
 論 文

大韓造船學會論文集
 第 35 卷 第 3 號 1998 年 8 月
 Journal of the Society of
 Naval Architects of Korea
 Vol. 35, No. 3, August 1998

3차원 표면효과익의 정상 및 비정상 성능해석

박일룡*, 전호환**

Analysis of Steady and Unsteady Performance for 3-D Surface Effect Wing

by

Il-Ryong Park* and Ho-Hwan Chun**

요 약

본 논문은 자유수면 위를 가까이 비행하는 표면효과익선(Wing-in Ground Effect Craft)의 날개에 작용하는 정상(steady) 및 비정상(unsteady) 동유체력을 포텐셜 기저 패널법을 사용하여 수치 해석을 수행한 결과이다. 파가 없는 고정수면 위를 비행하는 정상문제의 경우에 대해서는 단면 변화, 양각(angle of attack), 가로-세로비(aspect ratio), 날개 끝단판(end-plate)의 부착 유무 및 비행 고도에 따른 양력 및 항력을 계산하여 풍동실험 결과와 비교하였다. 비정상문제에서는 이미 정의된 파표면 위를 표면효과익이 날아가는 경계치 문제로 해석하였다. 파장, 파고, 비행고도의 변화에 따른 날개에 작용하는 비정상 동유체력을 계산하여 파가 있을 경우 표면효과익의 영향을 살펴보았다.

Abstract

This paper describes the numerical modelling for the steady and unsteady forces of 3-D wings flying near the free surface based on a potential based panel method. For the steady problem where a wing flies over the fixed flat surface, steady lift and drag forces are calculated for wings with and without end-plates having different sections, angle of attacks, aspect ratios and flying heights. These numerical results are compared with the wind tunnel test results. The unsteady problem is treated as a boundary value one where a wing flies over the prescribed wavy surface. The unsteady lift force variations of a wing due to different wave lengths and heights are calculated at different flying heights.

발 표 : 1995년도 대한조선학회 추계연구발표회('95. 11. 10)

접수일자 : 1996년 2월 3일, 재접수일자 : 1998년 5월 22일

*학생회원, 부산대학교 조선해양공학과 대학원

**정회원, 부산대학교 조선해양공학과 (기계기술연구소)

1. 서론

해상을 통한 여객과 화물수송의 고속화에 대한 필요가 증대되고 있으며, 기존의 선박이 갖는 속도의 한계를 뛰어넘는 새로운 개념의 선박에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다. 우리 나라와 일본, 중국, 동남 아시아 등을 잇는 중-근거리 해상항로에서는 자유수면 위를 비행하여 여객과 화물을 수송하는 표면효과익(WIG)선이 앞으로의 해상운송의 고속화에 대단한 역할을 할 것으로 본다. 이러한 표면효과익선은 비행기속도의 80%정도를 낼 수 있으며, 새로운 개념의 선박으로서 경제적인 효용성이 있다고 판단되고 있다.

표면효과익선의 날개의 성능해석은 표면효과익선의 기초적인 연구과제로서 Kataoka et al.[1], Park & Chun[2]등이 2차원 날개에 대한 표면효과와 함께 자유수면교란의 영향을 연구하였다. Kim et al.[3]은 자유수면을 강체벽으로 가정하고 3차원 날개에 대한 표면효과를 계산하였고, Mizutani & Suzuki[4]는 3차원날개에 대한 표면효과와 함께 자유수면의 교란과 그 영향을 패널법을 사용하여 계산한 바가 있다. 그들의 결론에 의하면 자유수면의 교란이 날개의 유체력 변화에 미치는 영향은 미소한 것으로 발표하고 있다. 파표면 위를 비행하는 날개의 비정상문제의 경우, 2차원 날개에 대해 Nitta & Ando[5]등이 F.D.M.을 사용하여 정현파의 영향에 대해 해석한 바가 있으며, Park & Chun[6]이 패널법을 사용하여 정현파의 파고, 파장 등의 영향을 해석하였다.

본 논문에서는 표면효과익선의 3차원 날개의 표면효과 영향 및 파의 영향을 함께 고려한 정상 및 비정상 유동특성을 해석하였다. 수치적 해석법으로 포텐셜 기저 패널법을 사용하였다. 날개의 비행으로 인한 자유수면의 교란이 날개의 유체력 변화에 미치는 영향은 미소하여 무시할 수 있다고 가정하고, 정수면 상의 표면효과는 경사법을 사용하여 해석하였다. 표면효과익선은 양력증대를 위해 날개 끝에 판을 부착시키는데, 본 논문에서는 두 가지 형태의 끝단판에 대해 기본적 성능을 해석하여 비교하였다. 비정상문제에서는 이미 정의

된 파표면 위를 표면효과익이 날아가는 경계치 문제로 해석하였으며, 파장 및 파고와 비행고도의 변화가 표면효과익선의 날개에 미치는 영향을 계산하였다. 정상 수치계산결과는 고정지면을 사용해서 풍동에서 측정한 결과와 비교하였다.

2. 문제의 정식화

2.1 지배방정식과 경계조건

표면효과익 주위로 균일한 흐름이 유입될 때 날개주위 유동에 대한 문제의 정식화는 다음과 같다. 좌표계는 Fig.1-b에 나타난 것과 같이 날개에 고정된 우수 직교좌표계로 하였다.

날개를 둘러싼 유체영역에서 유체는 비점성, 비압축성인 유체로 가정하고, 유동은 비회전성인 것으로 가정한다. 유체 영역에서 질량보존의 법칙이 성립되어야 하므로, 지배방정식은 아래와 같이 속도포텐셜 ϕ 를 사용하여 라플라스(Laplace) 방정식으로 나타낼 수 있다

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

유체영역에서의 경계면들은 Fig.1-a에서 나타낸 것처럼, 날개의 표면은 S_B , 날개 하류영역에서의 반류면과 무한원방에서의 경계를 각각 S_W, S_∞ 로 표시하였다. 이러한 경계면에서의 경계조건은 다음과 같다.

