

2차원 날개 주위의 지면효과에 대한 난류 유동장 해석

김 윤 식,^{*1} 이 재 은,² 신 명 수,¹ 강 국 진,¹ 권 장 혁³

TURBULENT FLOW SIMULATION ON THE GROUND EFFECT ABOUT A 2-DIMENSIONAL AIRFOIL

Y. Kim,^{*1} J.E. Lee,² M.S. Shin,¹ K.J. Kang¹ and J.H. Kwon³

Two dimensional turbulent flow simulations on the low Mach number – high Reynolds number flow about the NACA 4412 airfoil are carried out as the airfoil approaches a ground. It has turned out that angle of attack between 2 and 8 degrees is recommended for the airfoil to utilize the benefit of ground effect. For the large angle of attack, the increment of lift due to the ground effect is faded away and negative aerodynamic effect such as destabilizing aspect in static longitudinal stability occurs and the separation point moves to forward as the airfoil approaches a ground.

Key Words : 지면 효과(Ground Effect), 난류 유동(Turbulent Flow), 예조건화된 Navier-Stokes 방정식(Preconditioned Navier-Stokes Equations), GA(W)-2 익형(GA(W)-2 Airfoil), NACA 4412 익형(NACA 4412 Airfoil)

1. 서 론

지면효과는 날개가 지면(또는 수면)에 근접함에 따라 양력과 항력이 변화하는 현상을 말한다[1]. 일반적인 비행체의 경우 양력이 증가하고 항력이 감소하는 현상을 이용하나, 자동차와 같이 음의 양력을 이용하기도 한다[2]. 본 논문에서는 지면으로 인해 양항비가 증가하는 현상에 대한 연구로 그 범위를 국한하여 논한다.

지면효과는 3차원적인 현상으로써 크게 날개의 코드방향의 영향과 스펠방향의 영향으로 구분되어진다. 코드방향으로 나타나는 주된 현상으로는 자유류(free-stream)가 날개와 지면사이의 공간에 갇힘으로써 나타나는 날개하면의 압력상승 효과 – “ram 효과”가 있으며 스펠방향의 효과로는 날개의 끝단에서 발생하는 날개끝 와류(wingtip vortex)가 지면의 영향으로 인해 유도저항(induced drag)이 변화하는(일반적으로 약해지는) 현상을 의미한다. 각 방향의 효과는 날개의 종횡비와 고도에 따라 그 영향 양상이 변화하여 나타난다[1]. 이와 같이 지면

효과는 3차원-비선형적인 거동을 보이며 지면효과에 대한 정확한 수치 해석을 위해서는 3차원 난류 유동장 해석을 통해 수행되어야 할 것이다. 본 연구에서는 이러한 연구의 선행연구로 2차원 난류 유동장 해석을 수행하였다.

지면효과 영역 내에서 순항하는 위그선(Wing-In-Ground Effect Craft)의 경우 순항 고도 내에서 정적 안정성 확보가 필수적이다[1,3-6]. 위그선에 대한 종방향 정적 안정성(longitudinal static stability)에 대한 해석은 무게중심의 위치, 주익에 작용하는 양력 및 모멘트의 변화, 머익의 크기 및 위치에 큰 영향을 받으므로 본 연구에서 수행하고자하는 2차원 날개단면 해석으로 정적 안정성을 논하기에는 무리가 따른다. 그러나 일반적으로 위그선은 정적 안정성 확보를 위하여 미익을 지면효과 영역밖에 배치함으로써 지면효과에 의한 공력 변화는 주익에만 큰 영향을 미치게 된다. 따라서 고도변화에 의한 양력 및 모멘트의 변화 및 공력중심(aerodynamic center)의 변화를 2차원 해석으로 추정하였으며 이후 3차원 해석을 통해 검증되어야 할 것이다.

참고문헌[7]에 의하면 지면효과에 의한 양항비 증가는 Mach수 0.6정도까지 계속되며 이후에는 Mach수가 증가할수록 양항비가 감소하는 현상을 보인다. 실제 러시아, 독일 등에서 개발한 위그선의 경우 그 속도가 Mach수 0.1~0.4를 나타내고 있다[8,9]. 그리고 비교적 종횡비가 작은(3 이하) 주익을

접수일: 2006년 10월 4일, 심사완료일: 2006년 11월 14일.

1 정회원, 한국해양연구원 해양시스템안전연구소

2 학생회원, 한국과학기술원 항공우주공학전공

3 종신회원, 한국과학기술원 항공우주공학전공

* Corresponding author, E-mail: yoonsik@moeri.re.kr

사용하고 있음으로 인해 코드 길이가 상대적으로 큰 특징이 있고 순항 고도가 수면 위 10m이하의 낮은 고도인 점을 고려하면 $O(10^7)$ 이상의 고 Reynolds 수의 조건으로 판단된다.

본 논문에서는 저 Mach수 - 고 Reynolds수 영역의 유동장에 대해서 NACA 4412 익형의 고도와 받음각의 변화에 따른 수치해석을 수행하여 공력의 변화, 공력중심들(aerodynamic centers)의 변화, 유동장 특성의 변화 등에 대하여 고찰하였다.

2. 수치해석 기법

2.1 지배 방정식 및 예조건화 기법

점성 압축성 유동의 지배 방정식인 Navier-Stokes 방정식을 예조건화 기법을 적용하여 미분 형태로 나타내면 다음과 같다.

$$\Gamma \frac{\partial q}{\partial t} + \frac{\partial f_i}{\partial x_i} = \frac{\partial f_{vi}}{\partial x_i} \quad (1)$$

$$q = \begin{bmatrix} p \\ u_1 \\ u_2 \\ T \end{bmatrix}, f_i = \begin{bmatrix} \rho u_i \\ \rho u_1 u_i + \delta_{i1} p \\ \rho u_2 u_i + \delta_{i2} p \\ \rho u_i H \end{bmatrix},$$

$$f_{vi} = \left[0, \sigma_{ij} \delta_{i1}, \sigma_{ij} \delta_{i2}, u_i \sigma_{ij} + k \frac{\partial T}{\partial x_i} \right]^T \quad (2)$$

