

3차원 PAR WIG (Power Augmented Ram Wing in Ground Effect) 의 수치연구

곽 승 현*
(96년 11월 14일 접수)

Flow Analysis of 3-Dimensional Power-Augmented Ram Wing in Ground Effect

Seung-Hyun Kwag*

Key Words : PAR(Power-Augmented Ram), Ground Effect(지면효과), Wing(날개), Navier-Stokes (나비에스토크스), NACA 0012, Lift(양력), Drag(항력), C_p (압력계수) Values

Abstract

A wing operating in close proximity to the ground exhibits a reduction in induced drag, which increases the lift/drag ratio. The power-augmented ram (PAR) phenomenon involves directing the efflux from forward mounted propulsion system under the wings, with the efflux nearly stagnated under the wings. In the present paper, 3-dimensional PAR was numerically studied by solving the Navier-Stokes equations. Pressure distribution and velocity vectors are calculated around the wing surface and the ground. Through the numerical simulation, C_p values and lift/drag ratio are carefully reviewed by changing the height/chord; 0.05, 0.1, 0.3 and 0.8. The shape of model is NACA 0012 with a span/chord ratio of 3.0. According to the numerical results, the relationship between lift/drag and height/chord is fairly reasonable.

1. 서 언

해상을 통한 화물수송의 고속화 및 경제성이 강력히 요구되는바, 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의 증가로 揚抗比의 上昇으로 연료를 절감하는 것이다. 또한 PAR 현상은 1970년대에 조사된 것으로 날개앞에 부착된 프로펠러의 후류를 날개밑으로 불어넣어 날개의 flap과 endplate의 사용으로 동체를 물위로 들어주는 原理로 WIG선의 성능

* 漢拏工科大學校 造船工學科

을 향상시킬수 있었다. 이것은 20세기초 지면 가까이 비행하는 날개가 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 WIG선이 설계되어 해상시험을 수행하였다¹⁾. 전통적인 WIG선은 Lippisch²⁾에 의하여 설계 및 제작되었고 tandem 날개형 WIG 선의 海上實驗은 G. Gorg에 의하여 이루어졌다³⁾. 70년대 후반기에는 PAR (Power Augmented Ram) 현상이 발견되었는데, 이것은 WIG 선의 성능을 급격히 향상시키는 계기가 되었다⁴⁾. 날개앞에 부착된 프로펠러의 후류를 날개밑으로 불어넣고 날개끝단과 flap의 사용으로 공기흐름을 거의 정체 시킴으로서 정압(static pressure)을 증가시키고, 저속으로 航走할 경우 WIG 선을 물위로 들어올려 주는 효과로 저항을 감소시켜 주고 離着陸도 쉽게 할수 있었다. RAM의 揚力과 地面의 관계는 여러 문헌이 있다.^{5)~10)}

本 研究에서 流動場 計算은, MAC (Marker and Cell) 法에 依한 有限差分法으로 Navier Stokes 방정식의 解를 求한후 Wing 주위의 압력과 속도분포를 이용해 抵抗力과 揚力을 계산하였다. 자유표면 효과는 무시할 만큼 작다고 가정하여 表面을 강체면(rigid wall)으로 간주하고, RAM과 地面의 相互關係를 수치적으로 解析하여 날개주위의 유체역학적 특성을 검토하였다.

2. 수치해석

2.1 기초방정식

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

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

여기서, 아래 첨자는 그 변수에 대한 편미분을 나타내고 (u,v,w)는 cartesian 좌표계 (x,y,z)에 대한 速度成分, p는 壓力을 표시한다. 모든 변수는 배의 길이 L, 均一流入速度 U₀, 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.

$$\begin{aligned} \xi &= \xi(x, y, z) \\ \eta &= \eta(x, y, z) \\ \zeta &= \zeta(x, y, z) \end{aligned} \quad (2)$$

(2)를 (1)에 代入하면 다음을 얻는다.

