

CFD에 의한 2차원 지면 효과의 주위의 난류유동계산

전호환*, 장용훈**, 신명수***

Numerical Simulation of Turbulent Flow around 2-D Airfoils in Ground Effect

H. H. Chun*, R. H. Chang** and, M. S. Shin***

요 약

지면효과를 받는 2차원 날개 주위의 난류유동을 비압축성 RANS(Reynolds Averaged Navier Stokes) 방정식과 유한차분법(Finite Difference Method)을 이용하여 해석하였다. 높은 레이놀즈 수에 효과적인 Baldwin-Lomax 난류모델을 사용하였다. 본 연구의 목적은 지면효과를 받는 2차원 날개단면에서의 각기 다른 두 바닥 경계조건(이동지면, 고정지면)에 따른 유동의 특성을 파악하는 것이다. Clark-Y (t/C 11.7%) 날개단면의 계산 결과와 발표된 계산결과 및 실험 값과의 비교를 통해 본 수치해석 프로그램의 정확성을 검증하였다. NACA4412 날개단면에 대해 지면과의 높이 변화에 대해서 두 바닥 경계조건에 대해서 유동해석을 수행하였다. 계산결과에 의하면 이동지면과 고정지면에 대해서 양력과 모멘트는 별 차이가 없으나 항력은 고정지面的 경우가 이동지面的 경우 보다 다소 작았다. 따라서 풍동시험에서 고정지面的의 결과는 이동지면에 비해 상대적으로 저항이 낮게 평가될 가능성이 있다고 본다.

※Keywords: RANS Equation(RANS 방정식), Ground Effect(지면효과), Fixed and Moving, Ground(고정 및 이동지면), Clark-Y, NACA4412w)

Abstract

Turbulent flows around two-dimensional wing sections in ground effect are analysed by incompressible RANS equations and a finite difference method. The Baldwin-Lomax algebraic turbulence model is used to simulate high Reynolds number flows. The main purpose of this study is to clarify the two-dimensional ground effect and its flow characteristics due to different ground boundary conditions, i. e., moving and fixed bottom boundary. As a first step, to validate the present numerical code, the computational result of Clark-Y (t/C 11.7%) is compared with published numerical results and experimental data. Then, NACA4412 section in ground effect is calculated for various ground clearances with two bottom boundary conditions. According to the computational results, the difference

접수일자: 2001년 8월 1일, 승인일자: 2002년 7월 4일

* 종신회원, 부산대학교 조선해양공학과 (기계기술연구소)(E-mail: chunahh@pusan.ac.kr)

** 정회원, 부산대학교 조선해양공학과 (현재 현대중공업(주))(E-mail: rhchang@hhi.co.kr)

** 정회원, 한국해양연구원 해양시스템안전연구소 해양운송시스템개발본부 (E-mail: msshin@kriso.re.kr)

in the lift and moment simulated with the two bottom boundary conditions is negligible, but the drag force simulated by the fixed bottom is to some extent smaller than that by the moving bottom. Therefore, it can be concluded that the drag force measured in a wind tunnel with the fixed bottom could be smaller than that with the moving bottom.

1. 서언

날개가 지면(ground) 혹은 해면(sea surface) 가까이 접근하면 양력이 증가하는 것(지면 혹은 해면효과라 하고 본 논문에서는 지면효과라 부름)은 오래 전부터 알려진 사실이다. 이러한 지면효과에 대한 연구와 응용은 구 소련에서 활발히 이루어 졌고 대부분이 군사용 지면(해면)효과익선(WIG, Wing-In-Ground Effect Ship)의 개발이었다. 최근 빠른 해상수송수단의 필요성에 의해 지면효과익선에 대한 관심과 연구가 증가하고 있다.

지면효과익선에 관한 연구는 국내는 물론 세계 여러 나라에서 이루어지고 있으나, 초기 설계단계에서 안정성 확보 등 해결해야 할 문제점이 있는 것으로 보고되고 있다. 이의 해결을 위해 실험적 연구는 물론 수치적 연구 또한 활발히 이루어지고 있다. 최근에 이루어진 2차원 해면효과익에 대한 이론적, 수치적 연구로는 Park/Chun(1995a, 1995b)의 포오티셜 유동해석과 Kim/Shin(1996)의 유한차분법을 이용한 난류유동 해석, Hsiun/Chen(1996)의 SIMPLE (Semi Implicity Pressure Linked Equation) 법을 이용한 유동해석, Akimoto/ Kubo(1998)의 유한체적법을 이용한 유동해석, Yang/Shin (1998)의 유한차분법을 이용한 비압축성 난류유동 해석, Hirata(1993)의 2차원 Par-WIG에 대한 수치적 해석, Nuhait/Zedan(1993)의 와류격자법에 의한 지면효과를 받는 평판의 비정상문제에 대한 연구 등이 있다. 또한, 2차원 실험적 연구로는 Bagley (1961), Staufenbiel et. al. (1996) 등이 있다. 또한 3차원 해면효과익선의 수치적 및 실험적 연구로는, Chawla et al.(1990), Naoki/Dazuo(1993), Hirata(1996), Park/ Chun (1998), Chun/Chung(1998), Chun et. al.(1999),

Kim/Chun(1999), Chun et al. (2000) 등의 연구가 있다.

항공기의 경우 높은 고도에서 항주하고 실제의 풍동시험에서도 바닥면의 영향이 크지 않지만, 낮은 고도에서 항주하는 지면효과익선의 실험은 바닥면의 영향을 고려해야 한다. 지면효과익선의 실제 운항조건과 같은 효과를 얻기 위해서는 균일류(uniform flow)와 같은 속도로 움직이는 이동지면 장치(moving belt ground)나 반류흡입 장치(wake suction system)등을 풍동의 바닥면에 설치해야 하나, 장비의 복잡성, 설치의 어려움 및 고가 등으로 인해 이러한 실험이 이루어지고 있는 곳은 많지 않다. 고정지면을 이용할 경우 날개와 지면 사이에 경계층이 형성되어 날개의 성능에 영향을 미칠 수 있으며, 따라서 고정지면을 이용한 풍동실험결과는 지면효과를 받고 이동하는 날개의 성능과 다를 수 있다. Ventury 효과를 가지는 고속 경주용 자동차(Carr/Atkin, 1997) 및 날개 가로세로비(Asspect Ratio)가 큰 STOL 혹은 V/STOL(Turner, 1966)에 대해서는 고정지면과 이동지면에서의 공역학적 특성이 크게 다르다는 것이 일반적으로 잘 알려져 있다. 그러나 지면효과익선에 대한 두 지면조건차이에 대한 실험적 및 이론적 연구는 많지 않다. Thomas et al. (1979)은 고정 및 이동지면을 이용한 풍동시험에서 측정된 양력과 항력은 차이가 미비한 것으로 보고하였다. Sowdon(1995)은 흡입(suction)장치를 이용해 고정지면에 대해서 경계층의 높이를 50%정도 감소할 수 있다고 보고하였으나 두 경우에 대해 힘과 모멘트는 비교하지 않았다. 지금까지 대부분의 발표된 CFD 유동해석은 고정지면 혹은 이동지면인 경우에 한정하였고, 두 경우를 동시에 해석한 연구결과는 찾기가 쉽지가 않다. 본 연구에서는 2차원 해면효과익 주위의 난류 유동 특성을 알아보는