식 (1)에서 q 는 압력, 속도, 온도로 이루어진 원시 변수 벡터 행렬을, f_i 와 f_{vi} 는 각각 비점성, 점성 수치 유속(flux)을 의미한다. 이 때, 이상기체에서 총엔탈피 및 총에너지는 $H = E + p/\rho$ 의 관계가 있다. Γ 는 Weiss와 Smith의 예조건화 행렬(preconditioning matrix)[10]로 식 (3)과 같다.

$$\Gamma = \begin{bmatrix} \Theta & 0 & 0 & -\frac{\rho}{T} \\ u_1 \Theta & \rho & 0 & -\frac{\rho u_1}{T} \\ u_2 \Theta & 0 & \rho & -\frac{\rho u_2}{T} \\ H\Theta - 1 & \rho u_1 & \rho u_2 & \rho \left(C_p - \frac{H}{T} \right) \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$\Theta = \frac{1}{U_r^2} - \frac{1}{c^2} + \frac{1}{RT} \quad (4)$$

$$U_r = \min \left[c, \max \left(|U|, KU_{cut}, \frac{\mu}{\rho \Delta d}, \sqrt{\frac{|p'|}{\rho}} \right) \right] \quad (5)$$

식 (4)와 (5)에서 c 는 음속을 의미한다. U_r 은 기준 속도(reference velocity)로서 국소 예조건화(local preconditioning)기법에서 일종의 제한자(limiter) 역할을 한다. 식 (5)에서

$U_{cut} = \min(U_\infty, c_\infty)$ 이고, p_l 과 p_r 이 각각 격자 경계면의 좌우 개이지 압력을 나타낼 때 $p' = (p_l + p_r)/2$ 의 관계가 있다. U_{cut} 과 p' 은 Weiss와 Smith가 제안한 기준 속도에서 사용한 항을 수정하였다[11]. 단, 본 연구에서는 K 는 0.5로 고정하였다.

2.2 난류 모델링

$k-w$ 난류 방정식은 다음과 같다.

$$\frac{\partial q_T}{\partial t} + \frac{\partial (f_{Ti} - f_{Tvi})}{\partial x_i} = S \quad (6)$$

$$q_T = [\rho k, \rho w]^T, f_{Ti} = [\rho u_i k, \rho u_i w]^T,$$

$$f_{Tvi} = \begin{bmatrix} (\mu_l + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_i} \\ (\mu_l + \sigma_w \mu_t) \frac{\partial w}{\partial x_i} \end{bmatrix} \quad (7)$$

식 (6)에서 원천항 S 는 k 와 w 의 생성율(P)과 소멸율(D)의 합으로 구성되어 있다. 식 (7)에서 μ_l 과 μ_t 는 각각 층류 및 난류 점성 계수로서 층류 점성 계수는 Sutherland 법칙에 의해 결정되고 난류 점성 계수 $\mu_t = \rho \alpha_v c_\mu^\rho (k/w)$ 로 결정된다[12]. 본 연구에서는 $k-w$ Wilcox-Durbin+ (WD+) 난류 모델[13]을 적용하였고 관련된 모든 상수는 참고문헌[12-14]을 참고한다.

본 연구에서는 층류에서 난류로 천이되는 현상을 모사하기 위한 transition을 포함하지 않고 fully turbulent mode로 전체 수치해석이 수행되었다. 일반적으로 Reynolds수가 매우 큰 경우 fully turbulent mode 해석은 충분히 신뢰할 만한 결과를 제공해준다[15].

2.3 공간 이산화 기법

격자 중심 유한 체적법을 사용하여 지배 방정식을 이산화하였고 Roe의 FDS 기법[16]을 적용하였다. 이 때, 격자 경계면에서의 수치 유속은 식 (8)과 같다.

$$F_{i+1/2} = \frac{1}{2}(F_R + F_L) - \frac{1}{2} \Gamma |A_r| \Delta Q \quad (8)$$

$$A_r = \Gamma^{-1} A M, |A_r| = X |A_r| X^{-1} \quad (9)$$

$$A_r = \text{diagonal}(U, U, U' + c', U' - c') \quad (10)$$

예조건화된 지배 방정식은 예조건화 행렬에 의해 고유치가 보정되므로 식 (8)에서와 같이 인공 점성 항에 예조건화 효과를 반영해야 지속에서 해의 정확도를 보장할 수 있다[10]. 또한, 보다 정확한 해를 얻기 위하여 3차 정확도의 MUSCL(Monotone Upstream-centered Schemes for Conservation

Laws)기법이 적용되었는데, 유동 변수로서 비보존 변수를 보정한 후 보존 변수를 계산하였다[17].

2.4 시간 적분 기법

DADI(Diagonalized Alternate Directional Implicit) 시간 전진 기법[11,18]이 적용된 식은 다음과 같이 정리할 수 있다.

$$\begin{aligned}
 X_{r\xi}^n & \left[I + \Delta t \left\{ \nabla^- A_{r\xi}^+ + \nabla^+ A_{r\xi}^- - \overline{\delta_\xi^2} r(A_{v\xi}) \right\} \right] X_{r\xi}^{n-1} \cdot \\
 X_{r\eta}^n & \left[I + \Delta t \left\{ \nabla^+ A_{r\eta}^- + \nabla^- A_{r\eta}^+ - \overline{\delta_\eta^2} r(A_{v\eta}) \right\} \right] X_{r\eta}^{n-1} \cdot \\
 \Delta Q & = -\Delta t \Gamma^{-1} R
 \end{aligned}
 \tag{11}$$

∇^\pm 는 각각 전 후방 차분을 의미하고, X_r 와 A_r 는 예조건화 시스템 행렬 A_r 의 고유치 벡터 행렬과 고유치 행렬을, $\overline{\delta_\xi^2} r(A_{v\xi})$ 는 점성 유속을 위한 중앙 차분항을 의미한다[11,19]. 본 연구에서는 Navier-Stokes 방정식과 $k-w$ 방정식을 분리하여 시간 적분하기 위하여 loosely coupled algorithm을 적용하였고 상세한 절차는 참고문헌[14]을 참고하였다.