$$\begin{aligned} u_t + Uu_\xi + Vu_\eta + Wu_\zeta &= \\ -(\xi_x P_\xi + \eta_x P_\eta + \zeta_x P_\zeta) + \frac{1}{R_n} \nabla^2 u \\ v_t + Uv_\xi + Vv_\eta + Wv_\zeta &= \\ -(\xi_y P_\xi + \eta_y P_\eta + \zeta_y P_\zeta) + \frac{1}{R_n} \nabla^2 v \\ w_t + Uw_\xi + Vw_\eta + Ww_\zeta &= \\ -(\xi_z P_\xi + \eta_z P_\eta + \zeta_z P_\zeta) + \frac{1}{R_n} \nabla^2 w \\ \xi_x u_\xi + \eta_x u_\eta + \zeta_x u_\zeta + \xi_y v_\xi + \eta_y v_\eta + \\ \zeta_y v_\zeta + \xi_z w_\xi + \eta_z w_\eta + \zeta_z w_\zeta &= 0 \end{aligned} \quad (3)$$

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

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

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

물체 적합 좌표계에서 Laplacian ∇^2 은 다음의 관계를 가진다.

$$\begin{aligned}
 \nabla^2 q = & (\xi_x^2 + \xi_y^2 + \xi_z^2)q_{\xi\xi} \\
 & + (\eta_x^2 + \eta_y^2 + \eta_z^2)q_{\eta\eta} \\
 & + (\zeta_x^2 + \zeta_y^2 + \zeta_z^2)q_{\zeta\zeta} \\
 & + 2(\xi_x\eta_x + \xi_y\eta_y + \xi_z\eta_z)q_{\xi\eta} \\
 & + 2(\eta_x\zeta_x + \eta_y\zeta_y + \eta_z\zeta_z)q_{\eta\zeta} \\
 & + 2(\xi_x\zeta_x + \xi_y\zeta_y + \xi_z\zeta_z)q_{\xi\zeta} \\
 & + (\xi_{xx} + \xi_{yy} + \xi_{zz})q_{\xi\xi} \\
 & + (\eta_{xx} + \eta_{yy} + \eta_{zz})q_{\eta\eta} \\
 & + (\zeta_{xx} + \zeta_{yy} + \zeta_{zz})q_{\zeta\zeta}
 \end{aligned} \tag{6}$$

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 방정식을 풀기 위하여 relaxation 방법이 사용되었으며 매 time step에서의 속도들은 운동량 방정식으로부터 updated 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 측면과 하류에는 속도 및 압력조건으로 제로구배 외삽법(zero gradient extrapolation)을 유선방향으로 적용하였다.

3. 計算結果 및 討論

3.1 計算條件

計算은 3次元 날개를 대상으로, 형상은 span/chord의 비가 3이고 단면은 NACA 0012이다. 받음각 (angle of attack)은 4, 6, 10이고, height/chord의 비가 0.05, 0.1, 0.3, 0.8 이다. 계산 영역은 종방향으로는 chord 길이의 3.5배로 하였고 횡방향으로는 tip vortex의 영향을 받지 않는 범위까지 하였다. 모든 유체역학 계수들은 chord 길이 L과 균일 유입속도 U_0 로 무차원화 하였고, 최소 격자 간격은 날개표면에서 0.002로 하였다. 가속은 최초 500

step, 무차원 계산시간으로 0.5 까지 수행하였다.

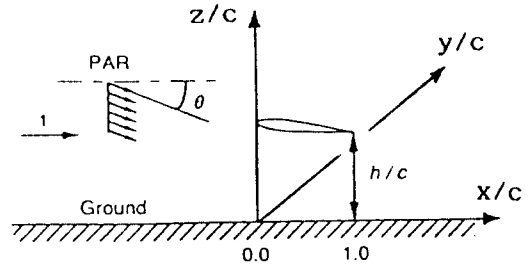


Fig. 1 Coordinate definition

Reynolds 수는 10^3 으로, 本 계산에서는 下流방향의 점성완충장치(viscous damper)를 삽입치 않았다. 압력 계산을 위해 Poisson 방정식에서 緩衝 계수를 사용하였고, 계산반복(iteration)은 計算精度에 따라 10회에서 50회까지 변화를 주었다. 격자구조는 H-H topology로 구성하였고, 앞면 (leading edge) 부근에서는 계산이 不安定하여 많은 횟수의 계산이 필요했다. Fig. 1은 좌표축과 날개를 표시한 것이다. 격자 배치는 計算機 容量 및 計算 時間에 영향을 주기 때문에 모든 곳에서 만족할 수는 없었으나 leading edge, tip, 날개주위에는 수치계산의 精度(accuracy)를 높이기 위하여 상대적으로 밀집(clustering)하였다. 그러나, 전체적으로 성글고 smoothing이 충분히 되지 않은 격자로서 인하여 많은 반복계산이 필요했다. Fig. 2는 날개