-무한원방에서의 교란속도에 대한 조건 :

$$\nabla \phi = 0 \quad , \quad \text{at } S_\infty \quad (2)$$

-날개의 표면에서의 경계조건:

$$\nabla \phi \cdot \vec{n} = -U_\infty n_x \quad , \quad \text{on } S_B \quad (3)$$

여기서, \vec{n} 은 법선벡터를 나타내며, Fig.1-a에서 볼 수 있듯이 유체영역의 바깥쪽 방향, 즉 날개의 내부로 향한다.

-날개의 후연 Kutta조건 :

$$|\nabla \phi| < \infty \quad , \quad \text{at trailing edge (4)}$$

-날개 후연 반류면의 가정 ;

$$\begin{aligned} (\vec{V}^+ - \vec{V}^-) \cdot \vec{n} &= 0 \\ p^+ &= p^-, \quad \text{on } S_H \end{aligned} \quad (5)$$

여기서, +, -는 반류면의 상, 하면을 나타낸다.

-Kelvin의 순환량 보존의 정리 ;

$$\frac{D\Gamma}{Dt} = 0 \quad (6)$$

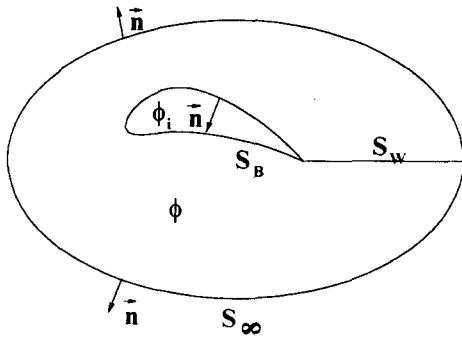


Fig.1-a Flow domain and boundaries

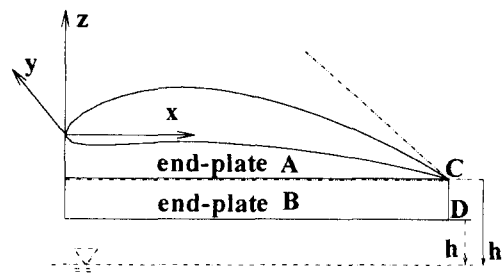


Fig.1-b Coordinate system

2.2 표면효과의 정상성능해석

일정한 양각(α)을 가진 날개 주위로 양의 x축 방향으로 U_∞ 의 속력으로 일정흐름이 유입될 때, 양각의 영향과 함께 표면효과의 영향을 해석하였다. 여기서 표면효과는 날개의 비행으로 인한 자

유수면의 변형이 날개에 작용하는 유체력에 미치는 영향은 미소하므로[4], 자유수면을 강체벽으로 가정하고 경상법을 사용하여 해석하였다. 유체영역에서의 라플라스 방정식을 만족하는 속도포텐셜 ϕ 는 그린(Green)정리를 사용하여, 다음과 같은 적분방정식으로 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \phi(x, y, z) &= - \int \int_S \phi \frac{\partial G}{\partial n} ds \\ &+ \int \int_S \frac{\partial \phi}{\partial n} G ds \end{aligned} \quad (7)$$

$$G = \frac{-1}{4\pi} \left(\frac{1}{r} + \frac{1}{r'} \right) \quad (8)$$

여기서,

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

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

(x, y, z) : 임의의 계산점

(x', y', z') : 특이점 분포점

식(7)의 적분방정식을 날개의 내부 영역에서 각 경계면에 대해 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \phi(x, y, z)_i &= \int \int_{S_B} (\phi - \phi_i) \frac{\partial G}{\partial n} ds \\ &- \int \int_{S_B} \left(\frac{\partial \phi}{\partial n} - \frac{\partial \phi_i}{\partial n} \right) G ds \\ &+ \int \int_{S_w} (\phi - \phi_i) \frac{\partial G}{\partial n} ds \end{aligned} \quad (9)$$

여기서, ϕ_i 는 내부 속도포텐셜을 나타낸다.

Dirichlet 경계조건에 의해서 식(9)의 내부 속도포텐셜을 영으로 둘 때, 구하고자 하는 적분방정식은 다음과 같이 된다.

$$\begin{aligned} 0 &= \int \int_{S_B} \phi \frac{\partial G}{\partial n} ds \\ &- \int \int_{S_B} \frac{\partial \phi}{\partial n} G ds \\ &+ \int \int_{S_w} \Delta \phi_w \frac{\partial G}{\partial n} ds \end{aligned} \quad (10)$$

여기서, $\Delta \phi_w$ 는 후연 반류면에서의 다이폴강도를 나타내며, Kutta조건에 의해서 결정된다.

3차원 날개문제에서는 날개의 끝(span)으로 이동할수록 횡방향의 유동영향으로 인하여, 2차원

형태의 Morino[7] Kutta조건만으로는 해의 유일성 및 수렴성을 보장할 수 없다. 본 논문에서는 날개의 후연에서 압력차이가 영이 되도록 반복계산법을 도입하는 Lee[8]가 제안한 압력 Kutta조건 (Pressure Kutta Condition)을 사용하였다.

2.3 표면효과와의 비정상성능 해석

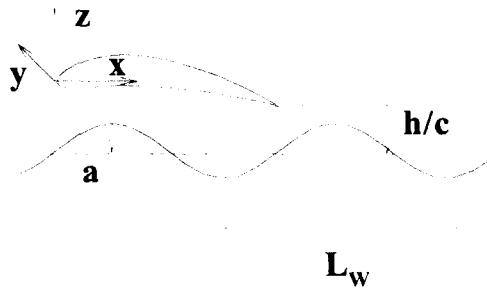


Fig.2 Coordinate system

정지된 파표면 위를 날개가 비행하는 문제는 물체고정 좌표계를 사용하여 Fig.2와 같이 파표면이 U_∞ 의 속도로 입사되는 문제로 취급할 수 있다. 유입되는 정현파는 다음과 같다.

$$\zeta = a \sin(kx - \omega t) \tag{11}$$

여기서 a 는 파고(wave amplitude), ω 는 파주파수, k 는 파수를 나타낸다.