수렴 가속을 위하여 국소 시간 전진 기법을 사용하였는데, 예조건화 행렬에 의해 보정된 고유치와 난류 방정식에 사용된 근사 최대고유치를 고려하였다[11,14,18].

4. 수치 해석

4.1 코드 검증

먼저 본 연구에서 사용한 수치해석 코드의 검증을 위해 GA(W)-2 익형 주위의 저 Mach 수 - 고 Reynolds 유동에 대한 수치해석을 수행하고 실험치[20]와 비교하였다.

계산조건은 $M=0.15$, $Re=4.3 \times 10^6$ 을 수행하여 표면압력분포를 비교하였고, $M=0.15$, $Re=9.4 \times 10^6$ 에 대한 계산을 수행하여 공력계수를 비교하였다. 계산을 위한 격자계는 $417 \times 97 + 81 \times 41$ 개의 다중블록 C-형 격자계를 사용하였으며, 익형 표면에는 256개의 격자점을 분포시키고, 첫 번째 격자의 크기는 $1. \times 10^{-5}$ 를, 원방경계는 코드길이의 45배를 사용하였다. Fig. 1은 사용된 격자계를 나타낸다.

Fig. 2와 Fig. 3은 받음각 6도와 18도에서 각각 표면 압력 계수의 분포를 실험치와 함께 도시한 것이다. Fig. 3은 실속이 발생하기 직전의 조건으로써 수치해석 결과 코드길이의 약 70%지점에서 박리가 발생하는 것을 확인하였다. 표면 마찰 계수값이 양에서 음의 값으로 변화하는 지점을 이용하여 박리점을 추출하였다. 본 연구에서 수행된 수치해석 결과는 실험치와 매우 잘 일치하는 것을 확인할 수 있다.

받음각에 따른 양력계수와 $c/4$ 지점에서의 모멘트 계수값을 Fig. 4와 Fig. 5에 각각 나타내었다. 양력 계수와 모멘트 계수

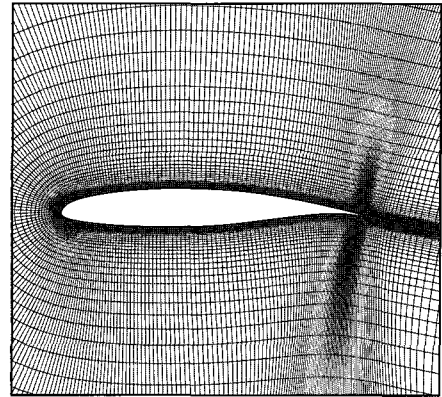


Fig. 1 Multi-block grid of GA(W)-2 airfoil

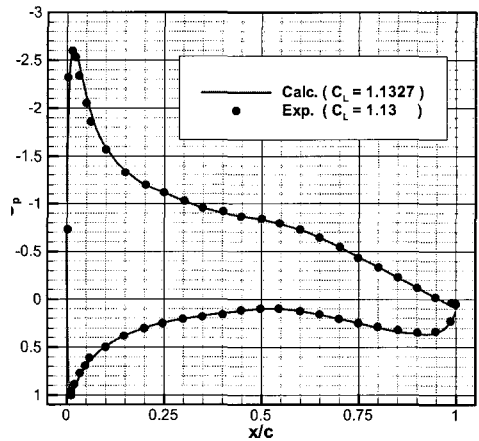


Fig. 2 Surface pressure on the GA(W)-2 airfoil ($\alpha=6^\circ$, $M=0.15$, $Re=4.3 \times 10^6$)

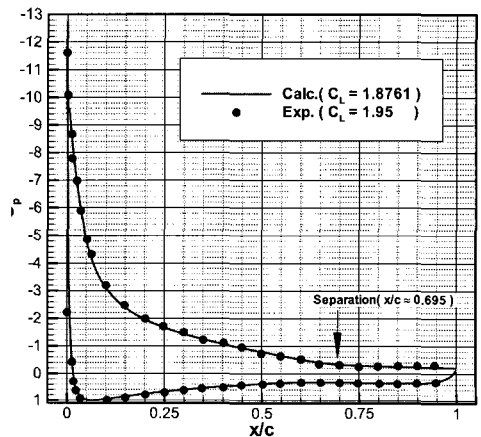


Fig. 3 Surface pressure on the GA(W)-2 airfoil ($\alpha=18^\circ$, $M=0.15$, $Re=4.3 \times 10^6$)

에 대한 계산결과는 받음각 10도 이하에서는 실험치와 매우 잘 일치하는 것을 확인 할 수 있다. 그러나 실속이 일어나는 부분에서는 실험치와 다소 차이를 나타내고 있다. 실험치에서는 약 19도에서 실속이 발생하는 것을 확인 할 수 있고, 실속 양상은 급격한 양력의 저하를 나타내고 있으나 계산 결과에서는 비교적 부드러운 양력 변화를 나타내고 있다. 그러나 최대 양력계수가 발생하는 받음각은 실험결과와 잘 일치하고 있음을 확인할 수 있다.

4.2 지면효과 수치해석

4.2.1 격자계와 해석조건

NACA 4412 익형에 대한 계산을 수행한 고도와 받음각은 다음과 같다. 사용된 고도의 기준점은 익형의 뒷전을 기준으로 하였다[1,9].

- $h/c = 0.05, 0.1, 0.15, 0.20, 0.25, 0.30, 0.35, 0.40, 0.50, 0.60, 0.70, 0.80, 0.90, 1.00, \infty$.
- 받음각(α) = $0^\circ \sim 22^\circ$, $\Delta\alpha = 2^\circ$.

유동해석 조건은 $M=0.1$, $Re=8.2 \times 10^6$ 을 사용하였다.

경계조건은 익형 표면은 점착 조건(no-slip condition), 지면에서는 moving ground($U = U_\infty$)조건을 적용하였다. 격자계는 Fig. 6과 같은 C-형 다중 블록 격자계를 사용하였다. 격자계는 337×41 (익형 블록) + 163×65 (익형-지면) + 239×45 (익형-원방경계) $\approx 35,000$ 개의 격자점으로 구성되어있고, 익형 표면에는 257개의 격자점을 분포시켰으며, 익형 표면과 지면의 첫 번째 격자는 1×10^{-5} 의 크기를 갖도록 하였고 원방경계는 코드 길이의 15배를 적용하였다.

