

3차원 표면효과익의 자유표면 효과에 관한 수치연구

곽 승 현*

(97년 12월 19일 접수)

A Numerical Study on the Free-Surface Effect of Three-Dimensional WIG

Seung-hyun Kwag*

Key Words : Ground Effect(지면효과), Free-Surface(자유표면), WIG(표면효과익), Navier-Stokes(나비에스토크스), NACA0012, Lift/Drag Ratio(양항력비), PAR(Power Augmented Ram), MAC(Marker & Cell)

Abstract

A three-dimensional WIG (Wing In Ground effect) moving above free surface is numerically studied by means of finite difference techniques. The air flow field around the WIG is analyzed by MAC (Marker & Cell) method, and interactions between WIG and the free surface are appeared as the variation of pressure distribution acting on the free surface.

To analyze the wavemaking phenomena by those pressure distributions, the NS (Navier-Stokes) solver is employed in which nonlinearities of the free surface conditions can be included. Through the numerical simulation, C_p values and lift/drag ratio are carefully reviewed by changing the height/chord ratio. The section shape of model is NACA0012 with the span/chord ratio of 3.0. Through computational results, it is confirmed that the effect of free surface is small enough to treat it as a rigid wavy wall.

1. 서 론

고속화 및 경제성이 있는 차세대 수송수단으로 地面效果를 이용한 WIG(Wing In Ground effect) 선의 개발이 고속선 분야에서 진행되어 왔다. WIG의 개념은 날개가 地面 가까이 운항할때 誘導抵抗(induced drag)의 감소와 揚力の 증가로 揚抗

比의 上昇으로 연료를 절감하는 것이다. 또한 PAR(Power Augmented Ram) 현상은 1970년대에 조사된 것으로서, 날개앞에 부착된 프로펠러의 후류를 날개밑으로 붙여 넣어 날개의 flap과 endplate의 사용으로 동체를 물위로 보다 쉽게 들어 주는 原理로 WIG선의 성능을 향상시킬 수 있었다. 이것은 20세기초 지면 가까이 비행하는 날개

* 중신회원, 한라대학교 기계공학부 조선공학과

가 지면효과로 항공기의 이착륙을 어렵게 만든다는 사실로 인하여 이에 대한 연구가 활발히 추진되기도 했었다. 海面上을 가까이 비행하는 WIG선의 경제성 검토는 60년대 초부터 진행되어 70년대에는 여러척의 시험용 WIG가 설계되어 해상시험을 수행하였다. 전통적인 WIG선은 Lippisch⁽¹⁾에 의하여 설계 및 제작되었고, tandem 날개형 WIG선의 海上實驗은 G. Jorg에 의하여 이루어졌다. 70년대 후반기에는 PAR 현상이 발견되었는데, 이것은 WIG선의 성능을 급격히 향상시키는 계기가 되었다⁽²⁾. 날개앞에 부착된 프로펠러의 후류를 날개밑으로 불러 넣고 날개끝단과 flap의 사용으로 공기흐름을 거의 정체시킴으로써 정압(static pressure)을 증가시키고, 저속으로 航行할 경우 WIG선을 물위로 쉽게 들어 올려 주는 효과로 저항을 감소시켜 주며 離着陸도 쉽게 할 수 있었다. 지면효과에 관한 연구결과는 여러문헌⁽³⁾⁻⁽⁵⁾에 발표되어 왔다. 數值計算은, MAC 法에 기초한 有限差分法으로 NS 방정식의 解를 求한 후 Wing 주위의 압력과 속도 분포를 이용해 抗力과 揚力을 계산하였다. 本 研究에서는 밑면(bottom)을 강체면(rigid wall)과 자유표면(free surface)의 서로 다른 조건을 적용하여 경계면의 相互 關係를 수치적으로 解析하므로써 자유표면 효과를 검토하였다.