동시에, 두 가지의 바닥 경계조건 (고정 및 이동)을 고려하여 차이점을 조사하였다. 지배방정식인 비압축 RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes) 방정식을 풀기 위해 근사 인수분해(factorization)법을 사용하고 시간에 대해서는 Euler 음해(implicit)법 사용하였다. Chorin(1967)에 의해 소개된 pseudo-compressibility를 사용하고 Baldwin-Lomax 난류모델(Balwin/Lamax, 1978)을 도입하였다. 운동량방정식에서 대류항은 3차 풍상법, 다른 공간 미분항에 대해서는 4차 중앙 차분법으로 근사하였다. 고주파수에서 발생할 수 있는 압력진동을 제어하기 위해 4차의 감쇠(dissipation)항이 추가되었다. 낮은고도의 Clark-Y(두께 코드비(t/C)=11.7%) 날개단면의 계산결과와 발표된 계산결과 및 실험값과의 비교를 통해 본 수치해석 프로그램의 정확성을 검증한 후, NACA4412 날개단면($Re=2.0 \times 10^6$, 양각 5°)에 대해 지면과의 높이를 변화시키면서 두 바닥 경계조건에 대해서 계산을 수행하였다. 계산 결과에 의하면 두 바닥 경계조건은 날개 아래 윗면의 압력을 다소 변화시키나, 양력과 모멘트는 별 차이가 없다. 그러나 항력은 고정지면의 경우가 이동지면의 경우보다 다소 작게 나타났다. 이에 대한 원인은 날개주위의 속도장과 압력분포 등으로부터 명확히 알 수 있었다. 본 연구는 석사학위논문으로서 수행되었고 따라서 자세한 수식 전개 및 NACA0012날개를 포함한 광범위한 수치 계산 결과는 Chang(2000)을 참고하기 바람에 그 중 일부를 본 논문에서 다룬다.

2. 수치해법

2.1 지배방정식

난류 성분을 포함한 점성유동의 벡터형태 2차원 RANS 방정식은 다음과 같다.

$$q_t + Fq_x + Gq_y = C_R(q_{xx} + q_{yy}) \quad (1)$$

여기에서,

$$q = \begin{bmatrix} u \\ v \\ P \end{bmatrix} \quad \begin{matrix} F = F_c + F_v \\ G = G_c + G_v \end{matrix}$$

$$F_c = \begin{bmatrix} u & 0 & 1 \\ 0 & u & 0 \\ \beta & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad F_v = \begin{bmatrix} -2\nu_x & -\nu_y & 0 \\ 0 & -\nu_x & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$G_c = \begin{bmatrix} v & 0 & 1 \\ 0 & v & 0 \\ 0 & \beta & 0 \end{bmatrix}, \quad G_v = \begin{bmatrix} -\nu_y & 0 & 0 \\ -\nu_x & -2\nu_y & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$C_R = \left(\frac{1}{R_n} + \nu_t \right) \begin{bmatrix} 1 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix}$$

u 와 v 는 x, y 방향으로의 속도를 말하며, P 는 압력을 가리킨다. 무차원 계수인 R_n 은 $U_0 L / \nu$ 로써 Reynolds 수를 말한다. 모든 계수는 날개의 코오드 길이 L 과 유동의 속도 U_0 로 무차원화 시켰으며, 압력 P 는 ρU_0^2 로 무차원화 되었다. 여기서 ρ 는 밀도를 말하며, ν 는 운동학적 점성계수, ν_t 는 국부 와 점성(local eddy viscosity)계수를 말한다. ν_t 의 결정에는 Baldwin-Lomax 모델을 사용하였다. β 는 pseudo-compressibility를 위한 양의 상수이다.

2.2 수치기법

(x, y) 좌표계인 식 (1)을 물체고정좌표계 (ξ, η)로 변환시키면 다음 형태로 된다.

$$q_t + Aq_\xi + Bq_\eta = C_R \nabla^2 q \quad (2)$$

여기서,

$$\begin{matrix} A = aF + dG \\ B = bF + eG \end{matrix}$$

$$\nabla^2 q = \hat{a}q_{\xi\xi} + \hat{b}q_{\eta\eta} + \hat{d}q_{\xi\eta} + \hat{g}q_\xi + \hat{h}q_\eta$$

$$a = \xi_x = Jy_\eta = \frac{y_\eta}{S}$$

$$b = \eta_x = -Jy_\xi = -\frac{y_\xi}{S}$$

$$d = \xi_y = -Jx_\eta = -\frac{x_\eta}{S}$$

$$e = \eta_y = Jx_\xi = \frac{x_\xi}{S}$$

$$J = \frac{1}{S} = \frac{1}{x_\xi y_\eta - y_\xi x_\eta}$$

$$\hat{a} = a^2 + d^2$$

$$\hat{b} = b^2 + e^2$$

$$\hat{d} = 2(ab + de)$$

$$\hat{g} = aa_\xi + ba_\eta + dd_\xi + ed_\eta$$

$$\hat{h} = ab_\xi + bb_\eta + de_\xi + ee_\eta$$

$$S_{\xi\xi} = (ax_{\xi\xi} + bx_{\xi\eta} + dy_{\xi\xi} + ey_{\xi\eta})S$$

$$\begin{aligned}
S_\eta &= (ax_{\xi\eta} + bx_{\eta\eta} + dy_{\xi\eta} + ey_{\eta\eta})S \\
a_\xi &= \frac{y_{\xi\xi} - aS_\xi}{S}, \quad a_\eta = \frac{y_{\eta\eta} - aS_\eta}{S} \\
b_\xi &= -\frac{y_{\xi\xi} - bS_\xi}{S}, \quad b_\eta = -\frac{y_{\xi\eta} - bS_\eta}{S} \\
d_\xi &= -\frac{x_{\xi\eta} - dS_\xi}{S}, \\
d_\eta &= -\frac{y_{\eta\eta} - dS_\eta}{S} \\
e_\xi &= -\frac{x_{\xi\xi} - eS_\xi}{S}, \quad e_\eta = -\frac{y_{\xi\eta} - eS_\eta}{S}
\end{aligned}$$

식(2)의 시간 항을 Euler implicit 방법에 의해 이산화 시키면 다음과 같다.

$$\frac{\Delta q^n}{\Delta t} + (Aq_\xi)^{n+1} + (Bq_\eta)^{n+1} = C_R \nabla^2 q^{n+1} \quad (3)$$

윗첨자 n 은 n 번째 시간스텝을 말하며 $\Delta q^n = q^{n+1} - q^n$ 이다. 위 식에서 대류(convective)항은 비선형이며 선형화가 필요하다. A, B 의 비점성항에 대해서만 선형화를 수행하며, 점성항 부분에 대해서는 시간에 대한 외삽법(explicit)으로 계산한다.

