 있으며 수면에 더욱 가까이 접근함에 따라 날개에 의해 야기된 파고가 날개끝부분에서 부딪치기 때문에 수치 해석의 불안정성으로 안정된 계산 결과를 얻을 수 없었다.

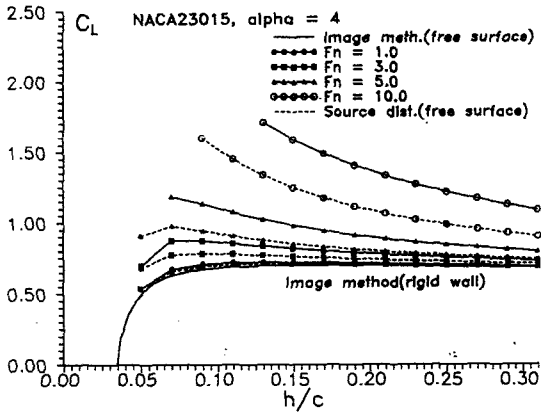


Fig. 8 Comparison of C_L between different methods

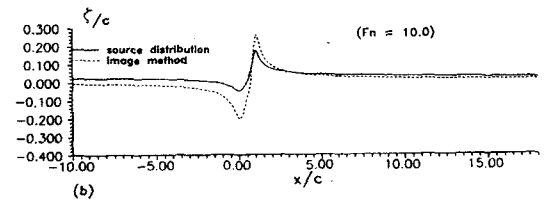
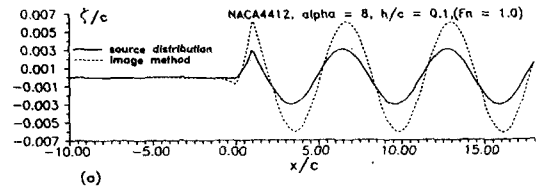


Fig. 10 Comparison of wave profiles

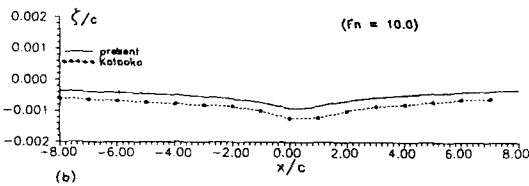
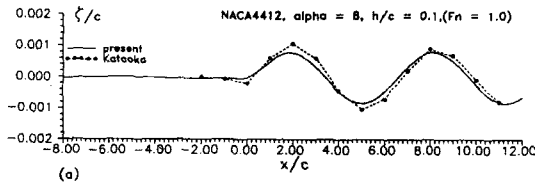


Fig. 9 Comparison of wave profiles (Inverse image method)

Fig. 9는 역경상법으로 계산한 파형의 변화를 Kataoka et al[6]의 계산 결과와 비교하여 보여주는데 계산 결과가 서로 비슷함을 보여주고 있다. 앞에서도 언급한 바와 같이 역경상법으로 계산한

파형은 아주 미소한 값으로 나타나 날개주위의 압력분포에 영향을 거의 미치지 않는 것으로 나타나며 이는 Fig. 11과 12에서 잘 보여주고 있다 (Kataoka et al[6]과 현재의 방법).

Fig. 10은 정경상법과 특이점분포에 의해 계산한 파형의 변화를 보여주며 Fig. 9와 비교할 때 2개의 속도에서 특히 고속에서 파형의 차이가 상당함을 알 수 있다. 이러한 차이가 날개 주위의 압력 분포를 상당히 변화되게 한다고 이해할 수 있다.

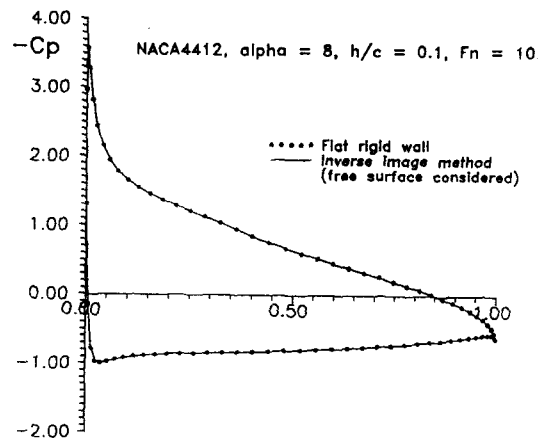


Fig. 11 Effect of Free surface on C_P

Fig. 11과 12는 $Fn=10$ 에서 강체벽으로 가정된 경우와 역경상법으로 계산한 결과를 보여주는데 C_L , C_P 에서 차이가 없음을 알 수 있고 이는 Kataoka et al[6]의 논문 결과와 동일한 결론을 주고 있다.