2. 수치해석

2.1 기초방정식

計算에서 사용한 支配方程式은 NS 방정식과 連續方程式이다. 이것들을 無次元化 하면 다음과 같이 된다.

$$\begin{aligned} u_t + uu_x + vu_y + wu_z &= -p_x + \frac{1}{R_n} \nabla^2 u \\ v_t + uv_x + vv_y + wv_z &= -p_y + \frac{1}{R_n} \nabla^2 v(1) \\ w_t + uw_x + vw_y + ww_z &= -p_z + \frac{1}{R_n} \nabla^2 w \\ u_x + v_y + w_z &= 0 \end{aligned}$$

여기서, 아래 첨자는 그 변수에 대한 편미분을 나타내고, (u,v,w)는 cartesian 좌표계 (x,y,z)에 대

한 速度 成分, p는 壓力을 표시한다. 모든 변수는 배의 길이 L, 均一流入速度 U, 물의 밀도 ρ에 의해 無次元化한 것이다. 물체 형상을 보다 정확히 나타내고 境界條件의 편의를 위해 물체 적합 좌표계를 사용하였고, 계산을 위한 좌표계 변환은 다음과 같다.

$$\xi = \xi(x, y, z), \quad \eta = \eta(x, y, z), \quad \zeta = \zeta(x, y, z) \quad (2)$$

(2)를 (1)에 代入하면 다음을 얻는다.

$$\begin{aligned} u_t + U \cdot u_\xi + V \cdot u_\eta + W \cdot u_\zeta &= -(\xi_x P_\xi + \eta_x P_\eta + \zeta_x P_\zeta) + 1/R_n \cdot \nabla^2 u \\ v_t + U \cdot v_\xi + V \cdot v_\eta + W \cdot v_\zeta &= -(\xi_y P_\xi + \eta_y P_\eta + \zeta_y P_\zeta) + 1/R_n \cdot \nabla^2 v \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} w_t + U \cdot w_\xi + V \cdot w_\eta + W \cdot w_\zeta &= -(\xi_z P_\xi + \eta_z P_\eta + \zeta_z P_\zeta) + 1/R_n \cdot \nabla^2 w \end{aligned}$$

그리고

$$\begin{aligned} \xi_x u_\xi + \eta_x u_\eta + \zeta_x u_\zeta + \xi_y v_\xi + \eta_y v_\eta + \zeta_y v_\zeta - \\ \xi_z w_\xi + \eta_z w_\eta + \zeta_z w_\zeta = 0 \end{aligned} \quad (4)$$

여기서 U, V, W는 변환(contravariant) 속도를 의미하고 다음과 같이 표시된다.

$$\begin{aligned} U &= \xi_x u + \xi_y v + \xi_z w \\ V &= \eta_x u + \eta_y v + \eta_z w \\ W &= \zeta_x u + \zeta_y v + \zeta_z w \end{aligned} \quad (5)$$

자유표면 격자이동은

$$\begin{aligned} \delta \zeta / \delta t + u \cdot \delta \zeta / \delta x + v \cdot \delta \zeta / \delta y - w \\ = 0 \Big|_{z=\zeta} \end{aligned} \quad (6)$$

을 이용하여 수행된다.

2.2 數值計算 및 境界條件

數值計算은 MAC법이 사용되었는데, 壓力을 求하기 위하여 Poisson 방정식을 풀었고 운동량 방정식과 연속 방정식을 만족시켰다. Poisson 방정식

을 풀기 위하여 relaxation 방법이 사용되었으며, 매 시간단계에서의 속도들은 운동량 방정식으로부터 재설정 되어졌다. 수치계산은 좌우 대칭인 점을 고려하여 한쪽 영역(domain)에서만 수행하였다. 날개 表面의 境界條件은 속도에 대해서는 no-slip 조건을 사용하였고, 압력에 관해서는 운동량 방정식으로부터 neumann 조건을 적용하였다. 물체로부터 먼 쪽의 경계에는 제로구배(zero gradient) 조건을 적용하였다. 물체의 하류에는 압력 조건으로 선형 외삽법(linearly extrapolated method)을 유선 방향으로 적용했고, 압력의 확산(diffusion)은 무시하였다. 본 연구에서 중점을 둔 밀면조건은 강제면의 경우는 제로구배 조건을 적용하였고, 자유표면이 존재할 경우의 경계면에서는 공기중에서 계산한 압력 및 속도가 물에서의 경계조건이 되도록 하고, 물에서 계산한 경계면에서의 조건은 공기중의 경계조건이 되도록 하여 이것을 반복 계산하였다.