다중 블록 격자를 이용하여 지면효과와 계산을 수행하는 경우 고도와 받음각이 변함에 따라 격자계를 다시 생성해야 하는 문제가 있다. 본 연구에서 사용된 격자계는 KGRID[21]를 이용하였으며, 격자계의 반복적인 생성을 위해 script 파일을 이용함으로써 격자계 생성에 소요되는 시간을 절감하였다.

4.2.2 수치계산 결과 및 해석

1) 양력계수와 양력계수 기울기

Fig. 7 ~ Fig. 9는 받음각과 고도변화에 따른 양력계수를 나타낸 것이다. 수치계산 과정에서 받음각이 큰 경우(12도 이상) 고도가 낮아짐에 따라 수치해의 수렴성이 저하되고 공력계수들은 주기적인 oscillation 양상을 보이기도 하였다. 이러한 경우 공력계수는 평균값을 취하였다.

받음각이 2도~8도의 경우에는 양의 지면효과를 나타내고

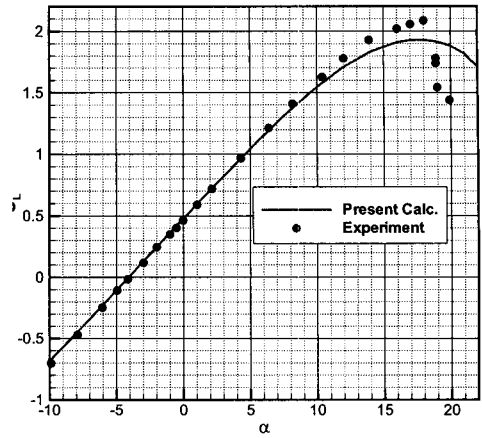


Fig. 4 Lift coefficient vs. angle of attack of the GA(W)-2 airfoil($M=0.15$, $Re=9.4 \times 10^6$)

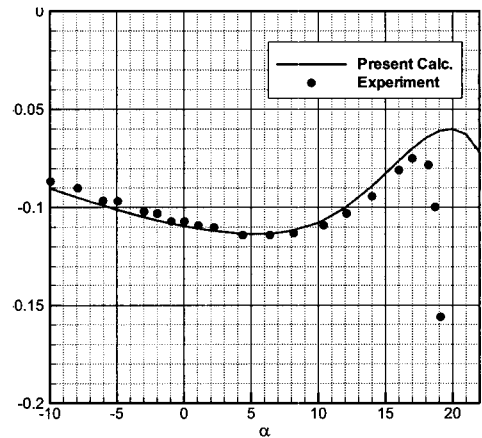


Fig. 5 Moment coefficient vs. angle of attack of the GA(W)-2 airfoil($M=0.15$, $Re=9.4 \times 10^6$)

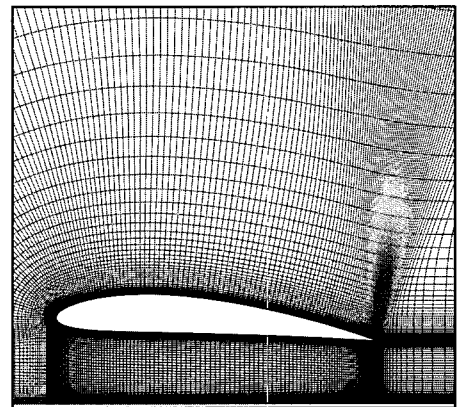


Fig. 6 Grid system of NACA 4412 airfoil(ground effect)

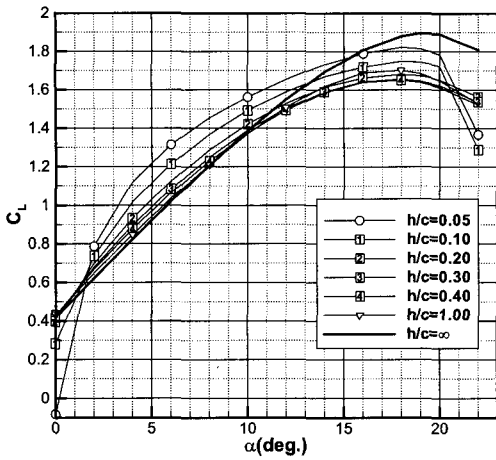


Fig. 7 C_L vs. α for each h/c

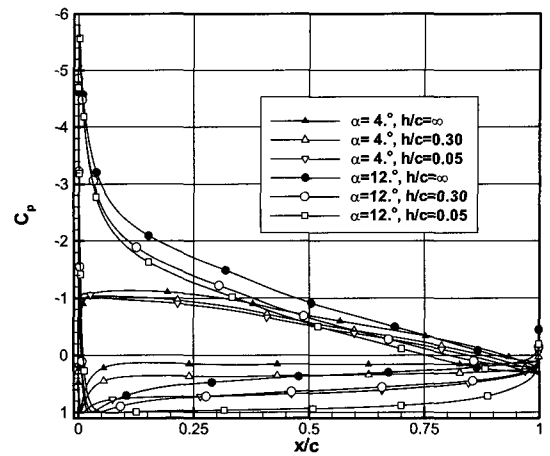


Fig. 10 Surface pressure distributions at $\alpha=4^\circ$ and $\alpha=12^\circ$ for different h/c