파표면은 강체벽으로 가정하여 특이점을 분포하고 운동학적(kinematic) 경계조건만을 부과하였다. 파표면을 포함한 적분방정식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \phi(x, y, z)_i &= \int \int_{S_R, S_F} \left[\phi \frac{\partial G}{\partial n} - \frac{\partial \phi}{\partial n} G \right] ds \\ &+ \int \int_{S_w} \Delta \phi_w \frac{\partial G}{\partial n} ds \end{aligned} \tag{12}$$

여기서, S_F 는 파표면의 경계면을 나타내며, (12)식의 적분방정식에서 그린함수 G 는 식(8)에서 앞

의 한 항만을 사용한다.

파표면에서의 소오스의 강도는 운동학적 경계조건에 의해서 다음과 같이 결정된다. 파표면의 경계면을 나타내는 임의의 함수가 $F(x, y, z, t)$ 일 때 함수 F 는 다음과 같이 정의할 수 있다.

$$F(x, y, z, t) = z - \zeta(x, y, t) = 0 \tag{13}$$

파표면에서 운동학적 경계조건은 다음과 같다.

$$\frac{DF}{Dt} = \frac{\partial F}{\partial t} + \nabla \phi \cdot \nabla F = 0 \tag{14}$$

위 식은 파표면의 소오스 강도에 대해 다음과 같이 나타낼 수 있다

$$\frac{\partial \phi}{\partial n} = \nabla \phi \cdot \vec{n} = \frac{1}{|\nabla F|} \frac{\partial \zeta}{\partial t} \tag{15}$$

여기서,

$$|\nabla F| = \left| \left[\frac{-\partial \zeta}{\partial x}, \frac{-\partial \zeta}{\partial y}, 1 \right] \right|$$

$$\vec{n} = \frac{\nabla F}{|\nabla F|}, \text{ on } S_F$$

비정상 Kutta 조건

속도포텐셜의 대류 방정식은 다음과 같다.

$$\frac{D\phi}{Dt} = \frac{\partial \phi}{\partial t} + \vec{V} \cdot \nabla \phi \tag{16}$$

위 식은 날개의 후연에서도 적용될 수 있다. 평균 흐름의 속도 V_m 에 대해 식(16)은 다음과 같이 된다.

$$\frac{D\Delta \phi_w}{Dt} = \frac{\partial \Delta \phi_w}{\partial t} + V_m \frac{\partial \Delta \phi_w}{\partial s} \tag{17}$$

여기서, s 는 반류의 흐름방향을 나타낸다.

Kelvin의 순환정리에 의해서 매시간 후연 반류면에서 $D\Delta \phi_w/Dt=0$ 을 만족하여야 한다. 본 논문에서는 매시간 마다 날개의 후연에서 압력차

이가 영이 되는 반류면의 다이폴강도 $\Delta\phi_w$ 를 압력 Kutta조건[8]을 사용하여 반복계산으로 구한 후, 식(17)에 의해서 Kelvin조건을 만족하게 한다. 반류면의 평균흐름 방향은 균일 흐름과 같게 하였다. 비정상문제의 수치적인 해석법은 시간전진법을 사용하였다.

2.4 날개에 작용하는 유체력 계산

날개의 표면에서의 속도는 속도포텐셜 ϕ 를 미분하여 얻을 수 있고, 유입유동 U_∞ 를 사용하여 비정상항을 포함한 Bernoulli방정식을 이용하여 다음과 같이 압력계수를 계산할 수 있다.

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2}$$

$$= 1 - \left| \frac{(\nabla\phi + \hat{i} U_\infty)}{U_\infty} \right|^2 - \frac{2}{U_\infty^2} \frac{\partial\phi}{\partial t}$$

(18)

여기서, \hat{i} 는 x방향의 단위벡터를 나타낸다.

압력계수 C_p 로부터 양력과 항력계수는 다음 식들에 의해 계산된다.

$$C_L = \frac{1}{S} \int \int_{S_n} C_p n_z ds$$

(19)

$$C_D = \frac{1}{S} \int \int_{S_n} C_p n_x ds$$

(20)

여기서, S = 코드(chord ; c) × 스패ن(span)이다.

3. 수치계산 결과 및 토론

3.1 날개의 정상문제

먼저 본 방법에 의한 계산결과를 검증하기 위해 무한원방에서의 잘 알려진 실험결과와 비교하였다. Fig.3은 가로-세로비가 1.5이고 무한유체중 양각 10° 인 NACA0009 단면에 대해서, 날개끝(tip)에서 1/4되는 지점에서 압력계수의 실험결과[4]와 수치계산결과를 비교한 것이다. 계산된 결과가 실험

의 경향과 비교적 잘 일치하는 것을 볼 수 있다. 후연으로 갈수록 다소 실험결과와의 차이를 보이는 것은 잘 알려진 바와 같이 점성의 무시와 실험 및 수치해석의 오차 등으로 볼 수 있다.

Fig.4는 가로-세로비가 0.6이고, 양각 4° 인 NACA4406단면에 끝단판의 부착 유무와 지면으로부터의 높이(h/c) 변화에 따른 양력계수의 변화를 보여주며 Mizutani & Suzuki[4]의 계산결과와 비교하여 검증하였다.