3. 計算結果 및 討論

3.1 計算條件

3次元 날개의 형상은 span/chord의 비가 3이고 단면은 NACA 0012이다. 받음각 (angle of attack) 은 3.5°, 4°, 6°, 10° 이고, 밀면으로부터의 높이 h/c는 0.1, 0.3, 0.7 이다. 계산 영역은 종방향으로는 chord 길이의 3.5배로 하였고, 횡방향으로는 tip vortex의 영향을 받지 않는 범위까지 하였다. Fig. 2의 아래그림은 날개표면과 부근의 격자형상인데 tip 부근이 밀집(clustered) 되도록 하였다. 모든 유체역학 계수들은 chord 길이 L과 균일 유입속도 U₀로 무차원화 되었고, 최소 격자간격은 수중의 표면에서 0.002로 하였다.수치가속은 최초 500 step 까지 수행하였다. Reynolds 수는 10³, 10⁶, 10⁸, 10¹⁰ 이고, 下流방향의 경계조건은 제로구배 외삽법을 사용하였으며 점성완충장치(viscous damper)는 도입하지 않았다. 압력 계산을 위해 Poisson 방정식에서 緩衝계수를 사용하였고, 계산반복은 시간 단계별로 10회에서 50회까지 하였다. 격자구조는

H-H topology로 구성하였고, 앞날(leading edge) 부근에서는 계산이 不安定하여 많은 횡수의 반복 계산이 필요했다. Fig.1은 좌표축과 날개를 표시한 것이다. 격자 배치는 컴퓨터의 용량 및 計算 時間에 영향을 주기 때문에 모든 곳에서 만족할 수는 없었으나 앞날, tip, 날개 주위에는 수치계산의 精度를 높이기 위하여 상대적으로 밀집시켰다. Fig. 2는 날개주위의 격자형상을 보이며, 격자수는 101 x 32 x 44 이고, 계산영역은 x(-1.0, 3.5), y(0.0, 0.8) 이다.