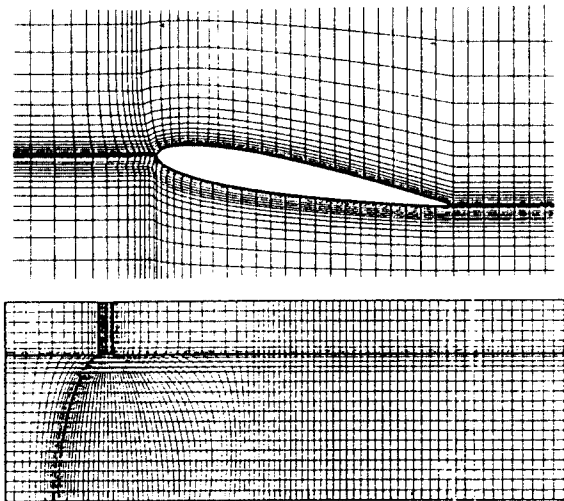


Fig. 2 Perspective view of 3-D grid

주위의 격자형상을 보이며, 격자수는 101 x 32 x 44 이고, 계산영역은 x(-1.0, 3.5), y(0.0,0.8) 이다.

3.2 計算結果 및 考察

유동계산은 4, 6, 10°에서 수행하였다. Fig. 3은 받음각 4, 6°의 유동계산 결과인데, 6°의 실험^{11),12)} 및 他 계산^{6),13)}과의 비교가 Table.1 에 있다. 3차원 층류상태의 C_L 및 C_D 를 Hirata (2차원 $Rn=3 \times 10^6$, 3차원 $Rn=2.4 \times 10^5$) 및 BIEM과 비교하였는데 C_L 은 경향이 일치하나 C_D 값은 차이를 보이고 있다. BIEM의 경우는 고도가 극단적으로 지면에 접근한 경우 양력이 저하됨을 보인다. 여기서 C_D 는 C_p (pressure drag) 와 C_f (friction drag)로 구분되며 낮은 레이놀드수 때문에 C_f 의 값이 약간 크게 나타났다.

Table 1 Comparison of lift and drag at $\alpha=6^\circ$

	Present solver	Hirata	BIEM	Abbott
C_L	0.6136	0.65	0.71	0.64
C_D	0.032	0.0117	-	0.0084

Table 2, 3, 4, 5는 PAR 효과 및 받음각 4, 6, 10°에 대한 揚力 및 抗力계수를 나타낸다. 계산결과에 의하면 바다에 접근할수록 PAR 효과에 의하여 날개 아래쪽에서 속도가 느려지고 압력이 높아지며 이에 의한 양력의 증가를 보여준다. 여기서 PAR 1 은 수평방향의 유입, PAR 2 는 -45°방향의 유입 흐름으로 크기 0.2 상당의 thrust에 해당하는 유체 흐름을 앞날개의 전방 0.5*chord 길이의 위치에서 부가하였다. PAR 효과를 조사하기 위해 날개의 상류측에 추진기를 배치, 유체를 가속시켜 유체가 통과하는 영역과 날개의 위치와 PAR 효과의 특성을 받음각 10°에서 해석하였다. 계산에서는 일정한 thrust 값을 주었기에 운동량 이론으로 부터 약 30%의 속도가 증가된 것으로 PAR 상태의 조건을 부여하였다. Fig. 4는 받음각 10°, 깊이 0.8 의 계산 결과이다. (a)는 midspan 에서의 압력분포, (b)는 날개 아래면에서의 압력분포, (c)는 tip 부근에서의 압력분포, (d)는 날개 아래면에서의 속도분포, (e)

는 midspan의 속도분포, (f)는 흡입면에서의 압력 분포, (g)는 압력면에서의 격자모양을 나타낸다. 본 계산에서는 Separation, Back flow 현상들을 보이고 있는데 이것은 낮은 레이놀드수 때문으로 생각된다.