q 와 미분의 2차항을 무시하면 다음으로 된다.

$$\begin{aligned}
(Aq_\xi)^{n+1} + (Bq_\eta)^{n+1} &= (Aq_\xi)^n + (A\Delta q_\xi)^n (A) \\
&+ (\bar{A}\Delta q)^n + (Bq_\eta)^n + (B\Delta q_\eta)^n + (\bar{B}\Delta q)^n
\end{aligned}$$

여기서,

$$\bar{A} = \begin{bmatrix} au_\xi & du_\xi & 0 \\ av_\xi & dv_\xi & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad \bar{B} = \begin{bmatrix} bu_\eta & eu_\eta & 0 \\ bv_\eta & ev_\eta & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

식(4)를 식(3)에 대입하면 다음을 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned}
\nabla q^n \left\{ I + \Delta t \left[\bar{A} + (A_c + A_\nu) \frac{\partial}{\partial \xi} - C_R \left(\hat{a} \frac{\partial^2}{\partial \xi^2} + \hat{g} \frac{\partial}{\partial \xi} \right) + I_p \omega^\xi \frac{\partial^4}{\partial \xi^4} \right]^n + I + \Delta t \left[\bar{B} + (B_c + B_\nu) \frac{\partial}{\partial \eta} - C_R \left(\hat{b} \frac{\partial^2}{\partial \eta^2} + \hat{h} \frac{\partial}{\partial \eta} \right) + I_p \omega^\eta \frac{\partial^4}{\partial \eta^4} \right]^n \right\} \\
= -\Delta t \{ (A_c q_\xi)^n + (A_\nu q_\xi)^n + (B_c q_\eta)^n + (B_\nu q_\eta)^n \} + \Delta t C_R (\nabla^2 q^n + \hat{a} \Delta q_{\xi\xi}^{n-1}) \\
- \Delta t I_p (\omega^\xi \frac{\partial^4}{\partial \xi^4} + \omega^\eta \frac{\partial^4}{\partial \eta^4}) q^n \quad (5)
\end{aligned}$$

여기서 정규 격자계를 사용함으로써 발생할 수 있는 비정상적인 압력 진동의 방지를 위해 4차의 감쇄항이 압력 방정식에 추가되었으며, ω^ξ, ω^η 는 양의 정수이다.

I_p 는 다음과 같다.

$$I_p = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

식(5)를 ADI(Alternative Directional Implicit) 방식으로 유한 차분화 시키면 ξ 와 η 방향으로 각각의 방정식을 얻을 수 있다.

ξ -sweep :

$$\left\{ I + \Delta t \left[\bar{A} + (A_c + A_\nu) \frac{\partial}{\partial \xi} - C_R \left(\hat{a} \frac{\partial^2}{\partial \xi^2} + \hat{g} \frac{\partial}{\partial \xi} \right) + I_p \omega^\xi \frac{\partial^4}{\partial \xi^4} \right]^n \right\} \Delta q^* = RHS \text{ of eq. (5)} \quad (6)$$

η -sweep :

$$\left\{ I + \Delta t \left[\bar{B} + (B_c + B_\nu) \frac{\partial}{\partial \eta} - C_R \left(\hat{b} \frac{\partial^2}{\partial \eta^2} + \hat{h} \frac{\partial}{\partial \eta} \right) + I_p \omega^\eta \frac{\partial^4}{\partial \eta^4} \right]^n \right\} \Delta q^n = \Delta q^* \quad (7)$$

대류항은 3차 풍상법(upwind differencing, Argarwals scheme)을 이용하여 이산화시켰으며, 다른항들은 4차의 중앙차분법 (central differencing)을 이용하였다. 각 식으로부터 block pentadiagonal 매트릭스를 얻을 수 있으며, 이를 풀기위해 block-pentadiagonal matrix solver를 사용하였다. 식(6), (7)을 간단한 형식으로 표시하고 각 계수를 정의하면 다음과 같다.

ξ -sweep :

$$K_i \Delta q_{i-2}^* + L_i \Delta q_{i-1}^* + M_i \Delta q_i^* + N_i \Delta q_{i+1}^* + O_i \Delta q_{i+2}^* = RHS \quad (8)$$

여기서,

$$\begin{aligned}
K_i &= \bar{A} + \bar{C} + \frac{1}{12} \Delta t (A_c + |A_c|) \\
L_i &= -8\bar{A} - \bar{B} - \frac{1}{3} \Delta t (2A_c + |A_c|) \\
M_i &= I + \Delta t \left(\bar{A} + \frac{1}{2} |A_c| + \frac{5}{2} C_R \hat{a} + 6I_p \omega^\xi \right) \\
N_i &= 8\bar{A} - \bar{B} + \frac{1}{3} \Delta t (2A_c - |A_c|) \\
O_i &= -\bar{A} + \bar{C} + \frac{1}{12} \Delta t (-A_c + |A_c|)
\end{aligned}$$

$$\bar{A} = \frac{1}{12} \Delta t (A_\nu - C_R \hat{g})$$

$$\bar{B} = \Delta t \left(\frac{4}{3} C_R \hat{a} + 4I_p \omega^\xi \right)$$

$$\bar{C} = \Delta t \left(\frac{1}{12} C_R \hat{a} + I_p \omega^\xi \right)$$

η -sweep :

$$K_j \Delta q_{j-2}^* + L_j \Delta q_{j-1}^* + M_j \Delta q_j^* + N_j \Delta q_{j+1}^* + O_j \Delta q_{j+2}^* = \Delta q^n \quad (9)$$

여기서,

$$\begin{aligned} K_j &= \bar{A} + \bar{C} + \frac{1}{12} \Delta t (B_c + |B_c|) \\ L_j &= -8\bar{A} - \bar{B} - \frac{1}{3} \Delta t (2B_c + |B_c|) \\ M_j &= I + \Delta t \left(B + \frac{1}{2} |B_c| + \frac{5}{2} C_R \bar{b} + 6I_p \omega^y \right) \\ N_j &= 8\bar{A} - \bar{B} + \frac{1}{3} \Delta t (2B_c - |B_c|) \\ O_j &= -\bar{A} + \bar{C} + \frac{1}{12} \Delta t (-B_c + |B_c|) \\ \bar{A} &= \frac{1}{12} \Delta t (B_v - C_R \bar{h}) \\ \bar{B} &= \Delta t \left(\frac{4}{3} C_R \bar{b} + 4I_p \omega^y \right) \\ \bar{C} &= \Delta t \left(\frac{1}{12} C_R \bar{b} + I_p \omega^y \right) \end{aligned}$$

이상의 계산으로부터 얻은 Δq^n 은 속도와 압력 계산에 사용되며 계산의 변화량이 특정한 값 미만으로 수렴할 때까지 계산을 반복하게 된다. 식(8)과 (9)의 아래첨자 i, j 는 각각 ξ, η 방향을 뜻하며, $K_i \sim O_i, K_j \sim O_j$ 는 각각 3×3 매트릭스이다. 지금까지의 수식 전개에 대한 더 자세한 유도는 Chang(2000)을 참고하기 바란다.

