한국해양공학회지 제21권 제3호, pp 16-25, 2007년 6월(ISSN 1225-0767)

2차원 지면효과에 대한 수치해석 기법 비교 연구

김윤식* · 신명수* · 조용진*
*한국해양연구원 해양시스템안전연구소 해양운송안전연구본부

Comparative Study on Numerical Analysis Methods on the 2D Ground Effect

YOON-SIK KIM*, MYUNG-SOO SHIN* AND YONG-JIN CHO*
Marine Transportation and Safety Research Department, MOERI/KORDI, Daejeon, Korea

KEY WORDS: Ground effect 지면효과, Turbulent flow simulations 난류 유동장 모사, Potential analysis 포텐셜 해석, Longitudinal static stability 종방향 정적 안정성, NACA 4412 airfoil NACA 4412 날개단면, Aerodynamic center 공력중심

ABSTRACT: *A comparative study on the turbulent flow simulation and the potential flow analysis has been performed. A low Mach number preconditioned Navier-Stokes solver, using the multi-block grid method and a panel method based on the velocity potential, have been developed and validated by comparison to the experimental data. The present numerical analysis methods are applied to the ground effect problem around the NACA 4412 airfoil. It has been confirmed that the potential flow analysis on the ground effect, using the image method, is consistent, to some degree, with the viscous calculations for high Reynolds number flows.*

1. 서 론

지면효과는 날개가 지면(또는 수면)에 접근함에 따라 양력이 증가하고 저항이 감소하여 양항비(Lift-to-drag ratio)가 증가하는 현상을 이른다. 이러한 고 양항비를 이용한 위그선에 대한 연구가 최근 활발히 진행되고 있다(신명수 등, 2006).

지면효과 영역 내에서 순항하는 위그선(Wing-in-ground effect craft)의 경우 순항 고도 내에서 정적 안정성 확보가 필수적이다(Delhaye, 1997; Fach et al., 2004; Maskalik et al., 2000). 위그선에 대한 종방향 정적 안정성(Longitudinal static stability)에 대한 해석은 무게중심의 위치, 주익에 작용하는 양력 및 모멘트의 변화 특성, 미익의 크기 및 위치 등에 큰 영향을 받으므로(Delhaye, 1997; Maskalik et al., 2000) 본 연구에서 수행하고자하는 2차원 날개단면(Airfoil) 주위 유동장 해석만으로 정적 안정성을 논하기에는 무리가 따른다. 그러나 일반적으로 위그선은 정적 안정성 확보를 위하여 미익을 지면효과 영역밖에 배치함으로써 고도변화에 의한 공력변화는 주익에만 큰 영향을 미치게 된다(Maskalik et al., 2000). 그리고 주익의 끝단에 부착하는 끝단판(End plates)에 의해 비교적 작은 가로세로비(Aspect ratio)의 날개임에도 불구하고 3차원적 특성이 상당히 줄어드는 특징이 있다(Shin et al., 1999). 이로 인해 위그선 전체의 고도에 대한 정적 안정성 특성은 주익의 날개단면의 특성에 가장 큰 영향을 받는다.

지면효과로 인한 공력특성의 변화는 실험적 방법(라승호 등, 2000; 조정현과 김윤제, 2001; Barber, 2006; Bagley, 1960; Carter, 1961; Fink and Lastinger, 1961; Hayashi and Endo, 1978; Kumar, 1968; Shin, 2000; Steinbach and Jacob, 1991)과 수치적 방법(전호환 등, 2002; 조창열과 김양준, 2004; Barber, 2006; Shin et al., 1999)으로 수행되어 왔다. 지면효과에 대한 초기선행연구들은 지면효과로 인한 성능(Performance) 향상(양력, 양항비 증가 등)을 중심으로 수행되었으나 최근 지면효과로 인한 안정성 특성에 대한 연구와 날개단면의 형상에 따른 영향에 대한 연구가 수행되고 있다(이주희 등, 2006; 전호환 등, 1999; 조창열과 김양준, 2004; Fach et al., 2004; Shin et al., 1999).

지면효과에 대한 수치해석은 점성을 고려한 난류 유동장 해석기법(Barber, 2006; Hirata and Kodama, 1995; Shin et al., 1999)과 속도 포텐셜(Velocity potential)을 기저로 한 패널법(박일룡과 전호환, 1998; Katz and Plotkin, 1991) 등을 들 수 있다. 컴퓨터 성능 및 계산기법의 발달로 점성해석 기법이 설계 및 성능평가를 위하여 광범위하게 활용되고 있으나 격자생성 및 계산시간 등의 제약으로 인해 그 활용이 제한적이다. 특히, 위그선의 정적 안정성 향상을 위한 날개단면의 특성해석을 위해서는 빠른 시간 내에 계산이 가능한 포텐셜 해석 기법의 장점을 활용하여 지면효과 공력해석에 적용이 가능한 지에 대한 평가가 선행되어야 한다.

본 연구에서는 2차원 지면효과에 대한 수치해석 기법에 대한 비교 연구를 수행하였다. 일반적인 위그선의 순항속도(0.1≤ Mach 수≤0.4)는 비교적 압축성 특성이 약한 영역에 속한다. 따라서 본 연구에서는 저 Mach수~고 Reynolds수 영역의 난류 유동장 해석과 속도 포텐셜을 기저로 한 패널법을 이용한 해석

교신저자 김윤식: 대전광역시 유성구 장동 171번지
042-868-7894 yoonsik@moeri.re.kr

결과를 비교 연구함으로써 패널법을 이용한 지면효과 해석결과의 유용성을 평가하였다.

2. 점성 수치해석 기법

2.1 지배방정식 및 예조건화 기법

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

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

여기서,

$$q=[p,u_1,u_2,T]^T \tag{2a}$$

$$f_i=[\rho u_i,\rho u_1u_i+\delta_{i1}p,\rho u_2u_i+\delta_{i2}p,\rho u_iH]^T \tag{2b}$$

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

식 (2)의 q는 압력, 속도, 온도로 이루어진 원시변수 벡터를, f_i와 f_{vi}는 각각 비점성, 점성 수치 유속(Flux)을 의미한다. 이 때, 이상기체에서 총엔탈피 및 총에너지는 $H=E+p/\rho$의 관계가 있다. Γ는 예조건화 행렬(Preconditioning matrix)(Weiss and Smith, 1995)로 식 (3)과 같다.

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

여기서,

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

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

식 (4)에서 c는 음속을 의미하고, 식 (5)의 U_r은 기준속도(Reference velocity)로서 국소 예조건화(Local preconditioning) 기법 적용 시 정체점(Stagnation point)에서 일어날 수 있는 불안정성을 제거하기 위한 제한자(Limiter) 역할을 한다. K는 global cut-off를 위한 값으로 0.5로 고정된 임의의 상수이다(Venkateswaran and Merkle, 2003). KU_{cut}은 무딘 물체(Blunt body) 유동과 같은 국소적으로 아음속 영역을 포함하는 초음속 유동 해석 시 기준 속도를 최적화하는 항이다. U_{cut}=min (U_∞, c_∞)이고, p_l과 p_r이 각각 격자 경계면의 왼쪽 오른쪽 계이지 압력을 나타낼 때 $p'=(p_l+p_r)/2$의 관계가 있다. KU_{cut}과 p'은 Weiss and Smith(1995)가 제안한 기준 속도에서 사용한 항을 수정 사용하였다(Park et al., 2006).