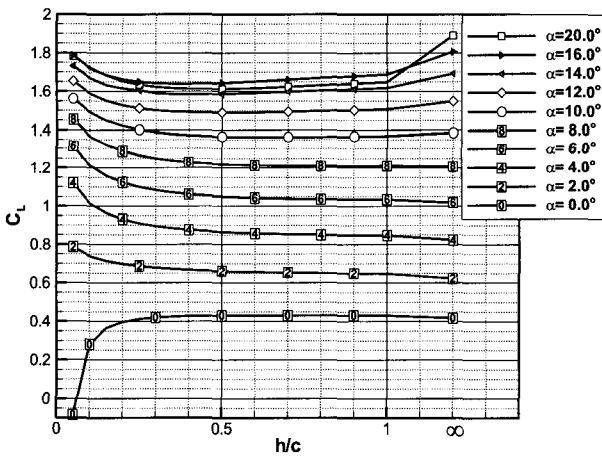


Fig. 8 C_L vs. h/c for each α

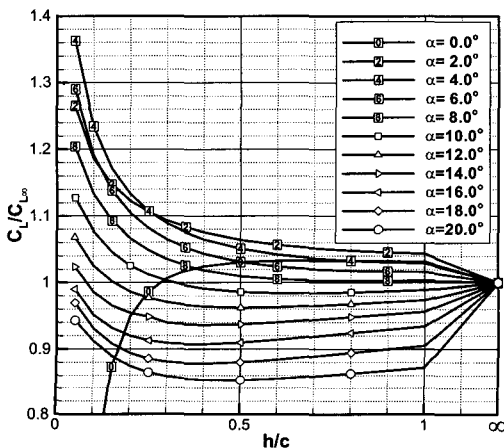


Fig. 9 Lift coefficient variation by the ground effect

있음을 확인 할 수 있다. 그러나 받음각이 0도의 경우 고도가 줄어들수록 따라 약한 venturi 효과가 나타나고 $h \leq 0.1$ 에서는 venturi 효과에 의한 양력 감소가 매우 커지는 결과를 보인다.

받음각이 10도 이상의 경우 지면이 없는 경우에 비해 양력이 더 줄어들고, 매우 낮은 고도에서 양력이 회복되는 결과를 나타내고 있다. 이러한 결과는 하면의 "pressure gain"에 의한 양력증가보다 상면의 "suction loss"에 의한 양력 손실이 더 커짐으로써 나타나는 현상이다[22]. 이러한 결과는 Fig. 10에서 나타난 받음각 4도와 12도의 경우 고도에 따른 표면 압력 분포의 변화를 통해 확인할 수 있다. 받음각 4도의 경우 상면의 "suction loss"에 비해 하면의 "pressure gain"이 큰 결과를 보이거나, 받음각 12도의 "suction loss"값이 받음각 4도에 비해 큰 결과를 확인할 수 있다. 2차원 지면효과에서 서론에서 언급한 하면의 "ram 효과"에 의한 양력 증가와 더불어 지면에 의한 순환(circulation) 감소 현상이 발생하고 받음각이 큰 경우 그 영향이 커지는 현상을 확인할 수 있다. 이러한 결과는 참고문헌[22]에서도 확인할 수 있다. 지면효과에 의한 양력증가분은 받음각 4도일 때 가장 크게 나타나며 $h/c = 0.05$ 일 때 약 36% 정도 된다.

Fig. 11에 의하면 고도가 내려갈수록 양력곡선의 비선형 구간이 빨리 나타나는 현상을 보인다. 받음각이 5도일 때 양력계수 기울기($\partial C_L / \partial \alpha$)는 고도에 대해 큰 변화를 보이지 않고 있으나, 받음각이 작은 경우(5도 미만)는 고도가 줄어들수록 양력계수 기울기가 급격히 증가하고, 받음각이 큰 경우는 고도가 줄어들수록 양력계수 기울기가 점진적으로 감소하는 현상을 보인다. 이러한 경향은 위그선의 종방향 정적 안정성에 영향을 미치는 값으로써 정적 안정성 해석 시 유의해야 할 것으로 판단된다.

2) 양항비

2차원 해석의 경우 유도항력을 고려할 수 없으나 계산 결과에서 얻어진 압력과 표면마찰에 의한 저항만을 고려하여 양항비 변화를 나타내면 Fig. 12와 같다.

무한경계조건에서는 양력과 항력의 관계가 polar 곡선의 형태를 보이며 양력 증가와 함께 항력이 꾸준히 증가하는 양상을 보인다. 그러나 지면효과가 있는 경우는 양력계수가 1.5 정도까지 증가해도 항력계수는 크게 증가하지 않는 결과를 보인다. 최대 양항비 조건은 무한경계의 경우 받음각 2도 부근에서 나타나고, 지면효과가 있는 경우 받음각 4도-6도($C_L \sim 1.0$) 부근에서 양항비가 최대가 됨을 확인할 수 있다.

3) 모멘트 계수와 공력중심

Fig. 13은 고도에 따른 $c/4$ 에서의 모멘트 계수를 나타낸 것이다. 일반적으로 원방경계조건에 비해 지면효과를 받는 경우 pitch-down 방향으로 모멘트가 변화하게 된다. 본 연구에서 수행된 NACA 4412 익형의 경우도 동일한 양상을 보임을 확인할 수 있다.

지면효과에 의해 나타나는 현상으로 양력과 모멘트가 고도에 따라 변화하고 이에 대한 정적 안정성 해석이 필수적이다. 지면효과 영역내의 종방향 정적 안정성 해석을 위해 고도변화에 대한 공력중심(Hc: aerodynamic center in height)과 받음각 변화에 대한 공력중심(Ac: aerodynamic center in angle of attack)에 대한 정보가 반드시 필요하다[1,3]. 꼬리날개가 있는 경우 Ac는 전체의 중립점(Neutral point)으로 대체되나 주의의 Hc는 비교적 큰 변화를 받지 않는다. Irodov의 정적 안정성 판별식에 의하면 Hc는 중립점보다 전방에 위치해야만 고도변화에 대해 정적 안정조건을 만족한다[1,3]. 따라서 본 연구에서는 NACA 4412의 Ac와 Hc의 거동을 고찰하였다.

Ac와 Hc는 앞서 계산된 공력계수를 이용하여 다음과 같은 식을 적용하여 유한 차분(중앙 차분)으로 구하였다.

$$Ac = - \left(\frac{\partial C_{mLE}/\partial \alpha}{\partial C_N/\partial \alpha} \right) \tag{12}$$

$$Hc = - \left(\frac{\partial C_{mLE}/\partial h}{\partial C_N/\partial h} \right) \tag{13}$$

$$C_N = C_L \cos \alpha + C_D \sin \alpha \tag{14}$$

공력중심은 일반적으로 시위선(chord line)상에 존재하지 않고 두께 방향의 offset을 가지나 본 연구에서는 시위선상에 존재하는 것으로 가정하고 구하였다. 위의 식(12)-(14)을 이용하여 Ac와 Hc를 구하면 날개의 앞전에서 뒷전방향으로 시위선상의 위치를 시위길이에 대한 비(x/c)로 나타낸다.