2.3 격자계와 경계조건

Fig.1은 계산에 사용된 좌표계와 두 날개단면을 도시한다. 지면효과와 주위의 유동계산에는 지면과 날개의 높이가 낮은 경우 생성이 용이한 H형 격자계를 사용하는 경우가 많으나, 본 계산에서는 날개 앞쪽에서 격자계의 표현이 쉽고 전체적으로 부드러운 C형 격자계를 사용하였다. 격자계의 형성으로는 우선 수치적 함수와 spline을 사용하여 격자계를 생성한후, Laplace 방정식을 이용하여 smoothing을 시켜주어 직교성을 높여주었다. Fig.2는 지면효과가 없는 무한원방에서의 격자계를, Fig.3은 지면 효과를 받는 고도 ($H/C=0.1$)의 격자계를 보여주고 있다.

1) 날개 표면

속도 : $u=0, v=0$ (no-slip 조건)

압력 : $\frac{\partial P}{\partial \eta} = 0$

2) 유입 경계

속도 : $u=U_0, v=0$

압력 : $P=0$

3) 유출 경계

속도 : $\frac{\partial u}{\partial \xi} = \frac{\partial v}{\partial \xi} = 0$

압력 : $\frac{\partial P}{\partial \xi} = 0$

4) 윗면 경계

속도 : $\frac{\partial u}{\partial \eta} = \frac{\partial v}{\partial \eta} = 0$

압력 : $\frac{\partial P}{\partial \eta} = 0$

5) 바닥 경계

• 이동지면 (moving ground)

속도 : $u=U_0, v=0$

압력 : $\frac{\partial P}{\partial \eta} = 0$

• 고정지면 (fixed ground)

속도 : $u=0, v=0$

압력 : $\frac{\partial P}{\partial \eta} = 0$

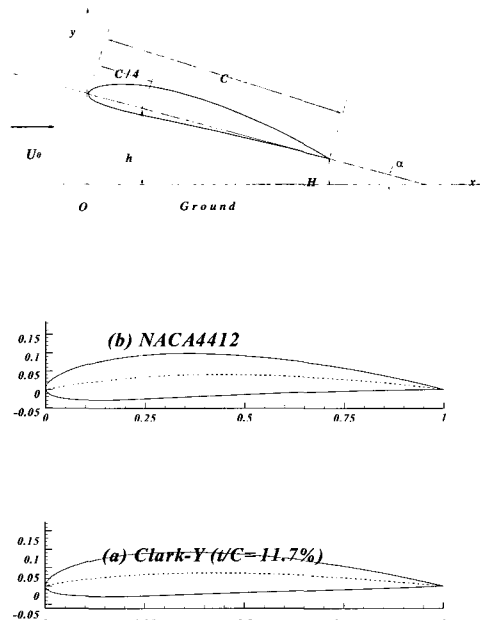


Fig. 1. Coordinate system and foil sections tested

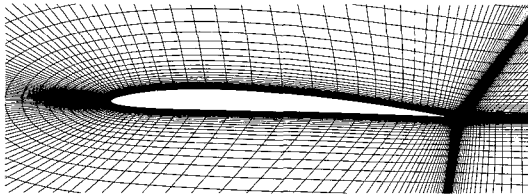


Fig. 2. C-grid for NACA4412 in unbounded flow ($H/C=\infty$)

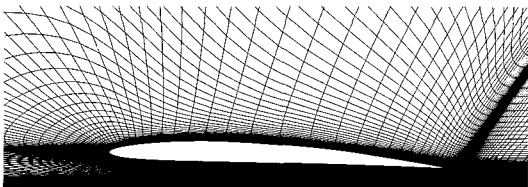


Fig. 3. C-grid for NACA4412 in ground effect ($H/C=0.1$)

3. 계산 결과 및 고찰

먼저 개발된 프로그램의 정확성을 확인하기 위하여 Clark-Y (두께 코드 비, $t/C=11.7\%$) 날개 주위의 유동을 계산하여 포텐셜유동에 의한 계산값 및 실험값(Steinbach, 1996)과 비교하였다. 실험에는 고정지면 풍동에서 반류 흡입장치를 사용하였으며, $Re = 1.3 \times 10^6$, 지면과 날개 아래 평면과의 각도는 3.95° (이때 날개 양각은 5.92°)이며, $h/C=0.1$ ($H/C=0.0483$)이다. 여기서 h 는 Fig. 1에 보인 바와 같이 지면과 날개 앞날로부터 $C/4$ 점까지의 높이이고, H 는 지면과 날개 뒷날까지의 높이이다. 실험 결과와의 비교를 위하여 이동지면 경계조건을 적용하여 계산하였다.

Table 1은 본 계산에 사용된 Clark-Y날개에 대한 계산조건을 보여주고 있으며, 뒤에서 계산한 NACA4412에 대한 조건도 동시에 보여주고 있다. 격자는 계산결과가 충분히 수렴되는 것을 확인하였으며 본 계산에 사용된 격자계의 수는 Table 2에 보여주고 있다. 격자수는 약 12,400개이며,

Table 1. Computation parameters for Clark-Y and NACA4412 airfoils

Foil section	Clark-Y (t/C 11.7%)	NACA4412
Re	1.3×10^6	2.0×10^6
α	5.92°	5°
H/C	0.0483	0.05, 0.08, 0.1, 0.2, 0.4, 0.8, ∞
Ground condition	Moving	Moving & Fixed
Min. Grid spacing	0.000078	0.00007
Nondimen. end time(t)	10	10
Δt_{min}	0.0001	0.0001
Δt_{max}	0.002	0.002
Acceleration	$\Delta t=0.0001$ (t=0.02)	$\Delta t=0.0001$ (t=0.02)
	$\Delta t=0.0005$ (t=0.12)	$\Delta t=0.0005$ (t=0.12)
	$\Delta t=0.001$ (t=0.32)	$\Delta t=0.001$ (t=0.32)
	$\Delta t=0.002$ (t=10.0)	$\Delta t=0.002$ (t=10.0)

Reynolds수 1.3×10^6 에 최소격자는 0.0000780이다. 날개가 출발하는 순간부터 유장의 속도는 균일유속 1로 하였으며, 이때 계산의 수렴을 위해 초기에는 Δt 를 0.0001로 하여 점차적으로 0.002까지 크게 하였다. 계산에 의한 수렴성은 뒤에서 논하겠지만, 보다 안정된 해를 구하기 위해 충분한 시간인 $t=10$ 까지 수행하였다(시간 t 는 C/U 로 무차원 함). 최소 격자의 크기에 비하여 매우 큰 Δt 에서도 계산이 가능하였고, 이는 본 계산기법의 음해법이 유효하다는 것을 보여주고 있다.