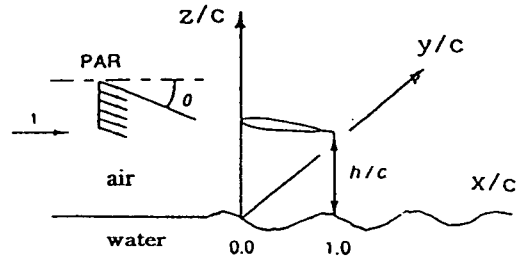


Fig. 1 Coordinate definition for flow computation

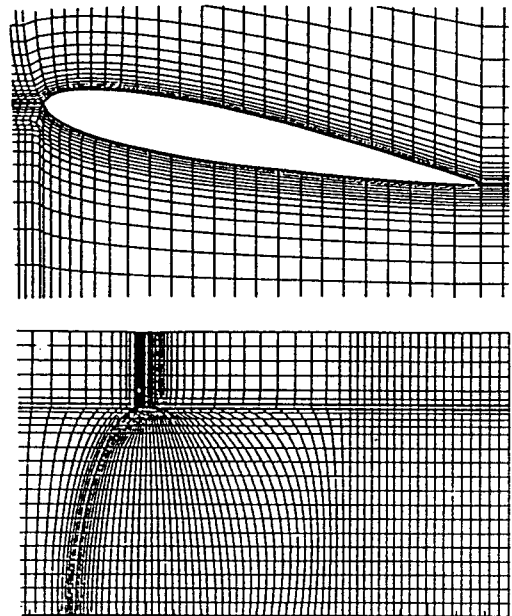


Fig. 2 Generation of 3-D computational grid

3.2 計算結果 및 考察

Fig. 3은 받음각 4°, 6°, 10°의 유동계산 결과인데, 6°인 경우 他 계산^{(3),(8)}과의 비교가 Table.1 에 있다. 3차원 단면에서의 C_L 및 C_D 를 2차원 계산인 Hirata 및 Abbott⁽⁷⁾의 결과와 비교하였다. C_L 은 경향이 일치하나 C_D 값은 차이를 보이고 있다. 여기서 C_D 는 C_p (압력항력계수)와 C_f (마찰항력계수)로 구분되며, 본 3차원 결과에 의하면 C_f 의 경우, Hirata 및 Abbott 보다 약간 크게 나타난다.

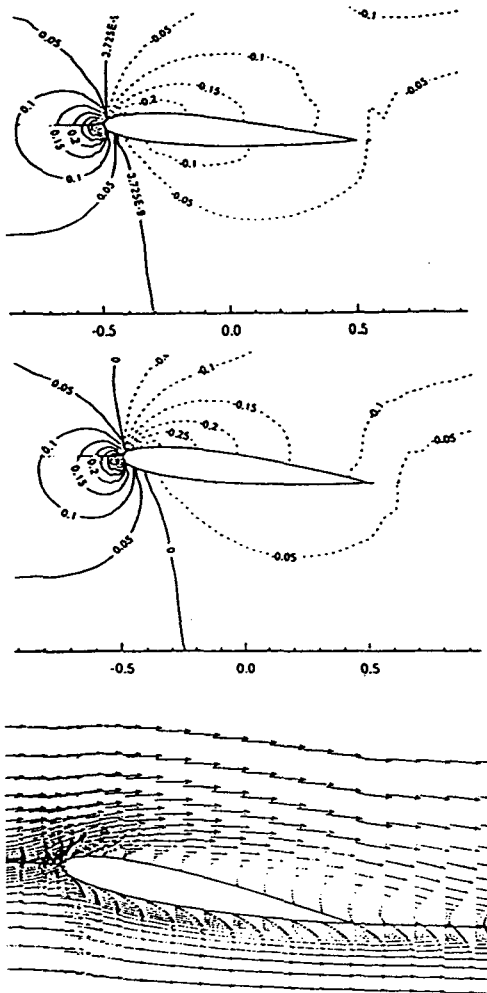


Fig. 3 Pressure & velocity distribution at $Fn=0.567$ (off PAR, angle of attack 4°, 6°, 10° from above)

Table 1 Comparison of lift and drag coefficients

	Present solver	Hirata	Abbott
C_L	0.6136	0.65	0.64
C_D	0.032	0.0117	0.0084

Table 2는 PAR 효과 및 받음각 10°에 대한揚力 및 抗力계수를 나타낸다. 계산결과에 의하면 바닥에 접근할수록 PAR 효과에 의하여 양력의 증가를 보여준다. 여기서 PAR 1은 수평방향의 유입, PAR 2는 45°시계방향의 유입흐름으로 크기 0.2(균일흐름의 크기가 1.0) 상당의 thrust에 해당하는 유체흐름을 앞날의 전방 0.5*chord 길이의 위치에서 부가하였다. 수치처리는 上流의 경계조건에 구간을 정해 속도의 크기와 방향을 결정하였다. Table 3은 받음각의 효과를 보여주고 있다. 양력 및 항력 모두 받음각이 클수록 증가하고 있다. PAR 효과에 대한 그림도는 문헌⁽⁶⁾에 상세히 기술되어 있다.