Fig. 14는 고도와 받음각변화에 따른 Ac의 변화를 나타낸

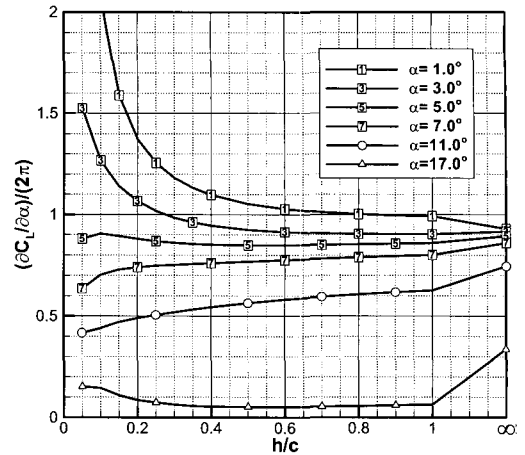


Fig. 11 Lift curve slope vs. h/c for each angle of attack

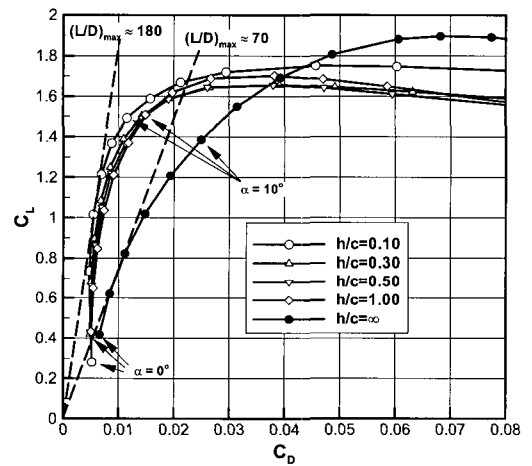


Fig. 12 Lift coefficient vs. drag coefficient

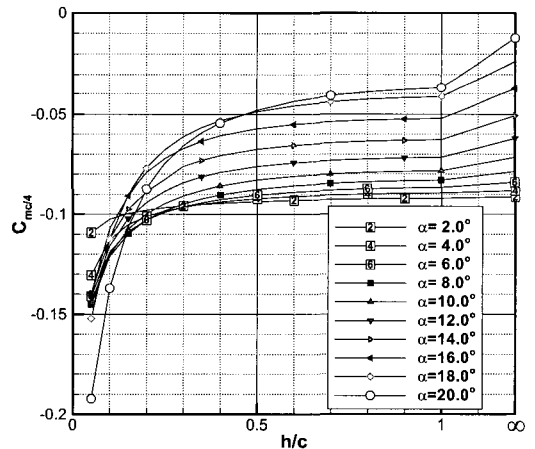


Fig. 13 Moment coefficient at quarter chord vs. h/c for each angle of attack

것이다. 무한경계조건에서 Ac 는 코드의 21%~24%의 위치로 thin airfoil theory에 의한 값(25%)와 큰 차이를 보이지 않는다. 그러나 고도가 줄어들수록 Ac 점은 후방으로 이동함을 확인할 수 있다. 고도변화에 의해 약 8%정도까지 후방으로 이동하는 결과를 나타내고 있다. 따라서 Ac 의 거동은 고도가 줄어들수록 보다 안정화 경향을 나타내며 이러한 경향은 참고문헌[23]에 언급한 바와 같이 3차원 날개에 대한 풍동시험 결과와 동일한 경향을 나타낸다.

Fig. 15는 고도와 받음각에 따른 Hc 의 변화를 나타낸 것이다. 고도가 0.6이상의 경우에는 모멘트와 양력계수의 변화에 불연속적인 거동으로 인해 Hc 값이 불규칙한 양상을 보임으로 인해 그래프에서는 생략하였다. 받음각 2도와 4도의 경우 Hc 값은 큰 변화없이 약 0.38c 주위의 값을 나타내고 있으나, 받음각이 커질수록 후방으로 이동하는 양상을 보인다. 따라서 NACA 4412의 Hc 는 받음각이 커질수록 불안정화 경향을 나타낸다.

4) 박리점 변화

Fig. 7에서 확인한 바와 같이 큰 받음각에서 양력계수는 실속 경향을 나타내고 실속점과 최대 양력계수값이 고도 변화에 따라 달리 나타난다. 참고문헌[22,24]에서는 3차원 날개에 대한 풍동실험 결과를 통해 이러한 현상이 발생함을 언급한 바 있다. 본 연구에서는 큰 받음각에 대해 고도변화에 따른 박리점의 변화를 Fig. 16에 도시하였다. 박리가 일어나는 경우 수치해는 완전히 수렴하지 못하고 공력계수 값들은 일정한 패턴의 oscillation이 발생하였고, 박리점 또한 일정한 값을 나타내지 않음으로 인해 일부 불규칙한 거동을 보이는 경우도 있으나 전체적인 경향에 대한 분석에는 큰 문제가 없는 것으로 판단된다.

무한경계조건에서는 받음각 10도까지 익형면에서 박리점이 발생하지 않는다. 그러나 $h/c = 1.0$ 의 경우 $\alpha > 8^\circ$ 인 경우 상면에서 박리점이 포착되고, 고도가 내려갈수록 동일 받음각에 대해서도 박리점이 전방으로 이동하는 것을 확인할 수 있다.