2.2 난류 모델링

$k-w$ 난류 방정식은 다음과 같다.

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

여기서,

$$q_T=[\rho k,\ \rho w]^T,\ f_{Ti}=[\rho u_i k,\ \rho u_i w]^T,$$
$$f_{Tvi}=\left[(\mu_l+\sigma_k\mu_t)\frac{\partial k}{\partial x_i},(\mu_l+\sigma_\omega\mu_t)\frac{\partial\omega}{\partial x_i}\right]^T \tag{7}$$

식 (6)에서 원천항 S는 k와 w의 생성율(P)과 소멸율(D)의 합으로 구성되어 있다. 식 (7)에서 μ_l과 μ_t는 각각 층류 및 난류 점성 계수이며 층류 점성 계수는 Sutherland 법칙에 의해 결정되고 난류 점성 계수 $\mu_t=\rho\alpha_v c_\mu^o(k/w)$로 결정된다(Wilcox, 1988). 본 연구에서는 $k-w$ Wilcox-Durbin+ (WD+) 난류 모델(Thivet, 2002)을 적용하였고 관련된 모든 상수는 Park and Kwon(2004)을 참고하였다.

2.3 공간이산화 기법

격자중심 유한 체적법을 사용하여 지배방정식을 이산화 하였으며, Roe(1981)의 FDS 기법(Flux difference splitting scheme)을 적용하였다. 이때, 격자 경계면에서의 수치 유속은 식 (8)과 같다.

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

여기서,

$$A_\Gamma=\Gamma^{-1}AM,\ |A_\Gamma|=X|\Lambda_\Gamma|X^{-1} \tag{9}$$

$$\Lambda_\Gamma=diagonal(U,\ U,\ U'+c',\ U'-c') \tag{10}$$

예조건화된 지배방정식은 예조건화 행렬에 의해 고유치가 보정되므로 식 (8)과 같이 인공점성 항에 예조건화 효과를 반영해야 저속에서 해의 정확도를 보장할 수 있다(Weiss and Smith, 1995). 또한, 보다 정확한 해를 얻기 위하여 3차 정확도의 MUSCL(Monotone upstream-centered schemes for conservation laws)기법이 적용되었으며, 유동 변수로서 비보존 변수를 보정한 후 보존 변수를 계산하였다.

2.4 시간적분기법

본 연구에서 적용한 시간적분 기법은 DADI(Diagonalized alternate directional implicit)기법(Jespersen et al, 1997; Pulliam

and Chaussee, 1981)을 적용하였다. 공간차분된 준이산화 방정식을 내재적 기법에 의해 정리하면 다음과 같다.

$$\left[I+\Delta t\frac{\partial R}{\partial Q}\right]\Delta Q=-\Delta t\Gamma^{-1}R \tag{11}$$

ADI 기법을 이용하여 잔류치(Residual, R)를 시간에 대하여 선형화하고 계산영역에 따른 일반좌표계에서 근사 인자화하면 다음과 같이 표현된다.

$$[I+\Delta tA_{\Gamma\xi}][I+\Delta tA_{\Gamma\eta}]\Delta Q=-\Delta t\Gamma^{-1}R \tag{12}$$

여기서, $A_{\Gamma\xi}$, $A_{\Gamma\xi}$는 일반좌표계 ξ, η 각 방향의 유속 Jacobian 행렬을 의미한다. 식 (12)의 좌변 오대각 행렬을 수렴된 수치해의 정확도를 해치지 않는 범위 내에서 삼대각(Tri-diagonal) 행렬로 근사하여 표현하면 다음과 같이 정리된다.

$$T_\xi \cdot T_\eta \cdot \Delta Q = -\Delta t\Gamma^{-1}R \tag{13}$$

여기서,

$$T_\xi = X_{\Gamma\xi}\left[I+\Delta t\left\{\nabla^-\Lambda^+_{\Gamma\xi}+\nabla^+\Lambda^-_{\Gamma\xi}-\overline{\delta^2_\xi}r(A_{v\xi})\right\}\right]X^{-1}_{\Gamma\xi} \tag{14a}$$

$$T_\eta = X_{\Gamma\eta}\left[I+\Delta t\left\{\nabla^-\Lambda^+_{\Gamma\eta}+\nabla^+\Lambda^-_{\Gamma\eta}-\overline{\delta^2_\eta}r(A_{v\eta})\right\}\right]X^{-1}_{\Gamma\eta} \tag{14b}$$

$$\Lambda^\pm_{\Gamma\xi} = (\Lambda_{\Gamma\xi} \pm |\Lambda_{\Gamma\xi}|)/2 \tag{14c}$$

식 (14)에서 ∇^+, ∇^-는 각각 전방 및 후방 차분을, $X_{\Gamma\xi}$는 ξ 방향에서 유속 Jacobian 행렬($A_{\Gamma\xi}$)의 고유벡터행렬을 의미하고, $\overline{\delta^2_i}r(A_{vi})$는 점성 유속을 위한 중앙 차분항을 의미한다. 수렴 가속을 위하여 국소시간전진 기법을 사용하였으며, 예조건화 행렬에 의해 보정된 고유치와 난류 방정식에 사용된 근사 최대고유치를 고려하였다(Park et al., 2006).

3. 포텐셜 해석 기법

3.1 문제의 정식화

섭동속도 $\vec{v}$는 이상유동장에서 정의되는 섭동속도 포텐셜 ϕ를 사용하여 $\vec{v}=\nabla\phi$로 표현 될 수 있으며 전 유체 영역에서 질량 보존의 법칙이 성립하여야 하므로 지배방정식으로 Laplace 방정식을 얻는다. 즉,

$$\nabla^2\phi = 0 \tag{15}$$

식 (15)에 다음과 같은 경계 조건을 부과함으로써 2차원 날개 주위의 유동은 유일하게 정의된다.

1) 무한 원방에서의 교란속도 정지조건

$$\nabla\Phi \rightarrow \overrightarrow{U_\infty} \tag{16}$$

2) 날개 표면에서의 운동학적 경계조건

$$\frac{\partial\phi}{\partial n} = -\hat{n}\cdot\overrightarrow{U_\infty} \tag{17}$$

3) 날개 뒷날에서의 Kutta 조건

$$|\overrightarrow{V_{T.E}}| < \infty \tag{18}$$

3.2 포텐셜을 기저로 한 적분방정식

Green정리로부터 유체영역 V에서 앞의 경계조건을 만족하는 유체속도 포텐셜을 다음과 같은 적분방정식으로 표현할 수 있다.

$$\phi_p = \iint_{S_E}\left[-\phi_q\frac{\partial G}{\partial n_q}+\frac{\partial\phi_q}{\partial n_q}G\right]dS+\iint_{S_W}\left[-\Delta\phi_{qT.E}\frac{\partial G}{\partial n_q}\right]dS \tag{19}$$

여기서, $G=\frac{1}{2\pi}lnR(p;q)$ 이다.