Table 2 (a) Effect of PAR at $h/c=0.10$ and $\alpha=10^\circ$

	C_L	C_f	C_p	C_D
off PAR	1.0743	0.0106	0.081	0.092
PAR 1	1.2918	0.0109	0.082	0.093
PAR 2	1.4778	0.0113	0.082	0.093

(b) Effect of PAR at $h/c=0.30$ and $\alpha=10^\circ$

	C_L	C_f	C_p	C_D
off PAR	0.7875	0.0101	0.078	0.088
PAR 1	1.2262	0.0104	0.079	0.089
PAR 2	1.4523	0.0106	0.079	0.090

Table 3 Effect of angle-of-attack(α) at $h/c=0.8$

	C_L	C_f	C_p	C_D
$\alpha=10^\circ$	0.7295	0.0101	0.074	0.084
$\alpha=6^\circ$	0.6136	0.0099	0.032	0.042
$\alpha=4^\circ$	0.5616	0.0104	0.028	0.038

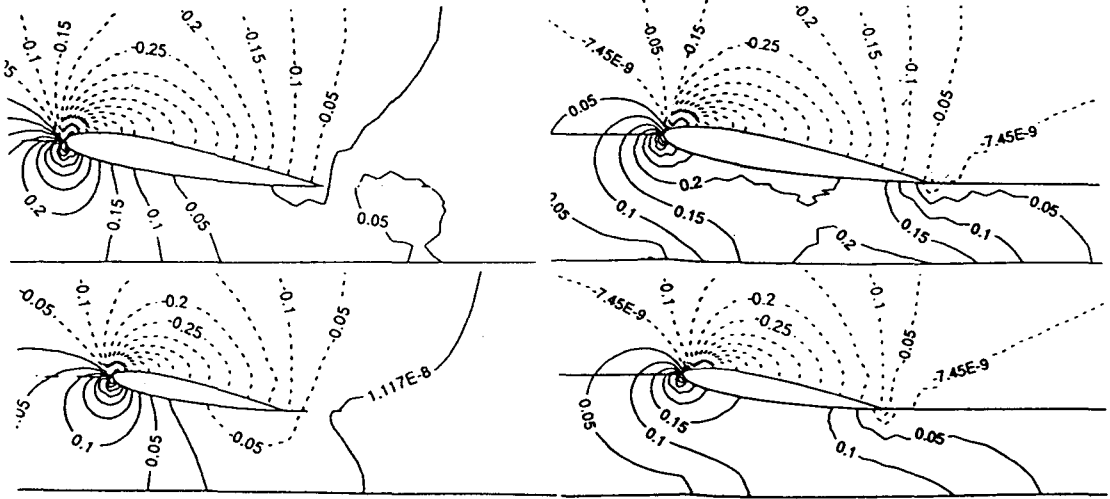


Fig. 4 Pressure distribution at $Fn=2.29$, $h/c=0.3$ (lhs : wavy-wall condition, rhs : free-surface condition; above : $y/c=0$, below : $y/c=1.0$)

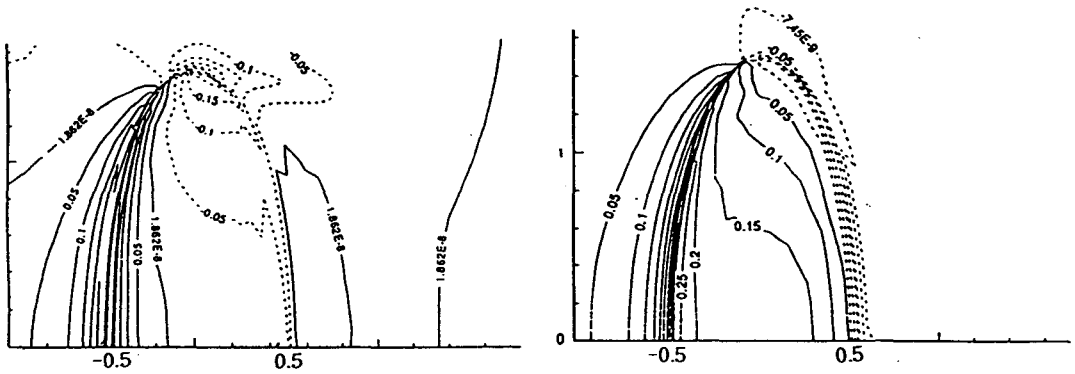


Fig. 5 Pressure distribution of below-wing-surface at $Fn=4.58$, $h/c=0.3$ (l.h.s. : w/o F.S., r.h.s. : with F.S.)