Table 2. Effect of PAR at $h/c=0.05$ and $\alpha=10^\circ$

	C_L	C_f	C_p	C_D (total)
off PAR	1.3099	0.0143	0.083	0.097
PAR 1	1.5722	0.0150	0.084	0.099
PAR 2	1.5961	0.0153	0.085	0.100

Table 3. Effect of PAR at $h/c=0.10$ and $\alpha=10^\circ$

	C_L	C_f	C_p	C_D (total)
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

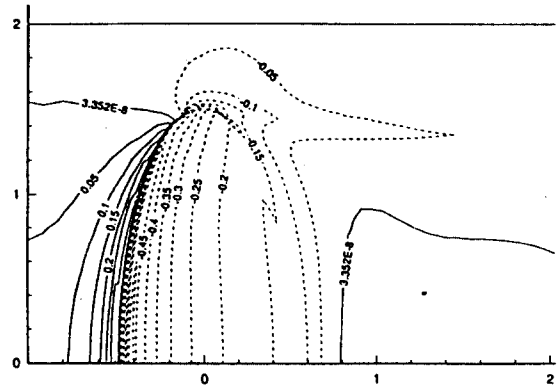
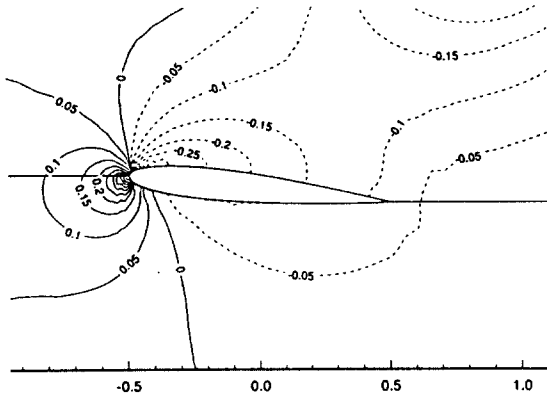
Table 4. Effect of PAR at $h/c=0.30$ and $\alpha=10^\circ$

	C_L	C_f	C_p	C_D (total)
off PAR	0.7875	0.0101	0.078	0.088
PAR 1	1.2262	0.0104	0.079	0.089
PAR2	1.4523	0.0106	0.079	0.090

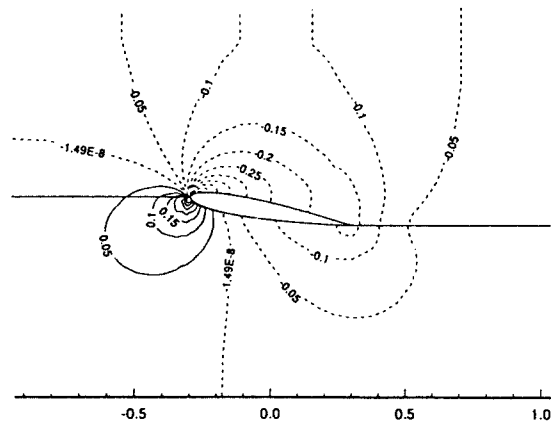
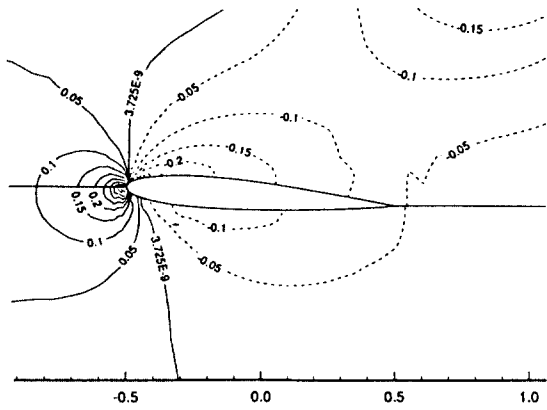
Table 5. Effect of Angle-of-Attack(α) at $h/c=0.8$

	C_L	C_f	C_p	C_D (total)
$\alpha=10^\circ$	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. 5는 받음각 10°, 깊이 0.3 의 계산결과이다. (a)-(e)는 off PAR 상태이고, (f)(g)는 PAR1 상태, (h)(i)는 PAR 2 상태이다. PAR 2 경우 -45°방향으로 유체가 유입하기 때문에 上流의 압력분포에 fluctuation 이 나타난다.