Fig.4는 날개 표면에서 계산된 압력계수 C_p 값과 실험결과(Steinbach, 1997), 포텐셜 유동에 의한 계산결과 (Park/Chun, 1995a)와의 비교를 보여준다. 계산결과와 실험결과와 비교하여 날개 앞날의 윗 부분(back)과 뒷날부근에서 약간의 차이를 보여주고 있지만 전체적으로 잘 일치하고 있음을 알 수 있다. 지면 관계상 본 논문에서는 보여주지 않았지만 지면효과가 없는 무한 원방에서의 날개 NACA0012에 대한 계산 결과와 실험 값의 비교(Chang, 2000)에서는 Fig.4의 결과보다도 우수하여 개발된 코드가 충분히 검증되었다고 생각된다.

다음은 고정지면 경계조건을 적용하여 계산된 CFD 계산 결과(Hsiun/Chen,1996)와의 비교를 위해 NACA4412 날개단면을 이용하였다. 계산조건

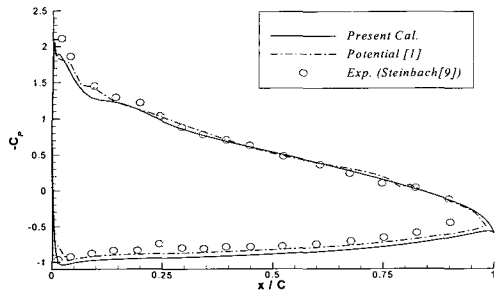


Fig. 4 Surface pressure distribution for Clark-Y foil ($t/C=11.7\%$) in ground effect $\alpha=5.92^\circ$, $Rn=1.3 \times 10^6$, $H/C=0.0483$: In the legend, Potential[1] is from Park & Chun(1995a) and Steinbach[9] from Steinbach(1996)

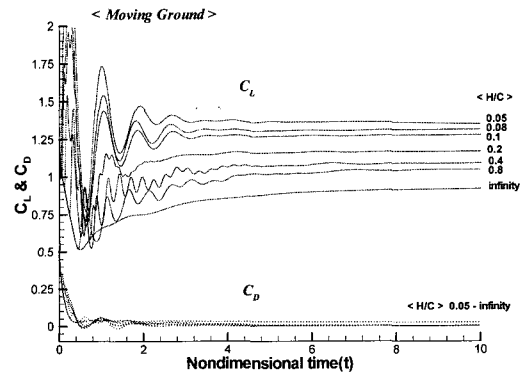


Fig. 5. History of C_L and C_D convergence vs. time for NACA4412 at different ground clearances: $\alpha=5^\circ$, $Rn=2.0 \times 10^6$

Table 2. Grid number for Clark-Y and NACA4412 airfoils (NI×NJ)

H/C	Clark-Y ($t/C=11.7\%$)	NACA4412	
		Moving ground	Fixed ground
0.0483	243×51		
0.05		243×47	243×87
0.08		243×49	243×87
0.1		243×53	243×87
0.2		243×57	243×89
0.4		243×61	243×91
0.8		243×71	243×97
∞		243×59	

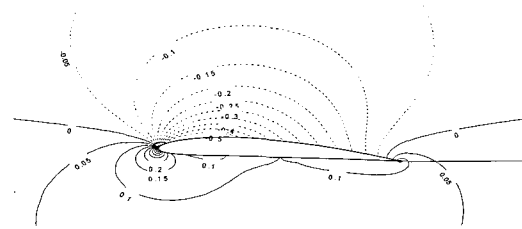


Fig. 6a Pressure contours for NACA4412 in unbounded flow
: $\alpha=5^\circ$, $Rn=2.0 \times 10^6$, $H/C=\infty$

으로는 $Rn=2.0 \times 10^6$, 받음각은 5° , $H/C=0.05 \sim 0.8$ 로 변화시켰으며, 계산조건은 Table 1과 2에서와 같다. 또한 두 가지 지면 경계조건, 즉 이동지면과 고정지면을 적용하여 그 차이점을 살펴보았다.

Fig. 5는 무차원 시간에 대한 양력계수(C_L), 항력계수(C_D)의 변화를 여러 가지 고도변화에 대해서 보여주고 있다. 여기서 항력계수(C_D)는 마찰저항계수(C_{Ff})와 압력저항계수(C_{px})와의 합이다. 그림에서 알 수 있듯이 $t=40$ 이후에 모든 계수의 값이 수렴하고 있고, 이후 모든 계산 결과는 충분한 수렴성이 보장되는 $t=10$ 까지 수행하였다.

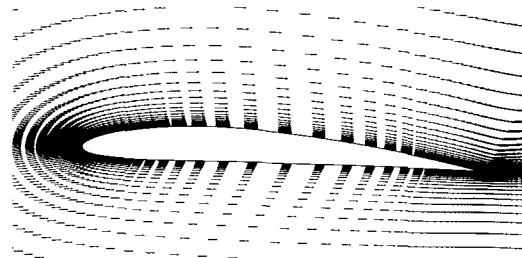
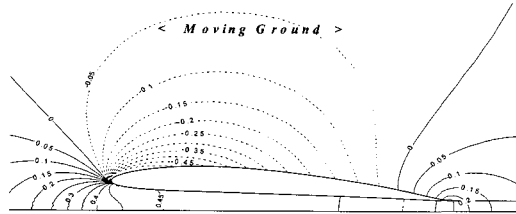
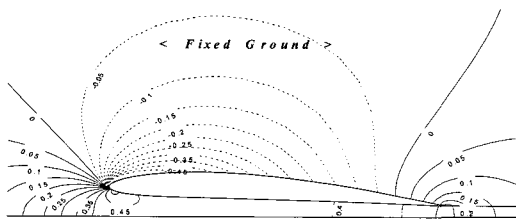


Fig. 6b Velocity vector field for NACA4412 in unbounded flow
: $\alpha=5^\circ$, $Rn=2.0 \times 10^6$, $H/C=\infty$

Fig. 6a 와 6b는 지면효과가 없는 무한고도에 서의 압력분포와 속도장을 보여주고 있다. Fig. 7

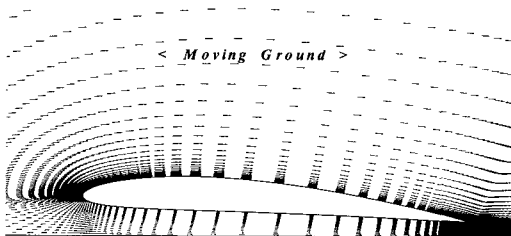


(a) Moving ground

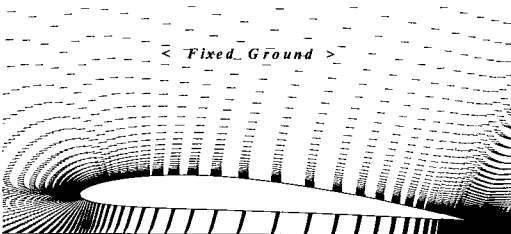


(b) Fixed ground

Fig.7 Pressure contours for NACA4412 in ground effect with different ground conditions: $\alpha=5^\circ$, $Rn=2.0 \times 10^6$, $H/C=0.05$



(a) Moving ground



(b) Fixed ground

Fig. 8 Velocity vector field for NACA4412 in ground effect with different ground conditions: $\alpha=5^\circ$, $Rn=2.0 \times 10^6$, $H/C=0.05$