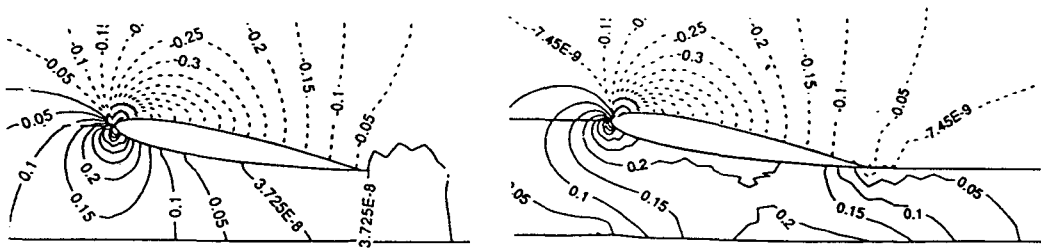


Fig. 6 Pressure distribution at $Fn=6.87$, $h/c=0.3$ (l.h.s : w/o F.S., r.h.s : with F.S.)

Fig. 4는 $Fn=2.29$, $h/c=0.3$ 의 계산결과이다. 강제 조건과 자유표면 조건의 결과를 비교하였다. 날개와 밑면 사이의 압력분포가 상당한 차이를 보여

주고 있으므로, 自由表面 效果를 쉽게 無視해서는 안될 것이다. 3차원 유동장으로 span 방향 단면 ($y/c = 0.0, 1.0$)에서 날개주위의 무차원 압력분포

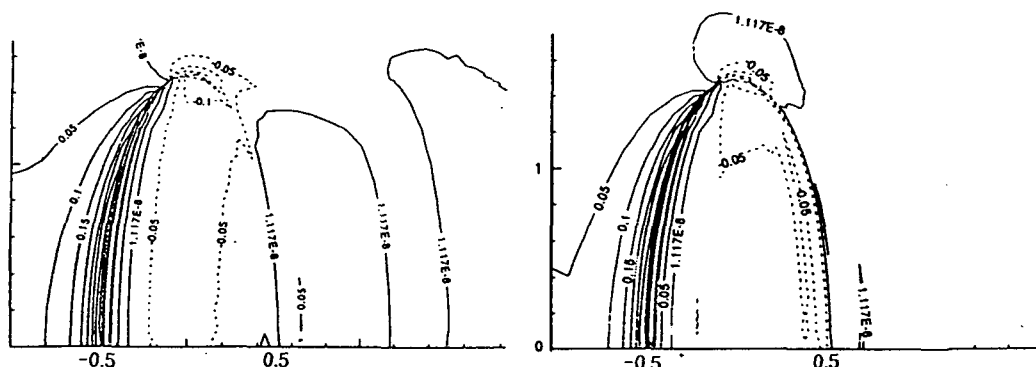


Fig. 7 Pressure distribution of below-wing-surface at $Fn=2.29$, $h/c=0.7$ (l.h.s. : w/o F.S., r.h.s. : with F.S.)

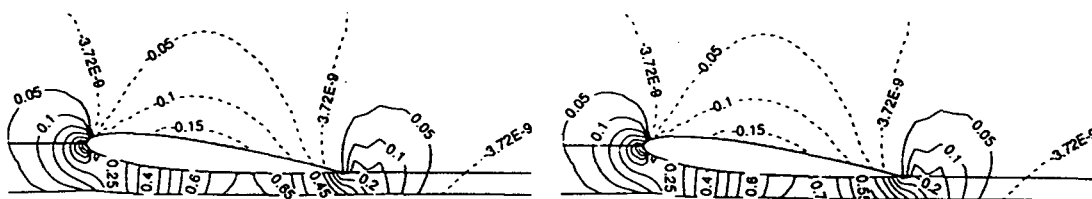


Fig. 8 Pressure distribution at $Fn=3.5$, $Rn=10^8$ with F.S., angle of attack 6° and 8°

변화를 보이고 있다.