4. 수치해석 코드 검증

본 연구에서 사용한 점성 수치해석 코드 및 패널법을 이용한 수치해석 코드의 검증을 위해 실험조건에 맞추어 계산을 수행 후 비교 검증 하였다. 먼저 지면효과가 없는 경우에 대해 GA(W)-2 날개단면(두께비=13%) 주위의 유동장에 대한 계산을 수행하였다. 다음으로 지면효과가 있는 RAE 101 날개단면(두께비=10%, 대칭형)에 대한 계산결과와 실험결과를 비교하였다. 그리고 NACA 4412 날개단면에 대한 지면효과 실험결과와 계산결과를 비교함으로써 본 연구에 사용된 수치해석 코드를 검증하였다.

4.1 지면효과가 없는 GA(W)-2 날개단면

지면효과가 없는 GA(W)-2 날개단면의 실험조건(McGhee et al, 1977)에 대한 점성 해석을 위한 격자계를 Fig. 1에 나타내었다. 점성 계산을 위한 격자계는 417×97+81×41개의 다중블록(Multi-block) C-형 격자계를 사용하였으며, 날개 표면에는 257개의 격자점을 분포시키고, 첫 번째 격자의 크기는 1.0×10^{-5}를, 원방경계는 코드길이의 45배를 사용하였다.

계산조건은 M=0.15, Re=4.3×10^6을 수행하여 표면압력 분포를 비교하였고, M=0.15, Re=9.4×10^6에 대한 계산을 수행하여 공력계수를 비교하였다. Prandtl-Glauert의 압축성 효과 보정식(Katz and Plotkin, 1991)에 의하면 M=0.15일 때 비압축성 계산결과와 압축성 계산결과는 약 1%의 차이가 남으로 본 연구에 사용된 압축성 코드와 패널코드의 계산결과를 보정 없이 비교하는 것은 큰 문제가 없는 것으로 판단된다. 패널법 해석을 위해서 날개표면 패널은 점성해석에 사용된 것과 동일한 것을 사용하였다.

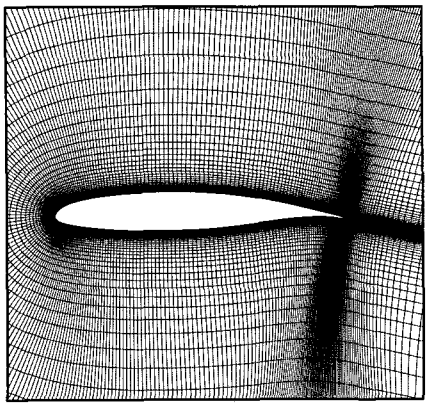

Fig. 1 Grid system around GA(W)-2 airfoil

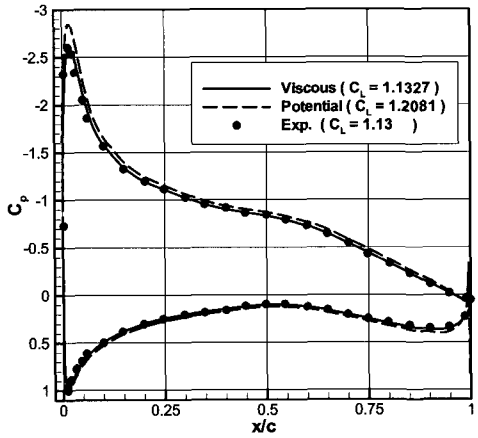

Fig. 2(a) Surface pressure distributions
(α = 6°, M = 0.15, Re = 4.3×10^6)

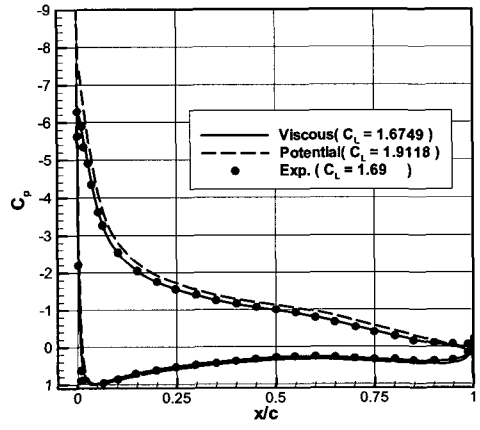

Fig. 2(b) Surface pressure distributions
(α = 12°, M = 0.15, Re = 4.3×10^6)

Fig. 2는 받음각 6°와 12°에서 각각 표면 압력계수의 분포를 실험치와 함께 도시한 것이다. 본 연구에서 수행된 점성 수치해석 결과는 실험치와 매우 잘 일치하는 것을 확인 할 수 있다.

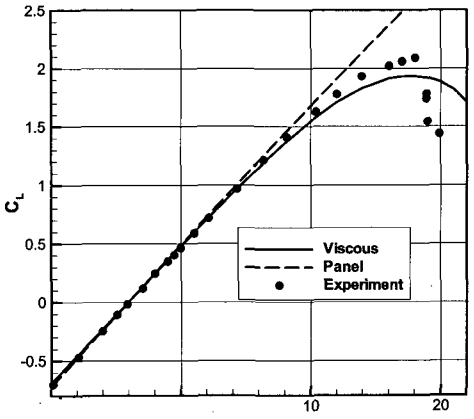

Fig. 3 Lift coefficient vs. α
(M = 0.15, Re = 9.4×10^6)

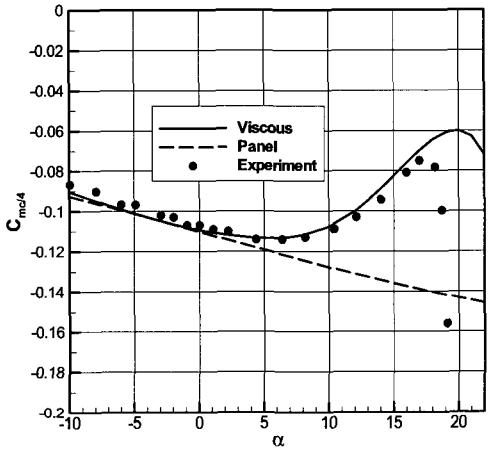

Fig. 4 Quarter-chord moment vs. α
(M = 0.15, Re = 9.4×10^6)

받음각에 따른 양력계수와 c/4지점에서의 모멘트계수 값을 Fig. 3과 4에 각각 나타내었다. 양력계수와 모멘트계수에 대한 점성 계산결과는 받음각 10°이하에서는 실험치와 매우 잘 일치하는 것을 확인 할 수 있다. 그러나 실속(Stall)이 일어나는 부분에서는 실험치와 다소 차이를 나타내고 있다. 실험치는 약 19°에서 앞날실속경향(Leading edge stall) (Gault, 1957)을 나타내고 있으나 점성 계산에서는 뒷날실속(Gault, 1957)으로 모사하고 있는 것을 확인 할 수 있다. 이는 난류 유동장 해석 시 천이(Transition)현상을 포함하지 않고 전체 영역을 Fully-turbulent mode로 해석함으로써 앞날 주위의 층류(Laminar) 유동 부분을 모사하지 못하기 때문인 것으로 생각된다. 패널 계산 결과는 받음각 5°이하에서는 양력계수와 모멘트계수에 대해서 잘 일치하는 결과를 보여주고 있으나 5°이상의 받음각에서 큰 차이를 보여주고 있음을 확인할 수 있다. 점성으로 인한 비선형적인 거동을 보이는 부분에서는 모멘트 계산에서 차이가 많이 날 수 있고, 특히 모멘트의 기울기 예측에서 큰 차이가 날 수 있음을 확인 할 수 있다.