은 $H/C=0.05$ 인 경우 두 가지 바닥경계조건에 의한 계산한 압력분포를 보여주고 있다. 무한고도 ($H/C = \infty$)에서의 압력분포와 비교해 보면 두 경우 모두 다 날개 아래면에서 압력이 크게 증가함을 알 수 있다. 이는 날개가 지면에 가까워짐에 따라 날개와 지면 사이에 공기가 갇혀 유속이 감소되기 때문이며 두 경우에 대한 속도장은 Fig.8에 보여주고 있다. 경계조건 차이에 의한 날개주위의 속도 벡터는 크게 차이가 없지만 바닥의 속도가 없는 고정지면인 경우(Fig.8b)에는 지면부근에서 경계층이 형성됨을 알 수 있다. 반면에 균일류와 같은 속도로 이동하는 이동지면의 경우(Fig.8a)는 바닥에서 멀어질수록 유속이 감소함을 알 수 있다. 두 바닥경계조건 차이에 의한 유동의 차이는 뒤에서 언급하게 될 날개 윗면에서의 압력 차이(큰 값은 아니지만)를 발생시킨다.

이러한 바닥경계조건의 변화는 Fig. 9에 보인 와점성 계수 (eddy viscosity coefficient), ν_t 분포의 차이에서 명확히 알 수 있다. 이동 지면의 경우 바닥에서 난류 경계층이 거의 형성되지 않으며 고정지면의 경우 날개가 지면에 접근함에 따라 두꺼운 난류경계층이 형성됨을 볼 수 있다.

Fig.10은 2가지 바닥 경계조건에서 H/C 의 변화에 대한 날개 표면에서 C_p 의 변화를 보여주고 있다. 앞에서 언급한 바와 같이 H/C 가 낮아짐에 따라 날개 아래부분의 압력이 계속 증가함을 알 수 있고 이는 양력증가로 이어져 지면효과익의 장점을 볼 수 있다. 특이한 것은 날개 앞날 윗면의 압력 최소값이 지면효과를 받는 경우가 받지 않는 경우보다 낮아져 양력의 증가에 기여하게 된다는 것이다. 지면효과를 받는 경우에는 날개 아래면에 정체된 공기의 일부가 날개 윗면으로 가속되어 빠르게 빠져나가기 때문에 앞날 윗부분에서 압력이 감소된다고 본다. 3차원 지면효과익의 양력증가는 날개 아래와 지면 사이의 정체된 공기로 인한 압력증가 외에, 하향흐름(downwash)의 감소로 인한 유효 양각의 증가, 날개 끝 와동(tip vortex)의 감소 및 날개의 유효 가로세로비(effective aspect ratio)의 증가 등 복잡한 유동현상에 의해 설명되어 진다(Stinton, 1996).

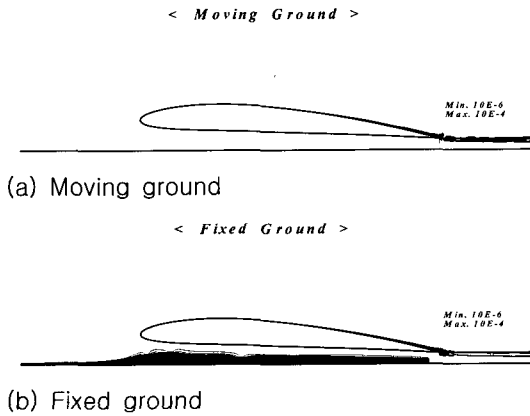


Fig.9 Eddy viscosity contours for NACA4412 in ground effect with two different ground conditions: $\alpha=5^\circ$, $Rn=2.0 \times 10^6$, $H/C=0.05$

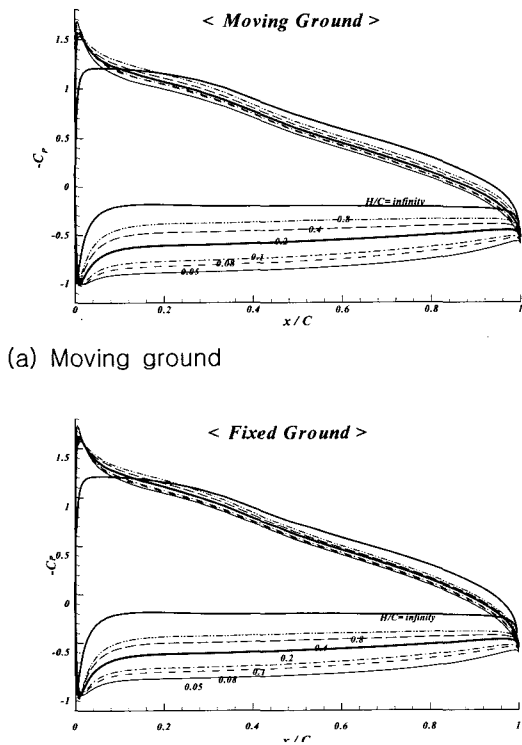


Fig.10 Surface pressure distributions for NACA4412 at different ground clearances with two different ground conditions: $\alpha=5^\circ$, $Rn=2.0 \times 10^6$

Fig.10으로부터 두 가지 바닥경계조건에 의한 차이를 육안으로 식별할 수 없기 때문에 지면관계로 3가지 높이($H/C=0.05, 0.2$ 와 0.8)에 대한 결과를 Fig.11에 다시 보인다. 전체적으로 볼 때 큰 차이는 없으나 자세히 들여다보면 흥미있는 결과를 볼 수 있다. 계산된 모든 H/C 에서 고정지면인 경우가 이동지면의 경우보다 날개윗면에서의 압력이 낮음을 알 수 있다. 이는 앞에서 언급한 바와 같이 고정지면의 경우는 바닥에서 경계층의 생성으로 이동지면의 경우보다 날개 아랫면에서 날개 윗면으로의 흐르는 유량이 많고 따라서 유속이 더 빠르기 때문이다. 반면에 날개 아랫면에서의 압력은 $H/C=0.1$ 을 기점으로 경향이 바뀌어 갈 수 있다(자세한 결과를 보기 위해서는 Chang(2001)을 참조 바람). 즉 H/C 가 0.1보다 높은 고도에서는 고도가 높을수록 고정지면인 경우가 이동지면의 경우보다 압력이 더 높고 $H/C=0.1$ 로 접근할수록 차이가 점점 감소하여 지면에 더욱 접근하면 크기는 아주 미소하지만 경향이 반대로 됨을 알 수 있다.