여기서 끝단판의 높이 $\overline{CD}/c = 0.03$ 이고, h는

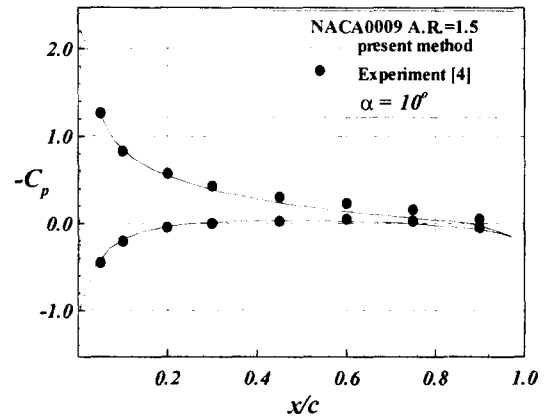


Fig.3 Comparison of numerical and experimental pressure coefficients

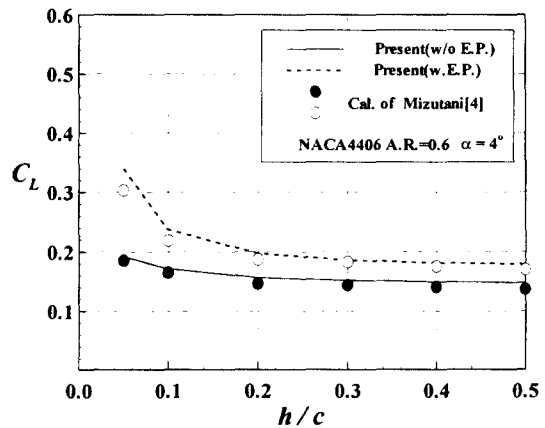


Fig.4 Comparison between the present and other numerical results

끝단판이 없을 경우는 지면으로부터 날개 후연까지의 거리이고 끝단판이 있을 경우는 끝단판의 바닥까지의 거리이다(Fig.1-b 참조). 본 계산이 Mizutani & Suzuki 계산 값보다 약간 크며 전체적으로는 거의 비슷한 결과를 보여주고 있다. 날개 끝단판은 지면으로부터의 높이에 관계없이 전체적으로 양력을 증가시키며 날개가 지면에 근접할수록 그 증가량이 아주 큼을 알 수 있다. 이러한 날개 끝단판의 지면효과에 관한 광범위한 실험적 연구가 NACA6409 날개 단면에 대해 Chun et al.[9]에 의해 수행되었으며, 본 논문의 계산결과와의 비교에 사용되었다. 참고로 Chun et al.은 풍동실험에서 이동지면을 사용하지 않고 고정바닥을 사용하였다.

Fig.5는 가로-세로비 1.0인 NACA6409 날개에 2가지형의 날개 끝단판이 부착된 경우의 패널구성을 보여주고 있다. Fig.1-b에서 보여주는 바와 같이 A-Type은 날개 끝단판이 날개의 후연으로부터 연장된 것이며, B-Type은 날개 끝단판의 높이 $\overline{CD}/c = 0.05$ 이고, 두 형태 모두 날개의 양각이 변하더라도 끝단판의 밑부분이 지면과 평행하도록 하였다. 끝단판의 두께는 $0.015c$ 로 하였다.

Fig.6과 Fig.7은 Fig.5에서 보여주는 3가지 날개 형태에 대해서, 양각이 2° , 4° 일 때의 표면효과

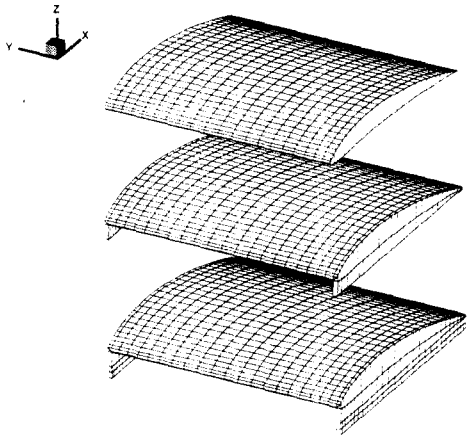


Fig.5 Panel arrangement for NACA6409 with and without end-plate

를 수치계산과 실험결과를 서로 비교한 것이다.

날개 끝단판이 없는 경우 비행고도 $h/c = 0.1$ 이상에서는 계산결과와 실험결과가 잘 일치함을 볼 수 있으나 지면에 가까워질수록 실험결과가 다소 작음을 볼 수 있다. 이에 대한 이유는 여러 가지로 설명될 수 있으나, 가장 타당한 이유는 고정된 풍동 지면에서는 날개의 밑면과 바닥사이에 경계층의 생성으로 날개 전체 혹은 부분이 경계층 영역 안에 있을 때 속도 손실 및 유효 양각의 감소가 양력을 다소 잃게 한다고 이해될 수 있다[10].

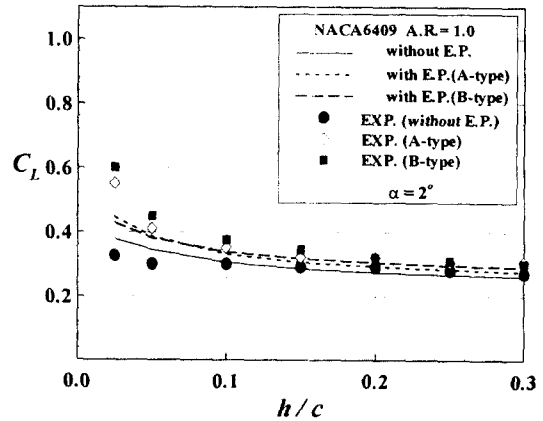


Fig.6 Effect of flight height on the lift coefficient compared with experimental results($\alpha = 2^\circ$)

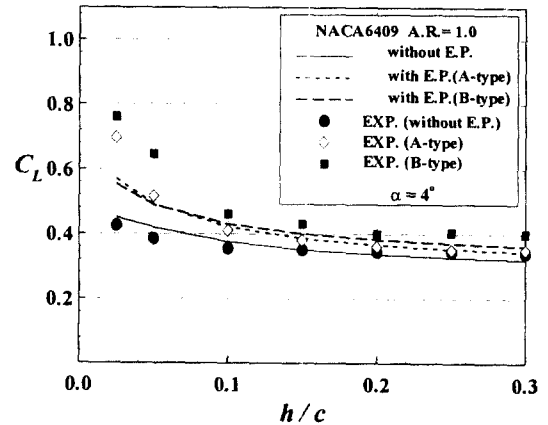


Fig.7 Effect of flight height on the lift coefficient compared with experimental results($\alpha = 4^\circ$)

참고로 Chun et al.[9]의 실험결과에 의하면 경계층 영역은 풍동바닥으로부터 3cm라고 보고되었다.