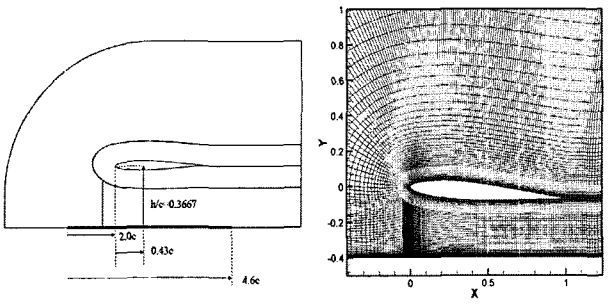

Fig. 5 Multi-block grid system around RAE 101 airfoil with the ground

4.2 지면효과를 받는 RAE 101 날개단면

2차원 지면효과를 받는 경우에 대한 수치해석 코드 검증을 위해 RAE 101 날개단면에 대한 실험조건(Bagley, 1960)에 맞추어 점성 및 포텐셜 해석을 수행하였다. RAE 101 날개단면에 대한 지면효과 실험은 고정지면판(Fixed ground board)을 사용하여 수행되었으며 지면판의 길이는 코드길이의 4.6배로서 날개의 앞날에서 상류(Up-stream)방향으로 2배 떨어진 위치에서 시작하도록 설치되었다. 수치해석에서 지면판의 경계조건은 점착조건(No-slip condition)을 적용하였으며, 지면판 상류와 하류는 모두 대칭조건(Symmetric condition)을 적용하였다. 유동해석 조건은 실험이 수행된 조건과 동일하게 M=0.091, Re=1.6×10^{6}을 적용하였다.

점성 수치해석에 사용된 격자계는 C-형 다중블록(3개 블록) 격자계를 사용하였고, 약 55,000개의 격자점으로 구성되어 있다. Fig. 5는 점성 수치해석에 사용된 격자계를 나타낸다. 실험조건(Bagley, 1960)에서는 코드의 43%위치를 기준으로 고도를 결정하였다. 따라서 본 절에서는 실험조건과 동일하게 코드길이의 43%를 기준으로 고도를 설정하였다.

패널법을 이용한 해석에 사용된 날개표면 패널은 점성해석에서 사용된 것과 동일하며 지면효과는 경상법(Image method)을 이용하였다.

Fig. 6은 $h(x$=0.43c)/c=0.3667일 때 받음각 변화에 따른 표면압력분포를 나타낸 것이다. Fig. 6(a)는 받음각이 작은 경우 Venturi 효과에 의해 최대두께 위치(코드의 30%) 이후에서 아랫면의 압력이 윗면의 압력보다 낮은 결과를 확인할 수 있다. Fig. 6(a)에 나타낸 바와 같이 α=0.20°일 때 점성계산 결과는 실험결과와 매우 잘 일치함을 확인 할 수 있으며, 패널계산 결과는 약간의 차이를 확인 할 수 있다. α=5.87°의 경우(Fig. 6(b))와 α=8.63°의 경우(Fig. 6(c))에는 두 수치기법의 계산결과가 실험치와 매우 잘 일치하는 결과를 보이고 있다.

4.3 지면효과를 받는 NACA 4412 날개단면

NACA 4412 날개단면에 대한 지면효과 풍동시험 결과(Hayashi and Endo, 1978)와 비교를 위해 두 수치기법을 적용하여 수치해석을 수행하였다. 본 절에서 비교대상으로 한 실험은 고정지면판을 이용하여 수행되었으며, 지면판의 길이는 코드길이의 5배이다. 지면판의 위치는 날개단면의 앞전에서 상류 방

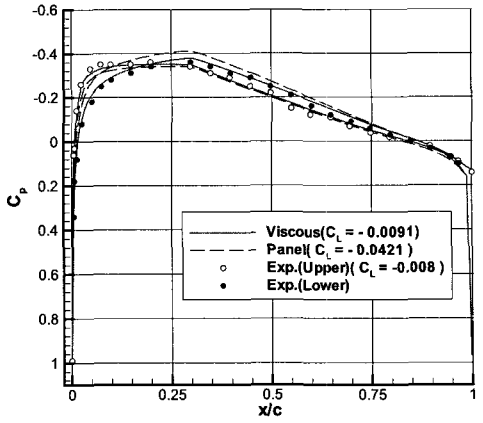

Fig. 6(a) Surface pressure distributions of RAE 101 airfoil(α = 0.20°, $h(x$ = 0.43 $c)/c$ = 0.3667)

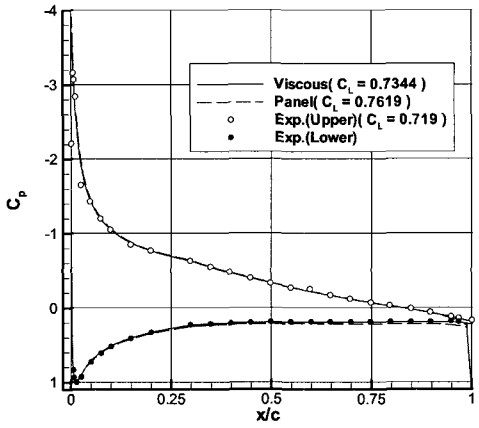

Fig. 6(b) Surface pressure distributions of RAE 101 airfoil(α = 5.87°, $h(x$ = 0.43 $c)/c$ = 0.3667)

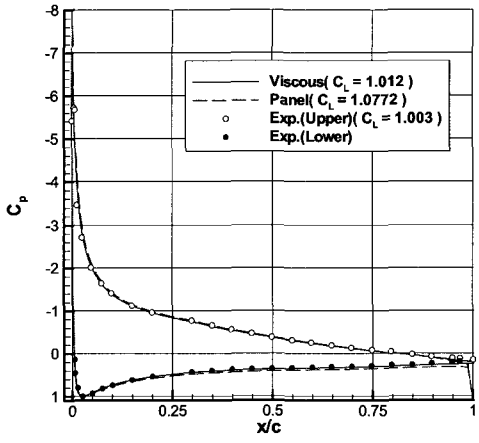

Fig. 6(c) Surface pressure distributions of RAE 101 airfoil(α = 8.63°, $h(x$ = 0.43 $c)/c$ = 0.3667)

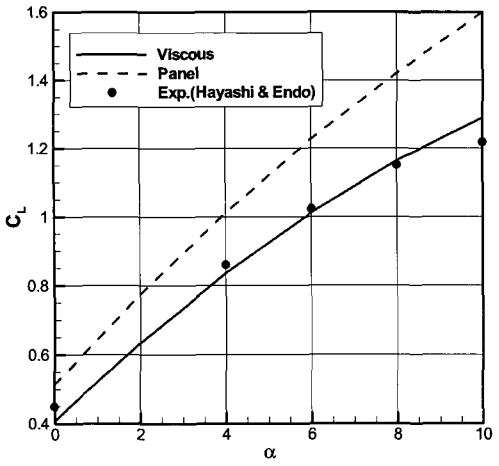

Fig. 7 Lift coefficient of NACA 4412 airfoil with the ground effect($h(x = 0.5\ c)/c = 0.4$)

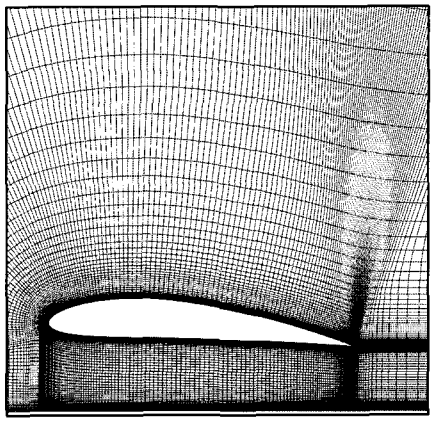

Fig. 8 Grid system around NACA 4412 airfoil with the ground

향으로 코드길이의 1.5배에서 시작된다. 점성 수치해석에 적용된 경계조건은 지면판이 있는 위치에는 점착조건을 적용하고, 지면판이 없는 지역에는 대칭조건을 적용하였다.