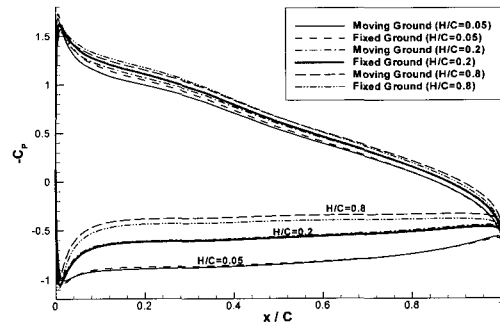


Fig. 11. Comparison of Surface pressure distributions for NACA4412 at three ground clearances with two ground conditions: $\alpha=5^\circ$, $Rn=2.0 \times 10^6$, $H/C=0.05, 0.2, 0.8$

Fig.12는 고도 변화에 따른 양력계수와 모멘트 계수를 보여주고 있으며, 계산 결과의 비교를 위해서 포텐셜 유동의 계산 결과와 Hsion/Chen(1996)의 CFD계산 결과를 포함시켰

Table 3. Comparison of C_D , C_F and C_{px} calculated for Clark-Y and NACA4412 airfoils

Foil section	H/C	C_L		C_D		C_F		C_{px}		ITTC C_F
		moving	fixed	moving	fixed	moving	fixed	moving	fixed	
NACA 4412	0.05	1.34959	1.36871	0.004065	0.002833	0.003012	0.003049	0.001053	-0.000216	
	0.08	1.31419	1.31484	0.004183	0.002870	0.003011	0.003141	0.001173	-0.000271	
	0.1	1.27824	1.28683	0.004179	0.002909	0.003131	0.003249	0.001048	-0.000342	
	0.2	1.16781	1.19874	0.004174	0.003750	0.003366	0.003620	0.000808	0.000131	
	0.4	1.08938	1.13396	0.004122	0.004101	0.003762	0.003886	0.000361	0.000215	
	0.8	1.04395	1.10113	0.004158	0.004908	0.003835	0.004201	0.000323	0.000707	
	∞		0.92012		0.027228		0.004366		0.022863	

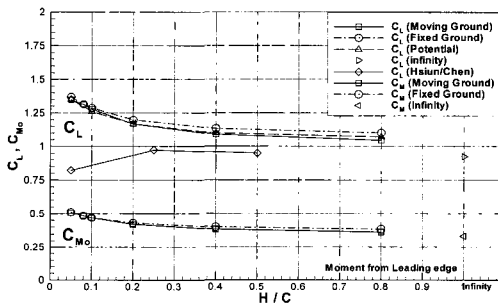


Fig. 12. Variations of C_L and C_M vs. H/C for NACA4412 with two ground conditions, $\alpha = 5^\circ$, $Re = 2.0 \times 10^6$

다. Hsiun/Chen은 비압축 Navier-Stokes 방정식을 유한체적법으로 해석하였고, $k-\epsilon$ 난류모델링과 고정경계바닥을 사용하였다. 우선 본 방법에 의해 계산한 두 결과와 포텐셜 유동에 의한 해석결과는 큰 차이를 보이지 않고 있으며(고도가 다소 높아짐에 따라 두 바닥경계조건 차이에 의한 본 방법의 양력계산결과는 다소 차이가 있지만), 날개가 지면에 접근함에 따라 양력이 모두 증가함을 알 수 있다. 그러나 Hsiun/Chen(1996)의 계산결과(고정지면 사용)는 날개의 높이가 낮아질수록 양력계수가 크게 줄어들고 있으며 이는 Steinbach(1978)도 지적하였듯이 Hsiun/Chen(1996)의 Fig.9에서 보여주는 속도장의 계산이 잘못된 현상이라 생각된다. Hsiun/Chen(1996)의 Fig.9와 같은 조건인 본 논문의 Fig.8b에서 보여 주듯이 이러한 고도($H/C = 0.05$)에서는 지면과 -

날개사이의 유동이 크게 정체되어 날개 앞부분에서는 날개 뒷면으로의 빠른 흐름을 보여주고 있으나, Hsiun/Chen(1996)에서는 나타나지 않기 때문에 생각된다. 본 계산에 사용된 12%의 두께보다 다소 두꺼운 15%두께인 NACA4415 ($A.R.=3.1$)에 대한 실험결과(Jacob, 1987)에서도 날개가 지면에 접근할수록 양력이 증가하기 때문에 본 계산의 정당성을 보여주고 있다고 본다. Fig.12로부터 주목할 것은 고도가 다소 높아짐에 따라 두 바닥경계조건 차이에 의한 본 방법의 양력계산결과는 다소 차이가 있지만 실험오차범위내의 차이로 생각되며 따라서 바닥 경계조건차이에 의한 양력 및 모멘트는 큰 차이가 없다는 것을 알 수 있다.

Table 3은 높이에 따른 항력계수, 마찰저항계수 및 압력저항계수를 나타내며, Fig.11에 보인 양력계수 값도 주고 있다. 지면효과가 없는 날개의 마찰저항계수는 ITTC'57 공식을 사용하여 계산하였으며 본 방법에 의해 계산한 결과 값과 비슷하기 때문에 계산 결과의 정확성을 보인다고 볼 수 있다. 표로부터 C_F 의 경우 날개가 지면에 접근함에 따라 다소 감소하는 경향을 보여주고 있다. 이는 날개 밑의 공기가 정체되어 유속이 줄어들고 경계층의 속도 구배가 작아지기 때문으로 분석된다. 이동지면의 경우 고도가 낮아짐에 따라 C_{px} 가 약간 증가 또는 거의 변하지 않는 반면 고정지면의 경우에는 지면으로 접근할수록 감소하다가 $H/C=0.1$ 이하에서는 음의 값을 보인다.

고정지면의 C_{px} 가 음의 값을 보이는 것은 앞에서도 언급하였지만 고정지면의 경우가 이동지면의 경우보다 날개 앞부분에서 날개 뒷면으로의 흐름이 빠르기 때문에 압력이 증가되어 큰 흡인력(suction force)이 작용하기 때문인 것으로 분석된다. 이는 2차원 풍동시험에 있어 고정지면의 결과는 이동지면에 비해 상대적으로 저항이 낮게 평가될 가능성이 있음을 보여주고 있다.

4. 결론

지면효과를 받는 2차원 날개 주위의 유동특성을 RANS 방정식을 이용하여 차분법으로 계산하였다. 계산에 사용된 날개단면은 Clark-Y ($t/C=11.7\%$)와 NACA4412이며, 이동지면과 고정지면의 두가지 바닥 경계조건을 적용하여 그 차이점을 살펴보았다. 본 연구를 통해 얻어진 결론은 다음과 같다.

- 본 방법 및 포텐셜 유동에 의해 계산한 양력 값과 실험 결과가 잘 일치하므로 본 계산결과의 정확성을 검증하였다.

- 날개(2차원)가 지면에 접근할수록 양력이 증가하며 이는 날개가 지면에 접근함에 따라 날개와 지면 지면사이의 공기가 갇혀 유속이 감소하여 압력이 증가하고, 또한 일부 공기가 날개 뒷면으로 빠른 속도로 빠져나가 앞날 뒷면에서의 압력이 낮아지기 때문이다.

- 고정지면에서는 두꺼운 경계층이 생성되나 이동지면에서는 경계층이 거의 생성되지 않아, 두 경계조건에 따라 유동해석 결과가 다소 다르게 나타나며, 따라서 압력분포가 다소 다르다. 그러나 바닥경계 차이에 의한 양력과 모멘트는 큰 차이가 없으며 고정지면을 사용한 경우가 약간 큰 값을 주었다. 그러나 지면에 아주 가까이 접근하면 두 값의 차이는 미소하였다.