하지만 이러한 현상은 날개 끝단판이 있을 경우는 반대의 경향 즉 실험 값이 수치해석 값보다 크게 됨을 Fig.6 과 Fig.7에서 볼 수 있다. 이의 주원인은 끝단판이 있을 경우 공기가 지면과 날개 밑면사이에 간헐 정체되는 현상(Ram Effect)으로 압력이 상승하여 양력값이 크게 계측되고, 또한 이상유체 및 포텐셜유동에서는 이러한 현상이 무시되었기 때문에 해석된다. A-type과 B-type 끝단판의 비교에서, $h/c = 0.05$ 이상에서는 계산결과와 실험결과 모두 B-type이 다소 큰 양력을 주고 있음을 알 수 있으며, 이에 대한 원인은 뒤에서 언급하게 되는 날개면에서의 유속분포(Fig.10 참조)와 압력분포(Fig.11참조)에서 찾을 수 있다. 그러나 $h/c = 0.05$ 이하의 아주 가까운 지면에서는 A-type에 대한 계산한 양력값이 B-type보다 약간 큼을 알 수 있는데, 이는 같은 h/c 에서 끝단판의 높이가 없는 A-type의 날개의 밑면이 지면에 더욱 가까이 있는 결과로 해석된다.

Fig.8은 Fig.6의 경우에 대해서 유기항력계수를 계산한 것으로서, 끝단판이 있는 A-type, B-type의 계산결과가 끝단판이 없는 경우보다 유기항력계수는 크다. 그러나 전체 적으로 지면에 가까이 오면서 그 값들이 다소 작아지는 경향이 있다.

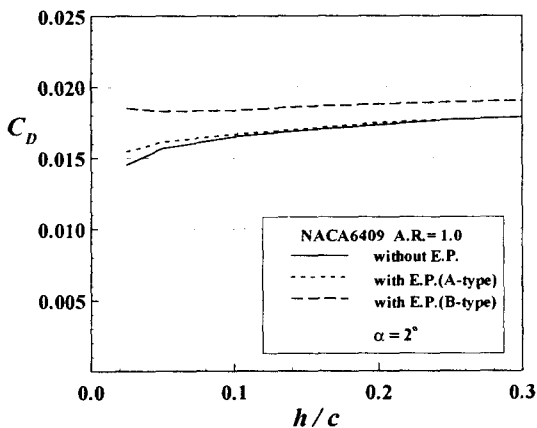


Fig.8 Effect of flight height on the drag coefficient compared with experimental results($\alpha = 2^\circ$)

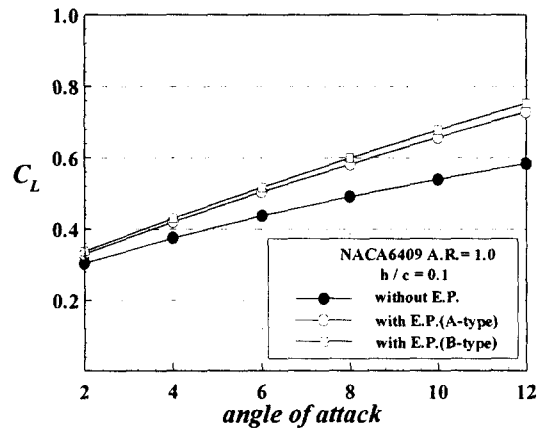
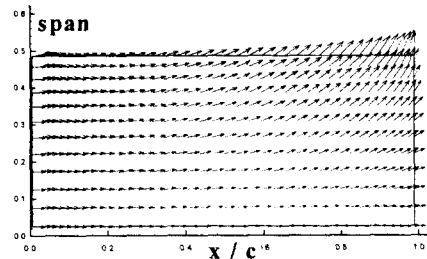


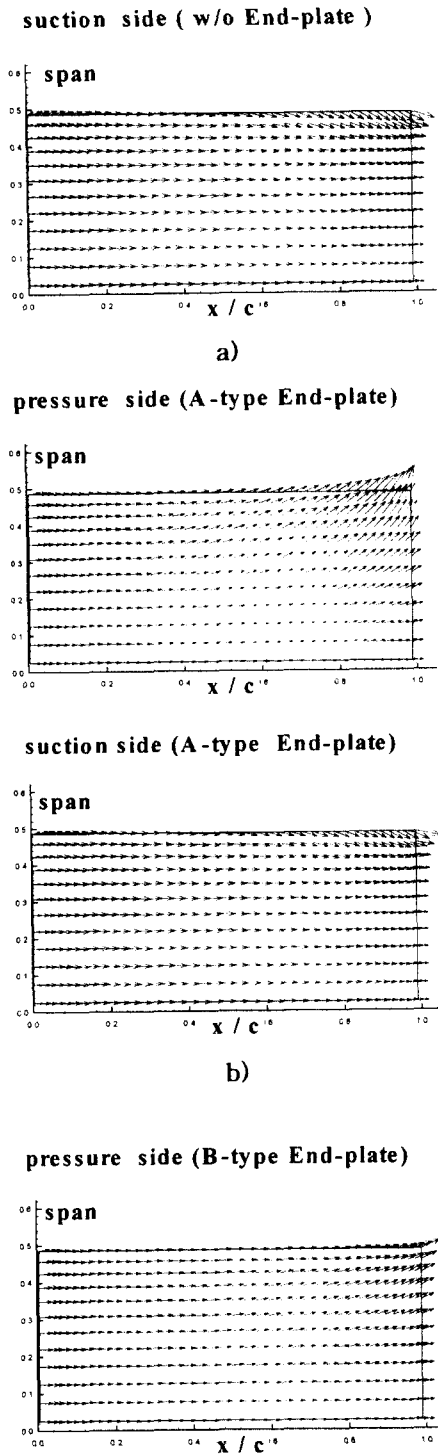
Fig.9 Lift coefficient versus angle of attack(w/o & w end-plate)

Fig.9는 비행고도 $h/c = 0.1$ 일 때 양각이 증가함에 따라 NACA6409에 대해 끝단판이 없는 경우와 A-type, B-type의 끝단판을 부착한 경우에 날개의 양력계수 변화량을 계산한 결과이며, 양각이 증가할수록 양력이 증가하고 또한 끝단판의 효과를 볼 수 있다.