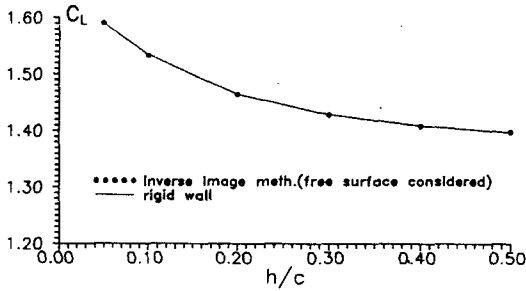


Fig. 12 Effect of Free surface on C_L

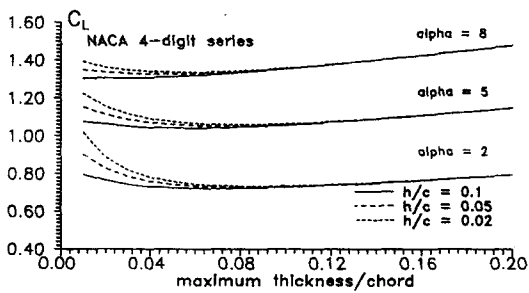


Fig. 13 Thickness effect on the C_L

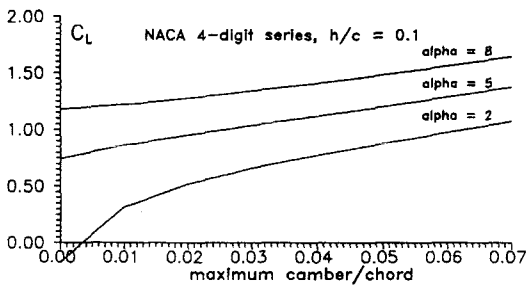


Fig. 14 Effect of camber on C_L

Fig. 13은 자유수면을 강체벽으로 가정하고 NACA 4-digit series(camber 고정 : NACA4400)의 두께를 변화하면서 계산한 양력계수들을 보여준다. 계산된 3가지 입사각의 경우에 두께가 얇아질수록 수면효과가 증가함을 알 수 있고, 수면 가까이 접근할수록 수면효과가 커짐을 알 수 있다. 또한 입사각이 낮아질수록 또한 수면 가까이 접근할수록 수면효과가 극대화됨을 알 수 있다. Camber(두께 고정 : 12%)의 영향은 Fig. 14에서 보여주듯이 camber가 증가할수록 양력계수가 증가함을 알 수 있다.

5. 결 론

본 논문에서 날개 표면에 소오스와 보오텍스를 분포하여 자유수면을 강체벽으로 고려한 경우와 자유수면의 변위를 고려한 경우에 대해서 해면효과익선의 수면효과에 대해서 수치적으로 계산하여 서로 비교하였다. 자유수면을 강체벽으로 고려할 경우, 정경상법과 자유수면에 소오스를 분포하여서 계산하였으며 자유수면의 변위를 고려할 경우, 정경상법, 역경상법 및 소오스분포법으로 계산하였다. 역경상법으로 계산한 파형의 변화는 고속에서도 거의 무시할 정도로 나타나며 따라서 C_L , C_P 의 변화도 무시할 수 있다. 이는 지금까지 알려진 결과와 일치한다. 그러나 정경상법과 소오스분포법으로 계산한 결과는 속도가 증가함에 따라 파형의 변화를 무시할 수 없으며 또한 C_P , C_L 의 변화도 상당히 나타남을 알 수 있다. 이것에 대한 실험 결과가 없기 때문에 어느 것이 올바른 방법인지는 알 수 없으나 물리적으로 고속에서는 날개의 압력분포에 의해 자유수면의 변화가 있을 것으로 생각된다. 이는 Bessoh[7]의 논문 결과에서도 언급하고 있다. 본 논문에서는 정경상법과 소오스분포법에 의해 계산한 파형의 변화는 실제의 현상보다 약간 과장되어 나타나는 것 같다.

따라서 고속으로 항주하는 잠수체의 경우 역경상법의 사용이 해석해와 잘 일치함을 Kataoka et al[10]에서 보여주었듯이 해면효과익의 경우에 있어서도 역경상법의 사용이 바람직한 것으로 생각된다. 그러나 이에 대한 추가적인 연구와 실험적인

검증이 필요하리라 본다.

참 고 문 헌

1. Kornev N, et al, "WIGSIM-Wing-In-Ground-Effect Vehicle Flight Simulator", Proceeding of FAST '93, Japan 1993.
2. Kubo et al, "A Production Model of WIG as a High Speed Marine Craft : Marine Slider ; μ sky-2", Proceedings of FAST '91, Norway 1991.
3. Ding H. A, "Development of an Amphibian Wing in Ground Effect Craft", Proceedings of Int. High performance Vehicle Conference, Shanghai, China, 1988.
4. 김 진현, 차 동렬, 신 영균, 김 상근, "패널법에 의한 2차원 해면 효과익의 정상 성능해석", 95년 대한조선학회 춘계학술발표대회 논문집, 1995. 4.
5. 김 영기, 전 재영, 장 학수, "수면상을 항주하는 3차원 날개의 최적화 기법", 95년 대한 조선학회 춘계 학술 발표대회 논문집, 1995.4.
6. Kataoka, K. Ando J. and Nakatake K., "Free Surface Effect on Characteristics of Two-Dimensional Wing", T. of the West-Japan Society of Naval Architects Vol. 83, 1992.
7. Bessho M and Ishikawa A, "On the Water Surface Effect of an Air Wing(1st Report)", T. of the West-Japan Society of Naval Architects Vol. 165, 1977.
8. Mizutani N and Suzuki K, "Numerical Analysis of 3-D WIG Advancing Over the Still Water Surface", Journal of the Society of Naval Architects of Japan, Vol. 174, 1993.
9. Pinkerton, Robert M., "Calculated and Measured Pressure Distributions over the Midspan Section of the NACA4412 Airfoil", NACA Rept. No. 563, 1936.
10. K. Kataoka, J. Ando, K. Nakatake, and K. Oda, "Rankine Source Method in High Speed Range", Sixth International Conference on Numerical Ship Hydrodynamics, Washington, D.C., 1994.