실험과 점성 수치해석이 수행된 유동조건은 M=0.0588, Re=3.2×10^{5}으로써 비교적 낮은 Reynolds수 영역에서 수행되었다. Hayashi and Endo(1978)는 지면효과 실험 시 고도의 기준점을 코드의 50%지점을 사용하였고, 고도($h(x$=0.5$c)/c$)는 0.4에 대해서만 실험이 수행되었다.

Fig. 7에는 두 수치기법을 적용한 계산결과와 실험치를 함께 나타내었다. 점성 해석 기법을 적용한 경우 실험치와 비교적 잘 일치하는 결과를 보여주고 있다. 그러나 패널법을 이용한 계산결과에서는 실험치와 점성해석결과에 비해 큰 양력계수를 예측함을 확인할 수 있다. 이것은 실험이 수행된 Reynolds수가 비교적 낮은 영역에서 수행되었기 때문으로 생각된다.

5. 지면효과 수치해석

5.1 격자계와 해석조건

일반적으로 지면효과 해석에 많이 사용되는 NACA 4412 날개단면(전호환 등, 2002; Barber, 2006)에 대하여 점성해석과 패널법을 이용한 해석을 수행하였다. 기존에 개발되어진 위그선들의 특징은 비교적 가로세로비가 작은(3 이하) 주익을 사용하고 있음으로 인해 코드길이가 상대적으로 큰 특징이 있고 순항고도가 수면 위 10m이하의 낮은 고도인 점을 고려하면 매우 큰 Reynolds수의 조건으로 판단된다. 따라서 본 연구에서는 Hayashi and Endo(1978)가 수행한 풍동시험에 비해 큰 Reynolds 수를 적용하였다.

계산을 수행한 고도와 받음각은 다음과 같다. 사용된 고도의 기준점은 날개단면의 뒷날을 기준으로 하였다(Maskalik et al., 2000).

- 고도(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, ∞.
- 받음각(α) = 0° ~ 16°, $\Delta\alpha$= 2°.

점성 유동 해석 조건은 M=0.1, Re=8.2×10^{6}을 사용하였다. 경계조건은 날개표면은 점착조건을 적용하였다. 지면에서는 이동지면(Moving ground) 조건을 적용하였으며 지면의 속도는 자유류의 속도와 동일하게(Uground = U∞)하였다. 격자계는 Fig. 8에 나타낸 것과 같이 C-형 다중블록 격자계를 사용하였다. 전체 격자계는 337×41(날개 블록)+163×65(날개－지면 블록)+239×45(날개－원방경계 블록) ≈ 35,000개의 격자점으로 구성되어있고, 날개 표면에는 257개의 격자점을 분포시켰다. 고도가 변하는 경우에도 날개 블록의 격자계는 변화 없이 유지시킴으로써 날개표면 주위의 격자계 변화로 인한 공력특성의 변화를 최소화하였다. 날개 표면과 지면의 첫 번째 격자는 1.×10-^{5}의 크기를 갖도록 하였고, 날개－지면 블록의 격자계는 고도가 매우 낮거나 높은 경우($h/c \le 0.15$ 또는 $h/c \ge 0.50$) 고도방향의 격자점수를 조절하여 격자점의 밀도를 유지하였다. 원방경계는 코드길이의 15배를 적용하였다.

다중블록 격자를 이용하여 지면효과에 대한 계산을 수행하는 경우 고도와 받음각이 변함에 따라 격자계를 다시 생성해야 하는 문제가 있다. 본 연구에서 사용된 격자계는 KGRID(Kim and Kwon, 2000)를 이용하여 생성하였으며, 격자계의 반복적인 생성을 위해 Script 파일을 이용함으로써 격자계 생성에 소요되는 시간을 절감하였다.

포텐셜 해석을 위한 패널은 점성 해석에 사용된 것과 동일한 것을 사용하였으며, 지면효과는 경상법을 사용하였다.

5.2 수치해석 결과 및 해석

5.2.1 양력계수와 압력분포

Fig. 9는 받음각 변화에 따른 양력계수를 나타낸 것이다. Fig. 9의 점성계산 결과에서 확인되는 바와 같이 지면효과가 없는 경우 양력 계수는 약 10°까지 선형적인 경향을 보이며 10°이상의 받음각에서는 비선형적인 경향을 볼 수 있다. 그러나 고도가 낮아질수록 양력계수는 받음각에 대해서 비선형적인 경향이 커지고 h/c=0.05에서는 선형적인 구간을 찾아 볼 수 없는 결과를 보여준다. 이러한 경향은 포텐셜 계산 결과에서도 동일하게 나타

나고 점성계산에 비해 큰 양력계수를 예측하는 점을 제외하면 유사한 경향을 확인 할 수 있다.

고도 변화에 따른 양력의 변화를 Fig. 10에 나타내었다. 받음각이 큰 경우(점성계산의 경우 8°이상)에서는 지면효과에 의해 양력이 감소하고, 매우 낮은 고도에서 양력이 회복되는 경향을 보인다. 이러한 경향은 포텐셜 계산 결과에서 더 낮은 받음각(4° 이상)에서 나타나는 결과를 확인할 수 있다. 이러한 현상은 DLR(German Aerospace Center)에서 수행된 Clark-Y 날개단면에 대한 연구에서도 확인된 바 있다(Steinbach and Jacob, 1991). 이와 같은 현상의 원인은 Fig. 11의 고도에 따른 표면압력 분포 변화를 통해 확인 할 수 있다. 받음각이 작은 경우(Fig 11(a)) 지면효과로 인한 상면(Upper surface)의 "Suction loss"보다 하면의 "Pressure gain"의 양이 더 큰 값을 갖는다. 그러나 받음각이 큰 경우(Fig. 11(b)) 상면의 Suction loss가 하면의 Pressure gain 보다 큰 값을 갖다가 매우 낮은 고도에서 하면의 압력 증가로 인하여 양력이 회복되는 결과를 보여준다. 수치기법에 따른 결과를 비교하면 패널법을 이용한 계산결과는 점성해석에 비해 큰 압력 분포를 예측하지만 전체적인 분포 양상은 거의 유사한 결과를 나타낸다.