Fig.10은 비행고도 0.05c에 대해 날개의 압력면(pressure side)과 흡입면(suction side)에서의 속도벡터를 도시하여 날개끝단판의 부착으로 인한 양력증대의 원인을 살펴보았다. 모든 경우 흡입면에서는 비슷한 양상을 가지고 있으며, 압력면에서는 B-type 끝단판을 부착한 경우가 날개의 끝으로 흐르는 유동을 더욱 차단하여 양력증대에 큰 기여를 하고 있음을 볼 수 있다.

pressure side (w/o End-plate)





suction side (B-type End-plate)

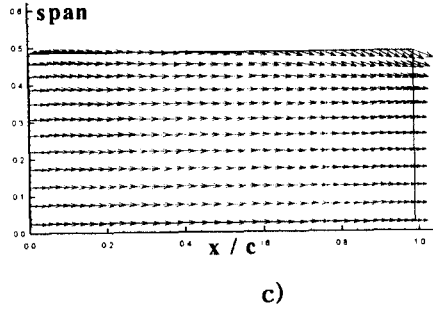
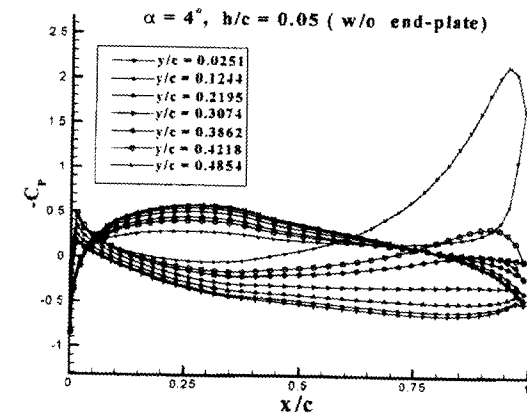


Fig.10 Comparison of velocity vector distributions on the wing surface

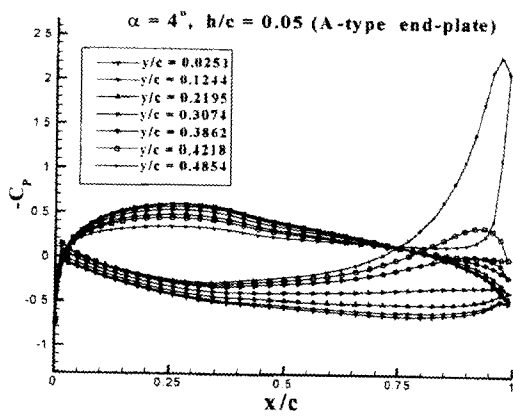
Fig.11은 Fig.10과 같은 조건에서 날개표면에서 압력계수를 비교한 것으로 Fig.10에서 얻은 결과와 같이 압력면에서의 압력이 증가하는 것을 볼 수 있다. 또한 모든 단면에서 Kutta조건이 만족되고 있음을 볼 수 있다.

Fig.12는 가로-세로비가 1.5인 NACA4406과 NACA6409에 대해 양각이 4° , 8° 의 경우 비행 고도의 변화에 따른 양력계수 변화를 계산한 결과이다. 일반적으로 캠버가 큰 날개가 양력이 큰 것을 보여주고 있다.

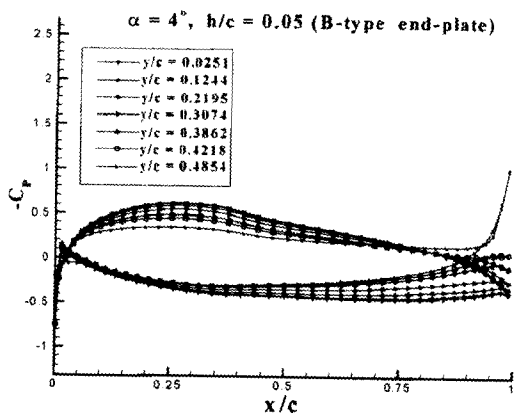
Fig.13은 비행고도 $h/c = 0.1$ 에서 양각의 증가에 따른 가로-세로비 1.0인 NACA4406, 가로-세로비 1.0 및 1.5인 NACA6409의 양력증가를 보여주고 있다. 가로-세로비가 1.5인 NACA 6409단면에 대해서는 무한원방($h/c = \infty$)의 결과를 함께 비교하였다. 가로-세로비가 증가할수록 양력이 증가함을 알 수 있으며, 무한원방에서의 결과와는 달리 지면효과가 있을 때는 양력계수가 양각에 선형적으로 변하지 않고 양각이 증가할수록 그 증가율이 증가하다가 다소 떨어짐을 볼 수 있다. 이러한 현상은 Chun et al.[9]의 실험결과에서도 보고되었다.



a)



b)



c)