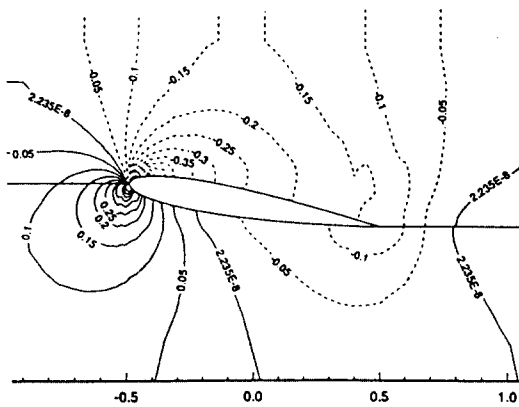


(b) Pressure contour on upper surface

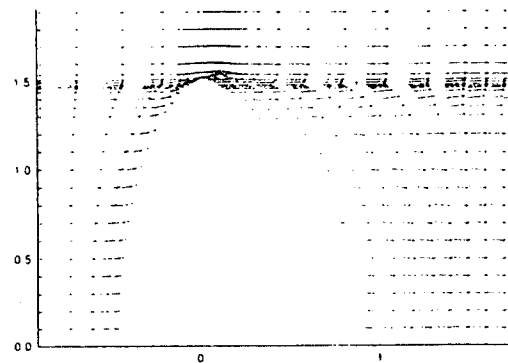


(c) Pressure contour around tip(j=14)

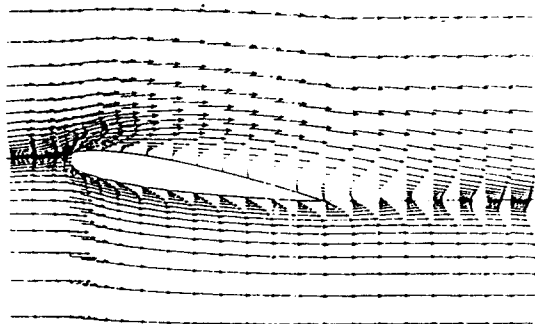
Fig. 3 Computed results(off PAR)
(above : $\alpha = 6^\circ$, below : $\alpha = 4^\circ$)



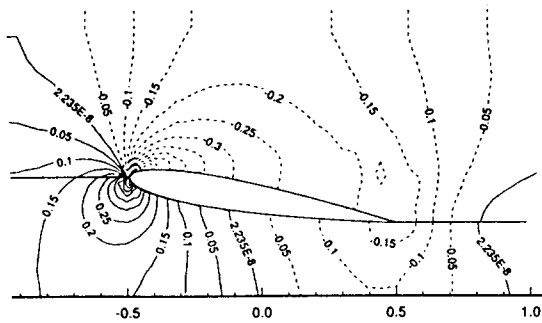
(a) Pressure contour at midspan(j=3)



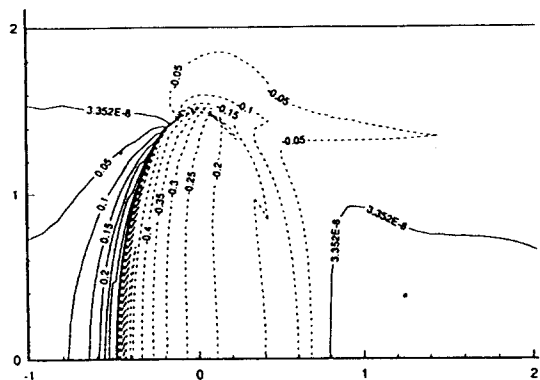
(d) Velocity vector at k=23



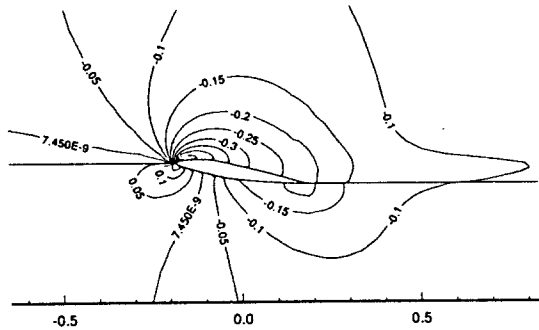
(e) Velocity vector at midspan(j=3)



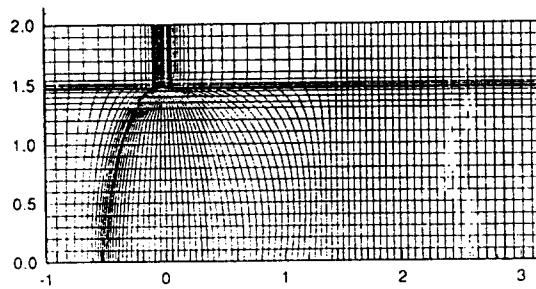
(a) Pressure at midspan(j=3)(off PAR)