- 지면효과를 받는 영역에서 고정지면에 의한 날개의 저항이 이동지면 보다 30%정도 작게 계산되었으며 이는 주로 압력저항 감소에 의한다. 특히, 이 압력저항은 고도가 낮은 경우 ($H/C < 0.1$)

에는 음의 값을 보여주고 있다. 따라서 2차원 날개의 풍동시험에 있어 고정지면의 결과는 이동지면에 비해 상대적으로 항력이 낮게 평가될 가능성이 있다.

- 3차원 지면효과익은 2차원의 경우보다 아주 복잡하기 때문에 3차원 문제로 확장하여 바닥경계 조건 변화에 따른 유동해석 결과를 검증할 필요가 있다.

참 고 문 헌

- Akimoto, H. and Kubo, S., 1998 "Characteristics Study of Two-dimensional Wings in Surface Effect by CFD Simulations," Journal of the Society of Naval Architects of Japan, Vol.184, pp.47-54
- Bagley J. A., 1961 "The Pressure Distribution on Two-Dimensional Wings Near Ground", Ministry of Aviation Aeronautical Research Council R.&M. No. 3238, 40 pages
- Baldwin, B. S. and Lomax, H., 1978 "Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows," AIAA Paper, 78-257
- Carr G. W. and Atkin P. D., 1997 "Influence of Moving Belt Dimensions on Vehicle Aerodynamic Forces", Proc. of Wind Tunnels and Wind Tunnel Test Techniques, Published by The Royal Aeronautical Society, London, pp.37.1 -37.16
- Chang R. H. 2000 "Numerical Simulation of Turbulent Flow around Two-Dimensional Wings in Ground Effect with Different Ground Boundary Condition", MSc Thesis, Dept of Naval architecture & Ocean Engineering, Pusan National University, Korea 72 p. (in korean)
- Chawla M. D., Edwards L. C. and Franke M. E. 1990 "Wind Tunnel Investigation of Wing - in Ground Effects", Journal of Aircraft, Vol 27, No.4, pp.289-293
- Chorin A. J., 1967 "A Numerical Method for Solving Incompressible Viscous Flow

- Problems", *Journal Computational Physics*, Vol.2 No.2, pp.14-23
- Chun, H. H. and Chung, K. H., 1998 "A Study on the Performance of the Wing In Ground Effect by a Vortex Lattice Method", *Journal of Ocean Engineering and Technology*, Vol. 12, No. 2, pp. 87-96 (in Korean)
 - Chun H. H., Chang J. H. and Paik K. J., 1999, "Longitudinal Stability of a Wing in Ground Effect Craft ", *J. of The Society of Naval Architects of Korea*, Vol.36, No.3, pp.60-70 (in Korean)
 - Chun H.H., Chang C. H., Paik K. J., Shin M.S., 2000 "Wind Tunnel Test on Aerodynamic Characteristics of a PARWIG Craft", *Journal of the Society of Naval Architects of Korea*, Vol 37, No 3, pp.57~68 (in Korean)
 - Hirata N., 1993 "Simulation in Viscous Flow around Two-Dimensional Power-Augmented Ram Wfg in Ground Effect," *Journal of the Society of Naval Architects of Japan*, Vol.174, pp.47-53
 - Hirata N., 1996 "Numerical Study on the Aerodynamic Characteristics of a Three-Dimensional Power-Augmented Ram Wing in Ground Effect," *Journal of the Society of Naval Architects of Japan*, Vol.179, pp.31-39,
 - Hsiun, C. M. and Chen, A. K., 1996 "Aerodynamic Characteristics of a Two-Dimensional Arifoil with Ground Effect," *Journal of Aircraft*, Vol.33, No.2, pp.386-392
 - Jacob K., 1987 "Advance Method for Computing Flow Around Wings with Rear Separation and Ground Effect", *Journal of Aircraft*, Vol.24, No.2, pp.126-128
 - Kim H.J. and Chun H.H., 1999 "Design of 2-Dimensional WIG Section by a Nonlinear Optmization Method", *Journal of the Society of Naval Architects of Korea*, Vol 36, No 3, pp.50~59 (in Korean)
 - Kim W. J., and Shin M.S. "The Effects of Mean-Line Shape on Longitudinal stability of a Wing in Ground Effect," *Journal of Hydrospace Technology*, Vol. 2, No.2, pp.14-23
 - Naoki, M. and Dazuo, S., 1993 "Numerical Analysis of 3-D WIG Advancing over the Still Water Surface," *Journal of the Society of Naval Architects of Japan*, Vol.174, pp.35-45
 - Nuhait A. O. and Zedan M. F., 1993 "Numerical Simulation of Unsteady Flow Induced by a Flat Plate Moving Near Ground", *Journal of Aircraft*, Vol.30, No. 5, pp.611-617
 - Park, I. R. and Chun, H. H., 1995a "A Study on Free Surface Effect of 2-D Airfoil," *Journal of Ocean Engineering and Technology*, Vol.9, No.2, pp. 75-82 (in Korean)
 - Park, I. R. and Chun, H. H., 1995b "Numerical Simulation of Unsteady Performance for 2-D Surface Effect Airfoils", *Journal of Ocean Engineering and Technology*, Vol.9, No.2, pp. 71-74 (in Korean)
 - Park, I. R. and Chun, H. H., 1998 "Analysis of Study and Unsteady Performance for 3-D Surface Effect Wing", *Journal of the Society of Naval Architects of Korea*, Vol. 35, No. 3, pp. 14-25 (in Korean)
 - Sowdon A., 1995 " A Simple Method to Remove the Boundary Layer on a Ground Plate", *Papers of Ship Research Institute (Japan)*, Vol.32, No.2, pp.53-78
 - Stinton D. 1998 "The Anatomy of the Aeroplan", 2nd Edition published Blackwell Science, pp.88-92
 - Staufenbiel, R. W., Haake, M., Kleineidam, G., Yeh, B. T., Weckesser, B., and Wessels, M., 1978 "Studies on the Flight Mechanics and Aerodynamics of Wing-In-Ground Effect Vehicles," *Rheinisch-West-falische Technische Hochschule*, Project Rept. 78/1, Aachen, Germany, 1978 (in German)
 - Steinbach, D., 1996 "Comment on Aerodynamic Characteristics of a Two-Dimensional Airfoil with Ground Effect", *Journal of Aircraft*, Vol.34, No.3, pp.455-456

- Thomas J. L., Paulson J.W. and Margason R. J., 1979 "Powered Low-Aspect-Ratio Wing in Ground Effect (WIG) Aerodynamic Characteristics ", NASA TM-78793
- Turner T. R., 1966 "Endless-Belt Technique for Ground Simulation ", NASA SP-116
- Yang, C. J. and Shin, M. S., 1998 "Numerical Simulation of 2-D Wing-In-Ground Effect," Korean Society of Computational Flows Engineering, Vol.3, No.1, pp.54-62



< 전 호 환 >



< 장 용 훈 >



< 신 명 수 >