Fig.11 Comparison of selected pressure distributions on the wing surface

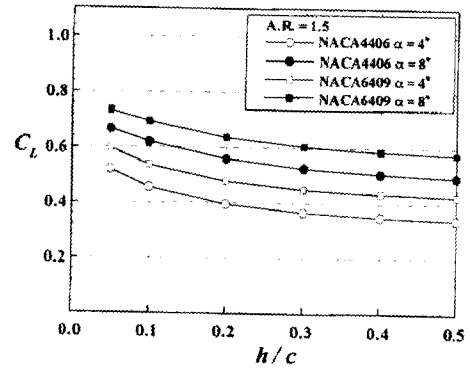


Fig.12 Effect of flight height on the lift coefficient

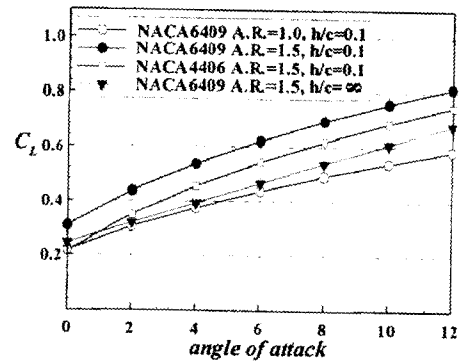


Fig.13 Lift coefficient versus angle of attack

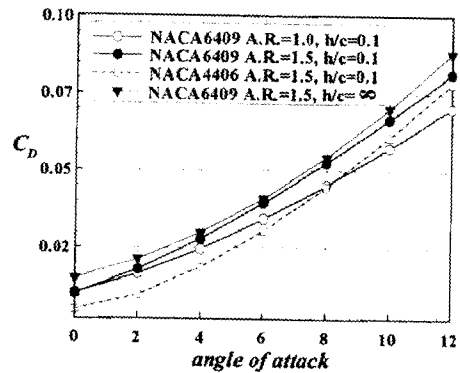


Fig.14 Induced drag coefficient versus angle of attack

Fig.14는 Fig.13의 날개들에 대해 계산한 유기 항력계수를 보여주고 있는데, NACA6409의 경우

가로-세로비가 증가할수록 항력계수가 증가함을 알 수 있다. 또한 같은 가로-세로비의 경우 캠버가 큰 NACA6409단면이 NACA4406보다 항력이 큰 것을 볼 수 있다.

가로-세로비 1.5인 NACA6409단면의 $h/c = 0.1$ 과 $h/c = \infty$ 의 계산조건에서 양력계수의 계산결과와는 다르게 유기항력은 비행고도 $h/c = 0.1$ 인 경우가 표면효과의 영향으로 다소 작은 값을 주는 것을 볼 수 있다.

3.2 날개의 비정상성능 해석결과

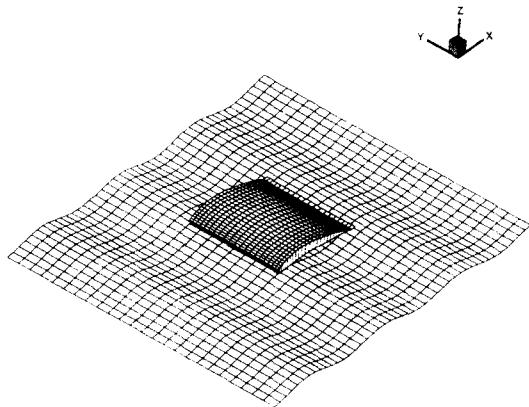


Fig.15 Panel arrangement

비정상성능 해석에서는 가로-세로비가 1.0인 NACA6409단면을 사용하였으며, 입사되는 정현파의 파고를 고정하고 파장의 변화에 따른 비정상 동유체력의 응답과, 파장은 고정하고 파고를 변화시켰을 때의 응답을 계산하였다. 수치적으로 자유수면을 무한히 연장할 수 없으므로 날개의 전연과 후연 방향으로 각각 날개코드길이의 1.5배, 날개의 폭 방향으로는 날개의 반폭의 2.2배로 연장하였다. 날개와 자유수면의 패널형상은 Fig.15에 나타내었다.

Fig.16은 비정상 해의 검증을 위해 $h/c = 0.1$ 에서 양각 4° 인 날개의 양력계수에 대해서 정상상태의 결과와 비교한 것으로서 시간의 경과에 따라 정상 해에 수렴함을 보여주고 있다.

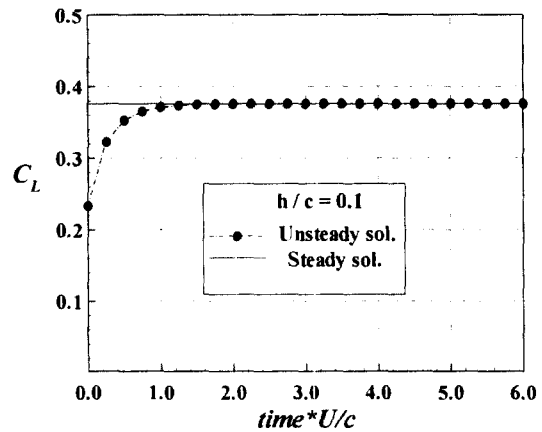
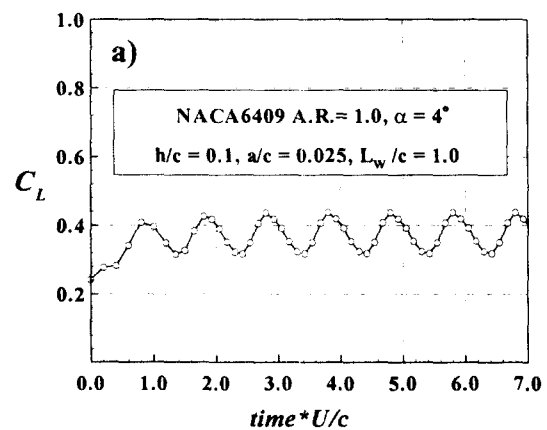


Fig.16 Comparison of steady and unsteady solution for the convergence test

Fig.17은 파고를 0.025c로 고정하고 비행고도 $h/c = 0.1$ 일 때 파장을 1.0c, 1.5c, 2.0c, 3.0c로 변화시키면서 날개에 걸리는 비정상 동유체력의 응답을 계산하였다. 날개에 걸리는 양력은 입사되는 파의 조우주기와 함께 진동함을 볼 수 있다. 계산된 날개의 양력변화를 살펴보면, 완전한 정현파의 형태와는 다른 특성을 보여주고 있음을 알 수 있다.

Fig.18은 파장을 2.0c로 고정하고 파고를 0.012c, 0.025c, 0.055c로 변화시키면서 양력의 변화를 계산하였다. 계산조건에서 $h/c = 0.1$ 로 고정하였으며, 파고가 증가함에 따라 양력변화의 폭이 증가함을 볼 수 있다.