받음각 20도의 경우 지면효과가 없는 경우 $x_{sep}/c \approx 0.66$ 이었으나 $h/c = 0.1$ 의 경우 $x_{sep}/c \approx 0.4$ 까지 이동함을 확인할 수 있다. 이러한 현상의 원인은 지면의 영향으로 인해 뒷전 주위의 유동장 변화와 정체점(stagnation point)의 위치가 후방으로 이동함으로써 상면을 지나는 유동은 더 많은 모멘텀 손실을 겪음으로써 발생하는 것으로 판단된다. 실제 계산 결과 받음각 18도의 경우 무한경계조건에서는 정체점의 위치(x/c)가 5.5%였으나, $h/c=0.1$ 의 경우 9.76%를 보였다. 이러한 영향으로 인해 고 받음각에서 지면효과가 있는 경우 고도가 낮아짐에 따라 박리점이 전방으로 이동하는 결과를 초래하게 된

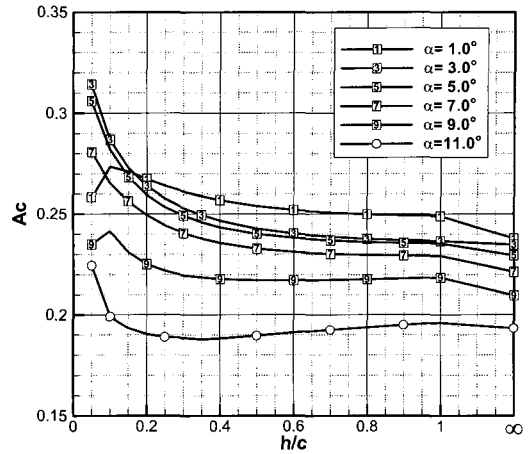


Fig. 14 Aerodynamic center in angle of attack vs. h/c

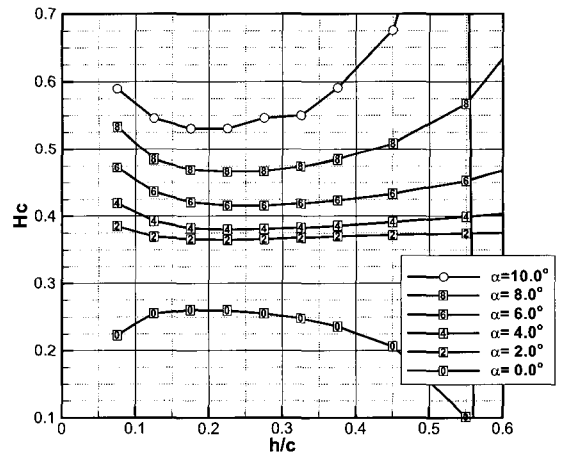


Fig. 15 Aerodynamic center in height vs. h/c

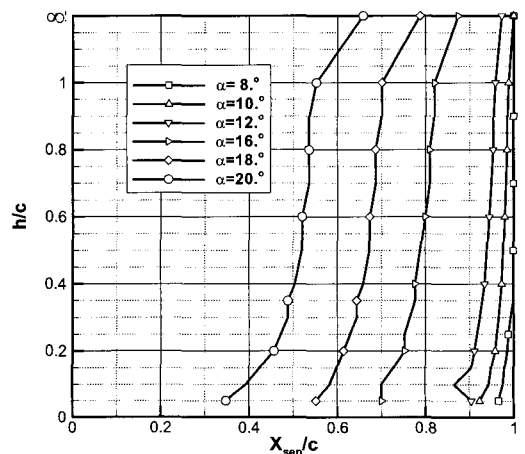
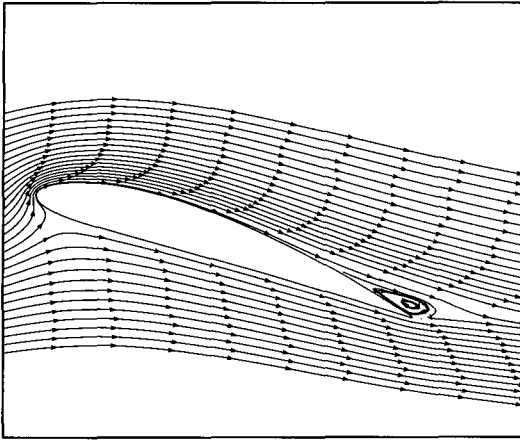
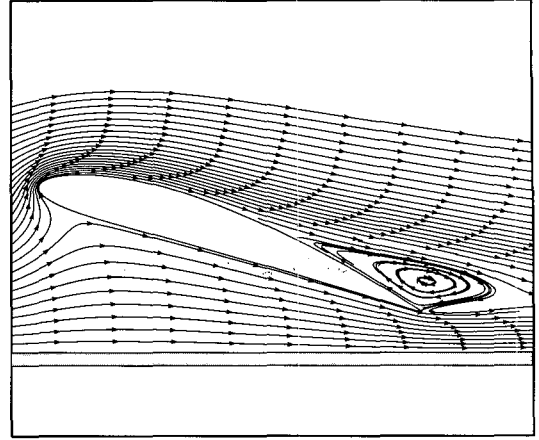


Fig. 16 Separation point vs. h/c for each alpha

Fig. 17 Streamlines for $\alpha = 18^\circ, h/c = \infty$ Fig. 18 Streamlines for $\alpha = 18^\circ, h/c = 0.1$

다. Fig. 17 ~ Fig. 18은 받음각 18도에서 지면이 없는 경우와 $h/c=0.1$ 인 경우의 유선(streamline)을 나타낸 것으로써 박리현상의 차이를 쉽게 구분할 수 있다. 이러한 현상은 뒷전 주위에 있는 조종면의 기능을 크게 저하시키는 영향을 줄 수 있다.

5. 결 론

본 연구에서는 저 Mach수 예조건화된 Navier-Stokes solver를 이용한 익형에 대한 저 Mach수 - 고 Reynolds수의 유동장을 해석하고 실험치와 비교를 통한 검증을 수행한 결과 매우 정확한 결과를 제공함을 확인하였으며, NACA 4412 익형에 대한 2차원 지면효과 해석의 결과 다음과 같은 결론을 도출하였다.