Fig. 5는 $Fn=4.58$, $h/c=0.3$ 의 계산결과이다. 강제면 조건과 자유표면 조건의 결과이다. 날개면의 압력분포가 역시 差異를 보이고 있다. tip부근에서 하류방향 (x축 陽의 방향)으로 강제면 조건을 적용했을 경우가 자유표면을 고려했을 경우보다 압력구배가 크게 나타남을 볼 수 있다. 자유표면이 존재할 경우에는 앞에서 언급한 바와 같이 공기중에서 계산한 압력 및 속도가 물에서의 경계조건이 되며, 물에서 계산한 경계면에서의 조건이 공기중의 경계조건이 되도록 하였다.

Fig. 6은 $Fn=6.87$, $h/c=0.3$ 의 계산결과이다. 강제면 조건과 자유표면 조건의 계산결과를 볼 수 있다. 날개 밑면의 압력분포에서 차이가 있음을 알 수 있다.

Fig. 7은 $Fn=2.29$, $h/c=0.7$ 의 계산결과이다. 날개와 자유표면 사이의 간격이 크기 때문에 강제면조건과 자유표면조건의 계산결과에서 별 차이를 찾을 수 없다. 날개 주변의 압력분포는 비슷하나 tip 뒷날 부근에서 약간의 차이가 나타남을 볼 수 있다.

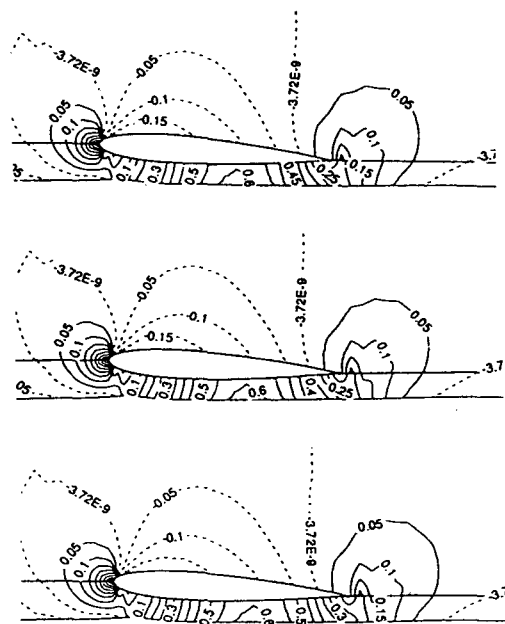


Fig. 9 Pressure distribution at $Fn=3.5$, $Rn=10^6$, 10^8 , 10^{10} from above, with F.S. and at $\alpha=3.5^\circ$

Fig. 8은 $Rn=10^8$, 받음각 6° 및 8° 의 결과이다. 자유표면으로 부터의 높이는 0.1 이다. 프루드수 3.5 로 실선에 가까운 레이놀드수에도 불구하고 뒷날부근에서 발산하지 않고 수치재연이 가능하였다. 본 계산에서 레이놀드수가 10^6 보다 클 경우에는 Baldwin-Lomax 난류모형을 사용하였다

Fig. 9는 $Rn=10^6, 10^8, 10^{10}$ 에서의 결과이다. 받음각이 3.5° 로서 실선 시운전 상태⁽⁹⁾와 같은 조건인데, 밀면 근처에서 압력변화를 보이고 있으며, 자유표면 파고는 미약한 상태이다. 계산결과를 종합하면 날개의 위치가 밀면에 접근할 경우 자유 표면의 영향이 무시될 수 없음이 본 연구를 통하여 확인되었다. 본 연구를 수행하기 위하여 2차원 문제를 취급한 논문⁽¹⁰⁻¹²⁾이 참고되었으며, 計算에서 사용한 컴퓨터는 한라공과대학교의 SUN Sparc Center 2000 이다.