5.2.2 양항비

2차원 해석의 경우 유기저항(Induced drag)을 고려할 수 없으나 점성계산 결과에서 얻어진 압력과 표면마찰에 의한 저항만을 고려하여 양항비 변화를 나타내면 Fig. 12와 같다. 무한경계조건에서는 양력 증가와 함께 항력이 꾸준히 증가하는 양상을 보인다. 그러나 지면효과가 있는 경우는 양력계수가 1.4정도까지 증가해도 항력계수는 크게 증가하지 않는 결과를 보인다. 최대 양항비 조건은 무한경계의 경우 받음각 3° 부근($C_L \simeq 0.7$)에서 나타나고, 지면효과가 있는 경우 받음각 4°($C_L \simeq 1.0$) 부근에서 양항비가 최대가 됨을 확인할 수 있다. 최대 양항비 조건이 변화하는 현상은 추후 3차원 지면효과 연구를 통해 추가적으로 확인되어져야 할 것으로 생각된다.

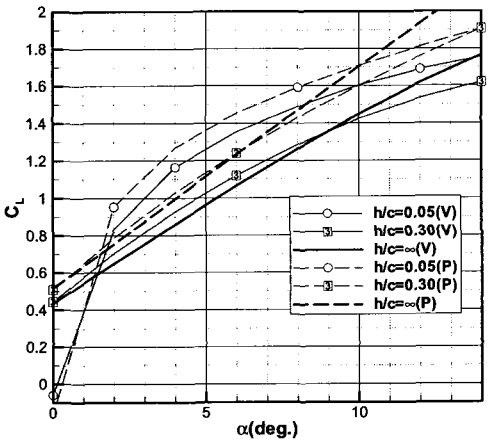

Fig. 9 Lift coefficient vs. angle of attack
((V): viscous, (P): panel)

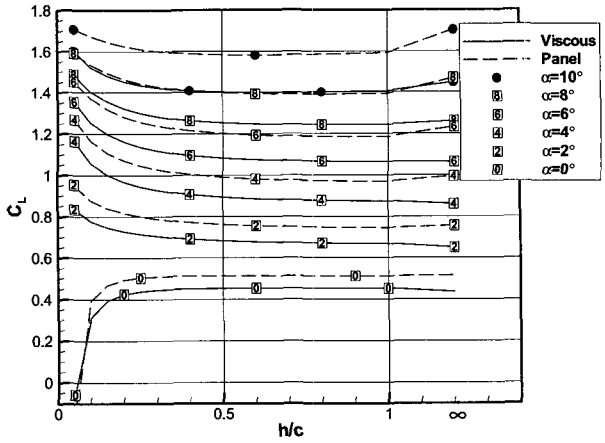

Fig. 10 Lift coefficient vs. height

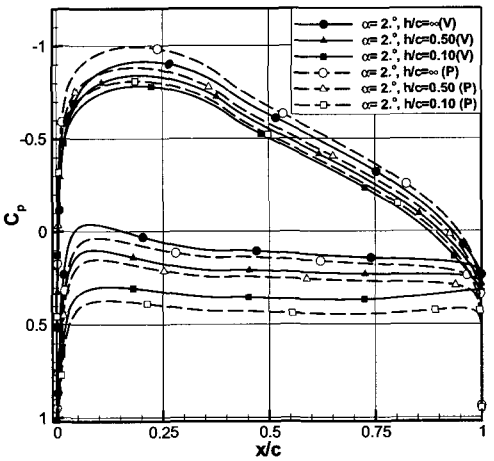

Fig. 11(a) Surface pressure distributions(α = 2°)
((V): viscous, (P): panel)

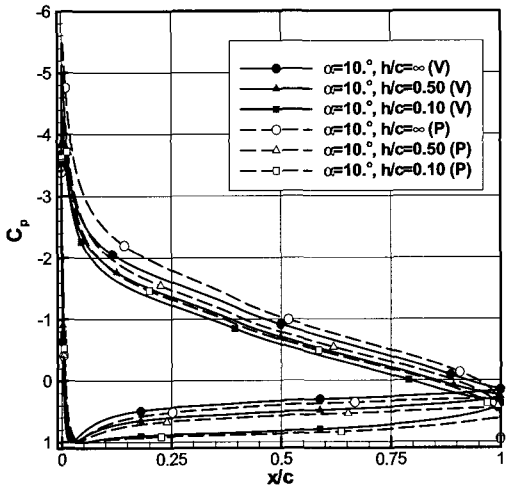

Fig. 11(b) Surface pressure distributions(α=10°)
((V): viscous, (P): panel)

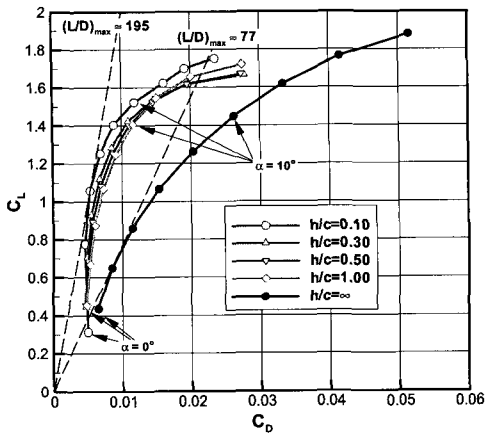

Fig. 12 Drag polars for each height

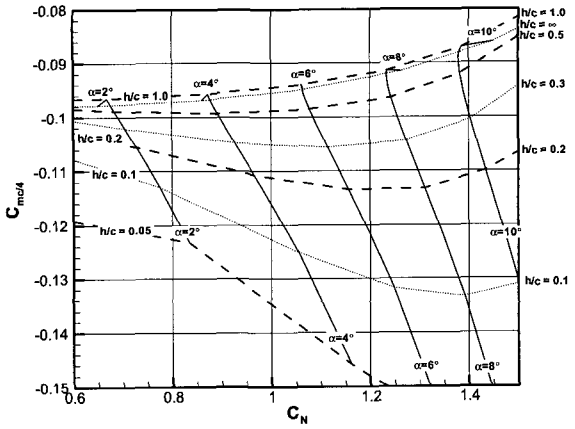

Fig. 13 Quarter-chord moment vs. normal force coefficient(viscous calculations)

5.2.3 공력중심

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(Delhaye, 1997; Maskalik et al., 2000). 꼬리날개가 있는 경우 Ac는 위그선 전체의 pitch에 대한 중립점(Neutral point in pitch)으로 대체되나 주익의 Ac의 거동과 밀접한 관련을 가진다(Perkins and Hage, 1949). 주익의 Hc는 비교적 큰 영향을 받지 않는다. Irodov의 정적 안정성 판별식에 의하면 Hc는 중립점보다 전방에 위치해야만 고도변화에 대해 정적 안정조건을 만족한다(Delhaye, 1997). 본 연구에서는 NACA 4412 날개단면의 Ac와 Hc의 거동을 고찰하였다. 추후 3차원 날개에 대한 평균 공력중심(Mean aerodynamic center)과 2차원 결과의 상관관계(Correlation)에 대한 연구(Yates, 1952)가 필요할 것으로 생각된다.