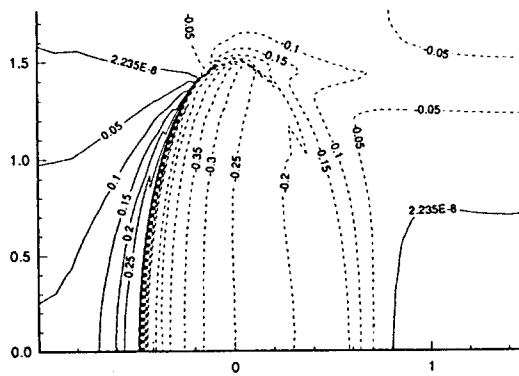
(f) Pressure contour on lower surface



(b) Pressure around tip(j=14)(off PAR)

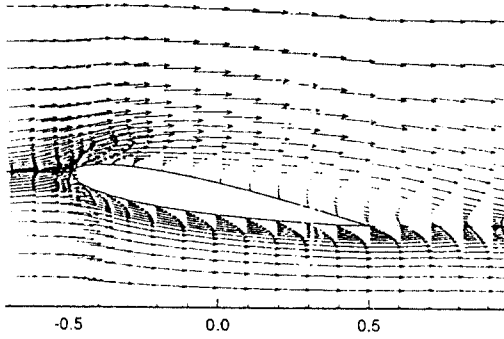


(g) Grid generation at k=23

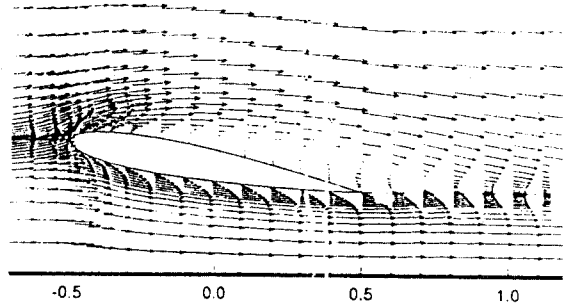


(c) Pressure at upper surface(Off PAR)

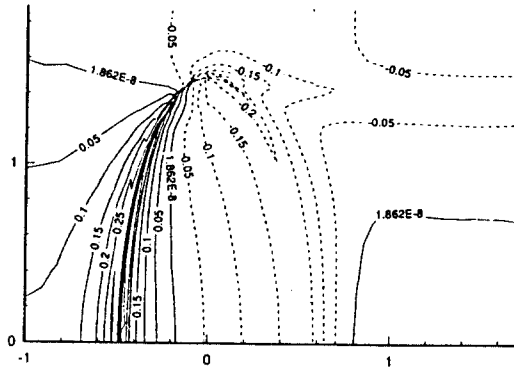
Fig. 4 Computed results at $h/c=0.8$ (off PAR)



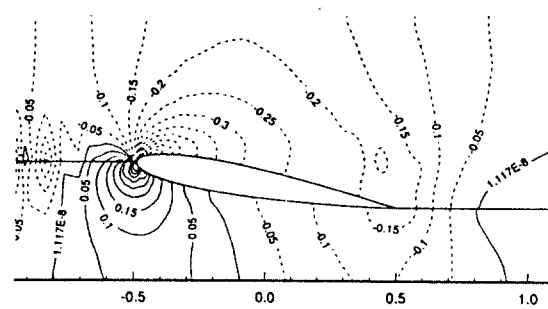
(d) Velocity at $k=23$ (off PAR)



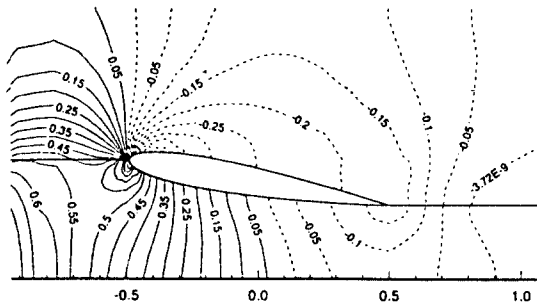
(g) Velocity at midspan(PAR 1)



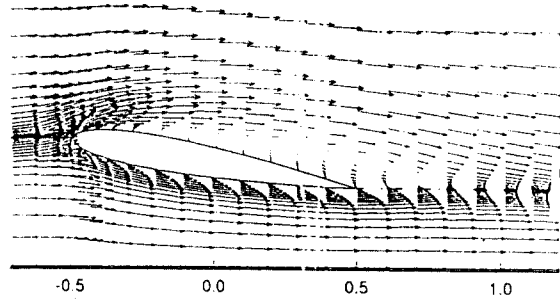
(e) Pressure at lower surface(off PAR)