4. 結 論

地面 효과를 갖는 3次元 날개주위의 流動場 計算을 수행하였다. 地面으로 부터 高度에 따른 揚力, 抗力, Ram 壓의 計算을 수행하였으며, 自由表面의 효과를 검토하였고 그 結論은 다음과 같다.

(1) 계산결과에 의하면 날개의 위치가 地面에 접근할 경우 自由表面의 영향이 무시될 수 없음이 확인되었다. 자유표면이 존재할 경우 경계면 근처에서 압력의 변화를 보이고 있으며, 자유표면 파고는 미약한 상태이다.

(2) PAR를 적용할 경우 Ram 압력의 증가가 앞날 근처에 나타났고, 날개下部 45° (시계방향)로投入할 경우 큰 揚抗比를 얻을 수 있었다.

(3) 일정한 받음각을 가지는 3차원 날개주위의 유동해석과 이에 의한 揚力係數의 비교를 통하여 본 계산조직의 精度를 확인하였다. 次期 연구과제로는 파랑중의 3차원 유동해석이고 나아가서 표면효과익의 자세제어를 포함한 수치계산이 수행되어야 하겠다.

參 考 文 獻

1) Lippisch, A. M., "The Aerodynamic Ground

Effect and Development of the Aerofoil Boat", Luftfahrttechnik - Raumfahrttechnik 10, pp. 261-269, 1964

2) Smithey, W.J.H., Papadales, B.S., Jr., Chaplin, H.R., "Effect of Turbulent Jet Mixing on the Static Lift Performance of a Power-Augmented-Ram Wing", David Taylor Naval Ship Research and Development Centre ASED-389, Sep. 1977

3) Hirata, N., "Simulation on Viscous Flow around Two-Dimensional Power-Augmented Ram Wing in Ground Effect", Jour., Soc., Naval Arch. of Japan, Vol.174, pp.47-54

4) Masuda, K., Suzuki, K., "Simulation of Hydrodynamic Effects of 2-Dimensional WIG moving near the Free Surface, Jour. of Soc. of Naval Arch of Japan, Vol.170, pp.83-92, 1991

5) Kataoka, K., Ando, J., "Free Surface Effect on Characteristics of Two-Dimensional Wing", Trans. of West-Japan Soc. of Naval Arch, Vol.83, pp.21-30, 1992

6) 박승현, "3차원 PAR WIG(Power Augmented Ram Wing in Ground Effect)의 수치연구", 한국해양공학회지, 제11권 제1호, pp.55-64, 1997

7) Abbott, I.H. and Von Doenhoff, A.E., "Theory of Wing Sections", Dover Publication, New York, 1958

8) Hirata, N., "Numerical Study on the Aerodynamic Characteristics of a 3-D Power Augmented Ram Wing in Ground Effect", Jour., Soc., Naval Arch of Japan, Vol.179, pp.31-39, 1996

9) 신명수, 김정환, 김상근, 이종식, 전호환, "20인승 해면효과익 여객선 선형개발", '97 초고속선 Workshop, pp.55-68, 1997

10) 박일용, 전호환, "2차원 익형의 자유수면 효과에 관한 연구", 한국해양공학회지, 제9권 제2호, pp.75-82, 1995

11) 정세민, 이영길, 이승희, "2차원 표면효과익 주위의 유동장 수치 계산", 대한조선학회, 추계연

구발표회, pp.258-263, 1995

- 12) C.H.Park, M.S.Shin, S.I.Yang, "Three-Dimensional Flow Simulation around a Wing-In-Ground Effect Ship having the

Complex Geometry", KOJAM'96, 3rd Korea-Japan Joint Workshop on Ship & Marine Hydrodynamics, pp.327-334, 1996