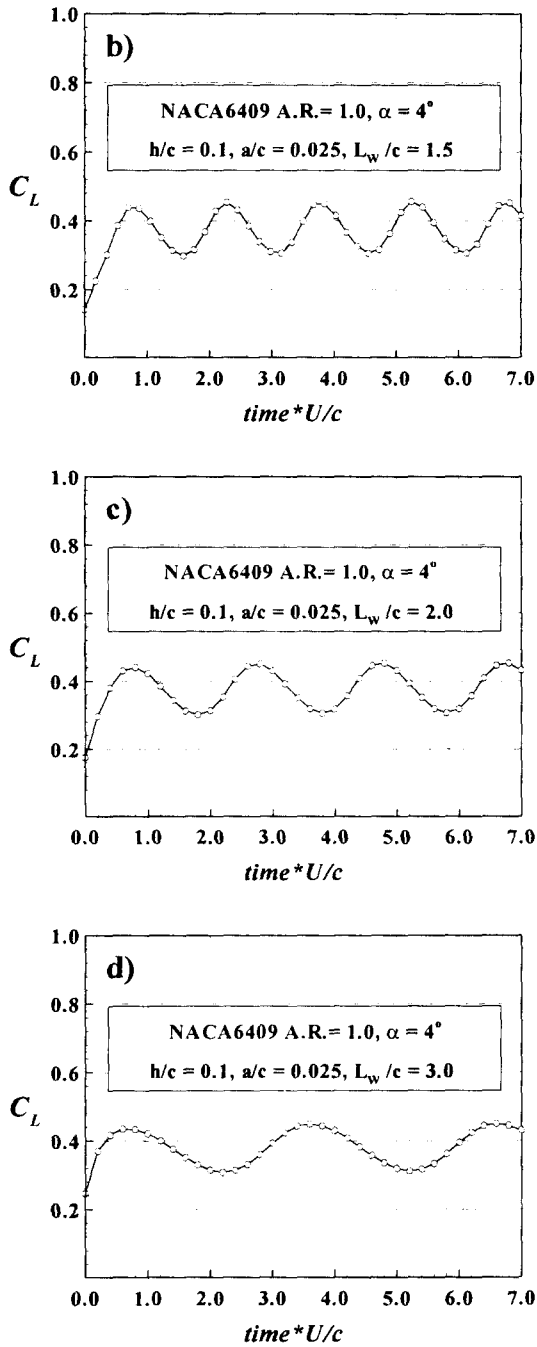


Fig.17 Lift coefficient variation with wave length

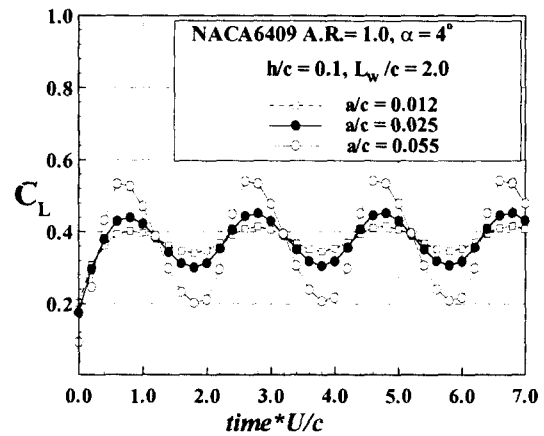


Fig.18 Lift coefficient variation with wave height

4. 결론

포텐셜 기저 패널법을 사용하여 표면효과익이 자유수면 위를 가까이 항주할 때의 정상 및 비정상 동유체력을 해석하는 기법을 정립하였다. 정상 문제의 경우 여러 가지 설계인자 및 조건변화에 따른 양력 및 항력을 계산하여 발표된 계산결과 및 실험결과와 비교하였다. $h/c = 0.05$ 이상의 비행 높이에서는 수치해석결과와 실험결과가 정량적 및 정성적으로 잘 일치하고 있으나 그 이하의 아주 가까운 비행 높이에서는 수치해석결과가 실험결과와 다소 상반된 결과를 주었다. 이는 경계층 효과, 비선형성의 무시 및 이상유체와 포텐셜 유동 이론의 한계 등으로 해석되어진다. 특히 지면 가까이 비행하는 끝단판이 있는 날개의 성능해석에는 RAM효과를 고려할 수 있는 수치적 기법도 입이 필요하다고 본다.

비정상해석의 경우 고정된 비행높이에서 이미 정의된 입사파가 있을 경우 표면효과익의 영향을 함께 살펴보았다. 앞으로 파랑 중 표면효과익선의 운동해석을 통해서 표면효과익선의 안정성을 검토하는 연구가 필요할 것으로 본다.

참 고 문 헌

- [1] 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 (in Japanese)
- [2] Park I. R. and Chun H. H., "A Study on Free Surface Effect of 2-D Airfoils", Journal Ocean Engineering and Technology, Vol. 9, No. 2, 1995 (in Korean)
- [3] Kim Y. G., Jeon J. Y. and Jang H. S., "Optimization of 3-Dimensional Wing in Surface Effect using the Surface Panel Method", Proceedings of the Annual Spring Meeting The Society of Naval Architects of Korea, 1995 (in Korean)
- [4] 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, No. 174, pp. 35-46, 1998 (in Japanese)
- [5] Nitta K. and Ando S., "Analysis of a 2-D Airfoil Motion Flying In-Proximity-to a Wavy Wall Surface Finite Difference Method", Journal of Japan Soc. Aero. Space Sci. Vol. 451, No. 39, 1991 (in Japanese)
- [6] Park I. R. and Chun H. H., "Numerical Simulation of Unsteady Performance for 2-D Surface Effect Airfoils", Journal Ocean Engineering and Technology, Vol. 9, No. 2, 1995 (in Korean)
- [7] Morino L. and Kuo C. C., "Subsonic Potential Aerodynamics for Complex Configurations: A General Theory", AIAA Paper 77-641, 1977
- [8] Lee J. T., "A Potential based Panel Method for the Analysis of Marine Propellers in Steady Flow", Ph.D. Thesis, Dept of Ocean Engineering, MIT, USA, 1987
- [9] Chun H. H. et al., "Experimental Investigations on Wing in Ground Effect", Proc. of 3rd Korea-Japan Joint Workshop on Ship & Marine Hydrodynamics, Korea, July 1996
- [10] Sinitzyn D. N., Private communication with the 2nd author, Dec. 1996