공력중심의 위치는 모멘트의 변화가 없는 지점을 의미한다. 일반적으로 공력중심은 코드라인(Chord line)상에 존재하지 않고 두께 방향(y/c)의 값도 가지며 유동조건(Mach 수, Reynolds 수)에 따라 그 값이 달라진다(Abbott and von Doenhoff, 1959; Barlow et al., 1999). 그러나 두께 방향의 값은 종방향 정적 안정성 해석에서 큰 기여를 하지 않으므로 본 연구에서는 두께방향의 값을 무시하고 코드라인 상에 존재하는 것으로 가정하였다(Barlow et al., 1999). 따라서 받음각과 고도에 대한 공력중심은 다음과 같이 표현된다.

$$Ac:\ \partial C_m/\partial\alpha = 0 \text{ 를 만족하는 } x/c \tag{20}$$

$$Hc:\ \partial C_m/\partial h = 0 \text{ 를 만족하는 } x/c \tag{21}$$

식 (20)과 (21)에서 모멘트 계수(C_m)는 수직력(Normal force) 계수(C_N)를 이용하여 표현될 수 있으며 다음과 같이 정리된다(Barlow et al., 1999).

$$Ac = 0.25 - \left(\frac{\partial C_{mc/4}/\partial\alpha}{\partial C_N/\partial\alpha} \right) \tag{22}$$

$$Hc = 0.25 - \left(\frac{\partial C_{mc/4}/\partial h}{\partial C_N/\partial h} \right) \tag{23}$$

$$C_N = C_L\cos\alpha + C_D\sin\alpha \tag{24}$$

본 연구에서는 Ac와 Hc를 구하기 위해 식 (22)~(24)를 적용하여 유한차분법(중앙차분)을 이용하여 구하였다.

Fig. 13은 고도와 받음각 변화에 따른 $c/4$에서의 모멘트계수와 수직력 계수를 나타낸 것이다. Fig. 13에서 고도가 일정한 선(점선)을 따라 그 기울기를 구하면 받음각에 대한 공력중심(Ac)을 구할 수 있고, 받음각이 일정한 선(실선)을 따라 그 기울기를 구하면 고도에 대한 공력중심(Hc)을 구할 수 있다. 즉, 고도와 받음각 변화에 따른 기울기를 이용하여 두 공력 중심의 위치를 구하게 된다. Fig. 13에서 받음각이 일정한 선들(실선)은 h/c=∞에서 고도가 줄어듦에 따라 그 기울기의 부호가 바뀌는 지역이 존재하고($0.5 \le h/c \le 1$) 기울기가 ∞에 가까워지는 것을 확인할 수 있다. 이러한 지역주위에서 유한 차분법을 이용하여 공력 중심을 구하는 경우 공력중심의 위치가 불규칙한 값을 보이게 된다. 실제 제작된 위그선의 성능 곡선에도 이러한 지역이 포함되어 있으면 위그선의 Natural 정적 안정성을 확보할 수 없게 된다.

Fig. 14는 고도와 받음각변화에 따른 Ac의 변화를 나타낸 것이다. 점성계산 결과 무한경계조건에서 Ac는 코드의 23%~25%의 위치로 thin airfoil theory에 의한 값(25%)과 큰 차이를 보이지 않는다. 그러나 고도가 줄어들수록 Ac점은 후방으로 이동함을 확인할 수 있다. 고도변화에 의해 약 8%정도까지 후방으로 이동하는 결과를 나타내고 있다. 따라서 Ac의 거동은 고도가 줄어들수록 안정화 경향(Perkins and Hage, 1949)을 나타내며 이러한 결과는 3차원 날개에 대한 풍동시험 결과(Lockheed, 1964)에서도 유사한 경향을 확인할 수 있다. 포텐셜 계산 결과는 점성 계산 결과에 비해 Ac가 약 2% 정도 후방에 위치하는 것으로 예측하고 있으나 거의 유사한 경향을 나타내고 있다.

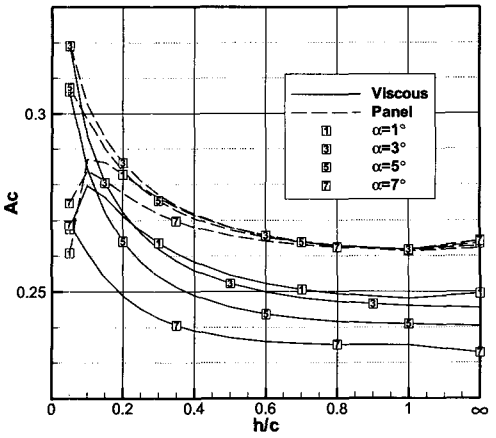

Fig. 14 Aerodynamic centers in angle of attack

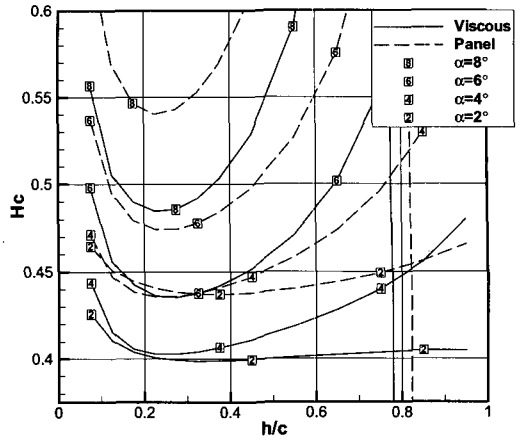

Fig. 15 Aerodynamic centers in height

Fig. 15은 고도와 받음각 변화에 따른 Hc의 변화를 나타낸 것이다. 받음각 8°일 때 고도(h/c)가 0.8주위에서 Hc값이 불규칙한 양상을 보임을 확인할 수 있으며 그 원인은 Fig. 13에 대하여 전술한 바와 같다. 점성 계산 결과에서 받음각 2°의 경우 Hc가 코드의 약 40% 주위의 일정한 값을 보인다. 그러나 받음각이 클수록 Hc값은 후방으로 이동하고 고도 변화에 따라 민감한 변화 양상을 보인다. 이러한 경향은 포텐셜 계산 결과에서도 유사하게 확인되나 그 위치는 점성 계산결과에 비해 약 3~5% 후방에 위치하는 것으로 나타난다. 전체적인 경향은 점성계산 결과와 포텐셜 계산 결과가 유사하며 단지 그 값의 차이만 확인할 수 있다. 두 계산 결과에서 확인되는 점은 받음각이 커질수록 Hc가 후방으로 이동함으로써 고도변화에 대한 정적 안정성 마진을 줄이는 경향을 나타낸다.

6. 결 론

본 연구에서는 포텐셜 해석 코드와 난류 유동장 해석 코드를 이용한 지면효과 수치해석을 수행하였으며 다음과 같은 결론을 도출하였다.

(1) 저 Mach수 예조건화된 Navier-Stokes 해석 코드는 지면효과가 있는 경우와 없는 경우 모두에 대해 실험치와 유사한 해를 제공해 준다.

(2) Reynolds 수가 큰 경우($Re \geq 106$)에는 속도 포텐셜을 기저로 한 패널법은 점성해석 코드와 유사한 결과를 보여주나, Reynolds수가 작은 경우 실험치 및 점성해석 결과와 비교적 큰 차이를 나타낸다.

(3) 고 Reynolds수의 지면효과 해석 시 포텐셜 해석 기법을 이용하여 압력계수 및 공력계수를 구하는 경우 점성 해석 기법에 비해 큰 값을 예측한다. 공력 중심은 약 2~5% 후방으로 예측한다.