- NACA 4412 익형은 받음각 2도~8도의 범위에서 지면효과로 인한 양력증가 현상을 보인다.
- 10도 이상의 고 받음각의 경우 지면효과 영역 내에서 pressure gain에 의한 양력증가 보다 더 큰 suction loss로 인하여 양력 손실이 발생하며, 받음각 0도에서는 $h/c \leq 0.2$ 일 때 venturi효과로 인한 양력손실이 발생한다.
- 지면효과로 인한 양력증가는 받음각 4도에서 가장 크게 나타나며 $h/c=0.05$ 일 때 약 36%의 양력증가가 발생한다.
- 양항비가 최대가 되는 조건은 지면이 없는 경우 받음각 2도~3도에서, 지면효과 영역 내에서는 받음각 4도~6도에서 발생하며 지면효과로 인하여 급격한 양항비 증가 현상을 보인다.
- 10도이하의 받음각에서 받음각에 대한 공력중심(A_c)은 고도가 줄어들수록 후방으로 이동함으로써 안정화 경향을 나타낸다.

- 고도에 대한 공력중심(H_c)은 받음각이 커짐에 따라 후방으로 이동함으로써 불안정화 경향을 나타낸다.
- 받음각이 큰 경우 고도가 낮아짐에 따라 박리점이 전방으로 이동하고 박리 영역이 커지는 현상이 발생한다.

본 연구를 통한 결론은 NACA 4412 익형은 지면효과 영역 내에서 받음각 4도~8도의 범위에서 적용되는 것이 공기역학적으로 가장 최적의 성능을 나타낸다.

후 기

본 논문은 산업자원부 민·군겸용기술개발사업—“20인승급 소형 위그선 개발” 과제의 지원으로 수행되었음을 밝히며 지원에 감사드립니다.

참고문헌

- [1] Zhukov, V.I., 1997, *Features of Aerodynamics, Stability and Controllability of Ekranoplan*, TsAGI, Moscow.
- [2] Zerihan, J., and Zhang, X., 2000, "Aerodynamics of a Single Element Wing in Ground Effect," *J. of Aircraft*, Vol.37, No.6. pp.1058-1064.
- [3] Delhay, H., 1997, *An Investigation into the Longitudinal Stability of Wing In Ground effect Vehicles*, MSc. Thesis, Cranfield Univ.
- [4] Staufienbiel, R., 1978, "Some Nonlinear Effects in Stability and Control of Wing-in-Ground Effect Vehicles," *J. of Aircraft*, Vol.15, No.8, pp.541-544.
- [5] Staufienbiel, R.W., and Schlichting, U.-J., 1988, "Stability of

- Airplanes in Ground Effect," *J. of Aircraft*, Vol.25, No.4, pp.289-294.
- [6] Shin, M.S., Yang, C.J., Yang, S.I., and Wang, G.Q., 1999, "Numerical Simulation of Viscous Flow Around a Three-Dimensional Wing in Ground Effect with Endplates," *FAST '99 Conf. proceeding*, pp.593-603. Seattle, Washington USA.
- [7] Maskalik, A.I., Rozhdestvensky, K.V., Sinityn, D.N., 1998, "A View of the Present State of Research in Aero- and Hydrodynamics of Ekranoplans," *RTO AVT Symposium on Fluid Dynamics Problems of Vehicles Operating near or in the Air-Sea Interface*, Amsterdam, Netherland, 5-8 Oct.
- [8] Komissarov, S., 2002, *Russia's Ekranoplans*, Midland Publishing.
- [9] Lippisch, A., 1964, "Der Aerodynamische Bodeneffekt und die Entwicklung des Flugflächen (Airfoil-) Bootes," *VDI Luftfahrttech.-Raumfahrttech*, Vol.10, pp.261-269.
- [10] Weiss, J.M., and Smith, W.A., 1995, "Preconditioning Applied to Variable and Constant Density Flows," *AIAA J.*, Vol.33, No.11, pp.2050-2057.
- [11] Park, S.H., and Kwon, J.H., 2004, "A Preconditioned HLLC Method for Flows at All Mach Numbers," *AIAA Paper 2004-2709*.
- [12] Wilcox, D.C., 1988, "Reassessment of the Scale-Determining Equation for Advanced Turbulence Models," *AIAA J.*, Vol.26, No.11, pp.1299-13130.
- [13] Thivet, F., 2002, "Lessons Learned from RANS Simulations of Shock-Wave/Boundary-Layer Interactions," *AIAA Paper 2002-0583*.
- [14] Park, S.H., and Kwon, J.H., 2004, "Implementation of k-w Turbulence Models in an Implicit Multigrid Method," *AIAA J.*, Vol.42, No.7, pp.1348-1357.
- [15] Laffin, K.R., et al, 2004, "Summary of Data from the Second AIAA CFD Drag Prediction Workshop," *AIAA Paper 2004-0555*.
- [16] Roe, P.L., 1981, "Approximate Riemann Solver, Parameter Vectors and Difference Schemes," *J. Comput. Phys.*, Vol.43, No.2, pp.357-372.
- [17] 성춘호, 권장혁, 최윤호, 이승수, 2001, "저마하수 예조건화 기법을 위한 다중격자 DADI 기법," *한국전산유체공학회 추계학술대회논문집*.
- [18] Pulliam, T.H., and Chaussee, D.S., 1981, "A Diagonal Form of and Implicit Approximate-Factorization Algorithm," *J. Comp. Phys.*, Vol.39, pp.347-363.
- [19] Jespersen, D., Pulliam, T., and Burning, P., 1997, "Recent Enhancements to OVERFLOW," *AIAA Paper 97-0644*.
- [20] McGhee, R.J., and Beasley, W.D., Somers, D.M., 1977, "Low-Speed Aerodynamic Characteristics of a 13-Percent-Thick Airfoil Section Designed for General Aviation Applications," *NASA TM X-72697*.
- [21] Kim, Y., and Kwon, J.H., 2000, "KGRID: An Interactive 3D Grid Generator with GUI," *4th ACFD Conf. Proc.*
- [22] Steinbach, D., and Jacob, K., 1991, "Some Aerodynamic Aspects of Wings near Ground," *Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci.* Vol.34, No.104, pp.56-70.
- [23] Lockheed Report 16906, 1964, *Wind-Tunnel Investigation of Single and Tandem Low-Aspect-Ratio Wings in Ground Effect*, Lockheed California Com.
- [24] Jacob, K., 1984, "Computation of the Flow Around Wings with Rear Separation," *J. of Aircraft*, Vol.21, No.2, pp.97-98.