(4) 두 해석기법을 통한 결과는 그 경향성에 있어서 거의 유사한 결과를 제공한다. 따라서 빠른 시간 내에 날개단면의 특성추정이 가능한 포텐셜 해석 기법의 장점을 활용하여 다양한 날개단면에 대하여 지면효과에 의한 공력특성 비교, 분석 및 최적화에 활용될 수 있을 것으로 생각된다. 그러나 3차원 지면효과에 대한 비교 연구는 추가적으로 수행되어 검증 보완되어야 할 것으로 생각된다.

후 기

본 논문은 산업자원부 민 · 군 겸용기술개발사업－"20인승급 소형 위그선 개발"과제의 지원으로 수행되었음을 밝히며 지원에 감사드립니다.

참 고 문 헌

라승호, 정진덕, 옥호남, 권기정, 조태환, 최인호 (2000). "WIG 공력특성에 대한 풍동시험", 한국항공우주학회지 제28권, 제2호, pp 1-9.

박일룡, 전호환 (1998). "3차원 표면효과익의 정상 및 비정상 성능해석", 대한조선학회논문집 제35권, 제3호, pp 14-25.

신명수, 김윤식, 이경중, 강국진, 박영하, 이영연 (2006). "소형 위그선 개념 설계", 대한조선학회논문집 제43권, 제1호, pp 134-146.

이주희, 김병삼, 박경우 (2006). "지면효과를 고려한 WIG선 익형의 공력특성 및 형상최적화", 대한기계학회논문집 B권, 제30권, 제11호, pp 1084-1092.

전호환, 장용훈, 신명수 (2002). "CFD에 의한 2차원 지면 효과익 주위의 난류유동계산", 대한조선학회논문집 제39권, 제3호, pp 28-40.

전호환, 장종희, 백광준 (1999). "해면효과익선의 종방향 안정성에 대한 연구", 대한조선학회논문집 제36권, 제3호, pp 60-70.

조정현, 김윤제 (2001). "지면효과를 받는 2차원 에어포일 주위 유동에 대한 연구", 한국항공우주학회지 제29권, 제5호, pp 17-24.

조창열, 김양준 (2004). "지면효과익기 날개에 대한 전산 공력

해석", 한국항공우주공학회지 제32권, 제8호, pp 37-46.

Abbott, I.H and von Doenhoff, A. (1959). Theory of Wing Sections-Including a Summary of Airfoil Data, Dover Pub., New York, NY, USA.

Barber, T. (2006). "Aerodynamic Ground Effect: A Case Study of the Integration of CFD and Experiments", Int. J. Vehicle Design, Vol 40, No 4, pp 299-316.

Bagely, J.A. (1960). "The Pressure Distribution on Two-Dimensional Wings near the Ground", A.R.C. R.&M. 3238.

Barlow, J.B., Rae, W.H. and Pope, A. (1999). Low-Speed Wind Tunnel Testing, 3rd ed., John Wiley & Sons, New York, NY, USA.

Carter, A.W. (1961). "Effect of Ground Proximity on the Aerodynamic Characteristics of Aspect-Ratio-1 Airfoils With and Without End Plates", NASA TN D-970.

Delhaye, H. (1997). An Investigation into the Longitudinal Stability of Wing In Ground effect Vehicles, MSc. Thesis, Cranfield Univ., Cranfield.

Fach, H., Fisher, H., Kornev, N. and Peterson, U. (2004). "Wing In Ground(WIG) Craft", Ship Design and Construction, Vol 2, Ch. 48, Lamb, T. ed., SNAME.

Fink, M.P. and Lastinger, J.L. (1961). "Aerodynamic Characteristics of Low-Aspect-Ratio Wings in Close Proximity to the Ground", NASA TN D-926.

Gault, D. E. (1957). "A Correlation of Low-Speed, Airfoil-Section Stalling Characteristics with Reynolds Number and Airfoil Geometry", NACA TN-3963.

Hayashi, M. and Endo, E. (1978). "Measurement of Flow Fields around an Airfoil Section with Separation", Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci., Vol 21, No 52, pp 69-75.

Hirata, N. and Kodama, Y. (1995). "Flow Computation for Three-Dimensional Wing in Ground Effect Using Multi-Block Technique", J. of the Society of Naval Architects of Japan, Vol 177, pp 49-57.

Jespersen, D., Pulliam, T., and Burning, P. (1997). "Recent Enhancements to OVERFLOW", AIAA Paper 97-0644.

Katz, J., and Plotkin, A. (1991). Low-Speed Aerodynamics: From Wing Theory to Panel Methods, McGraw-Hill, New York, NY, USA.

Kim, Y., and Kwon, J.H. (2000). "KGRID: An Interactive 3D Grid Generator with GUI", 4th ACFD Conf. Proc.

Kumar, P.E. (1968). "An Experimental Investigation into the Aerodynamic Characteristics of a Wing, With and Without Endplates, in Ground Effect", CoA Report Aero No. 201, The College of Aeronautics Cranfield.

Lockheed Report 16906 (1964). "Wind-Tunnel Investigation of Single and Tandem Low-Aspect-Ratio Wings in Ground Effect", Lockheed California Com., USA.

Maskalik, A.I., Kolyzaev, B., Zhukov, V., Radovitski, G., Sinitsyn, D., and Zagorulko, L. (2000). Ekranoplans. Peculiarities of the Theory and Design, Sudostroenie, St. Petersburg, Russia.

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.

Park, S.H., and Kwon, J.H. (2004). "Implementation of $k-\omega$ Turbulence Models in an Implicit Multigrid Method", AIAA J., Vol 42, No 7, pp 1348-1357.

Park, S.H., Lee, J.E. and Kwon, J.H. (2006). "Preconditioned HLLE Method for Flows at All Mach Numbers", AIAA J., Vol 44, No 11, pp 2645-2653.

Perkins, C.D. and Hage, R.E. (1949). Airplane Performance: Stability & Control, John Wiley & Sons, Hoboken, NJ, USA.

Pulliam, T. H. and Chaussee, D.S. (1981). "A Diagonal Form of an Implicit Approximate Factorization Algorithm", J. Comp. Phys., Vol 39, pp 347-363.

Roe, P.L. (1981). "Approximate Riemann Solver, Parameter Vectors and Difference Schemes", J. Comput. Phys., Vol 43, No 2, pp 357-372.

Shin, M.S. (2000). "Model Test Survey Report of Wing-in-Ground Effect Ship", J. of Ships and Ocean Eng., Vol 29, pp 23-27.

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, Seattle, US, pp 593-603.

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.

Thivet, F. (2002). "Lessons Learned from RANS Simulations of Shock-Wave/Boundary Layer Interactions", AIAA Paper 2002- 0583.

Venkateswaran, D.L. and Merkle, C.L. (2003). "Influence of Stagnation Regions on Preconditioned Solutions at Low Speeds", AIAA Paper 2003-0435.

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.

Wilcox, D.C. (1988). "Reassessment of the Scale-Determining Equation for Advanced Turbulence Models", AIAA J., Vol 26, No 11, pp 1299-1330.

Yates, A.H. (1952). "Notes on the Mean Aerodynamic Chord and the Mean Aerodynamic Centre of a Wing", J. of the Royal Aeron. Soc., pp 461-474.

2007년 3월 30일 원고 접수
2007년 6월 8일 최종 수정본 채택