(h) Pressure at midspan($j=3$)(PAR 2)

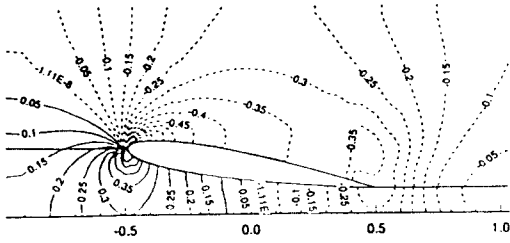


(f) Pressure at midspan($j=3$)(PAR 1)

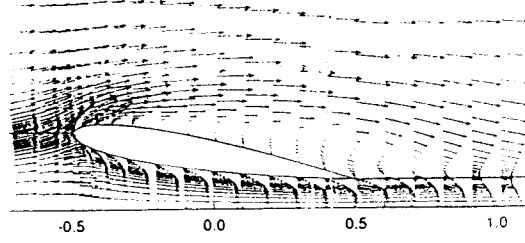


(i) Velocity at midspan(PAR 2)

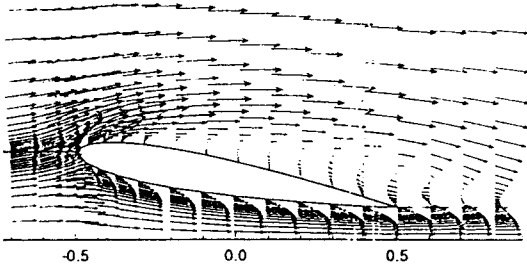
Fig. 5 Computed results at $h/c=0.3$



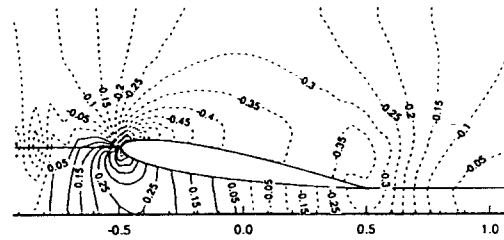
(a) Pressure at midspan(j=3)(off PAR)



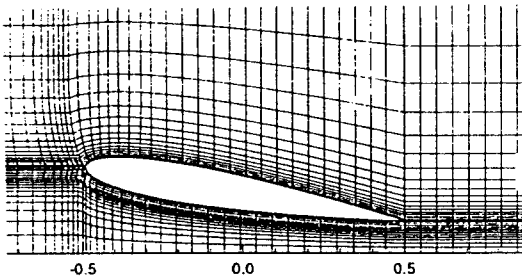
(e) Velocity at midspan(PAR 1)



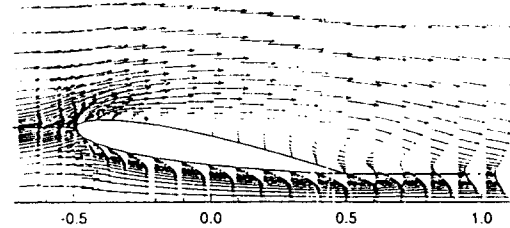
(b) Velocity at midspan(off PAR)



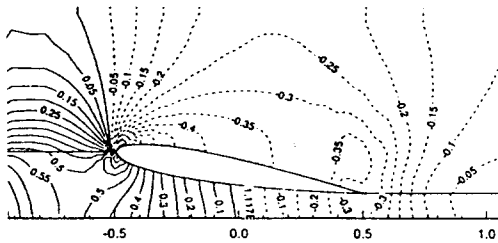
(f) Pressure at midspan(j=3)(PAR 2)



(c) Grid generation at midspan



(g) Velocity at midspan(PAR 2)



(d) Pressure at midspan(j=3)(PAR 1)

Fig. 6 Computed results at $h/c=0.1$

Fig. 6은 받음각 10° , 깊이 0.1의 계산결과이다. 비교적 지면에 근접한 상태로 PAR의 영향이 강하게 나타나고 있다. PAR의 영향때문에 지면부근의 압력과 날개 아래면에 압력이 강하게 나타난다.

Fig. 7은 받음각 10° , 깊이 0.05의 계산결과이다. 지면에 매우 근접한 상태로 venturi action 효과가 강하게 나타나며 地面과 날개 아래면 사이의 압력 계수에 영향을 준다.

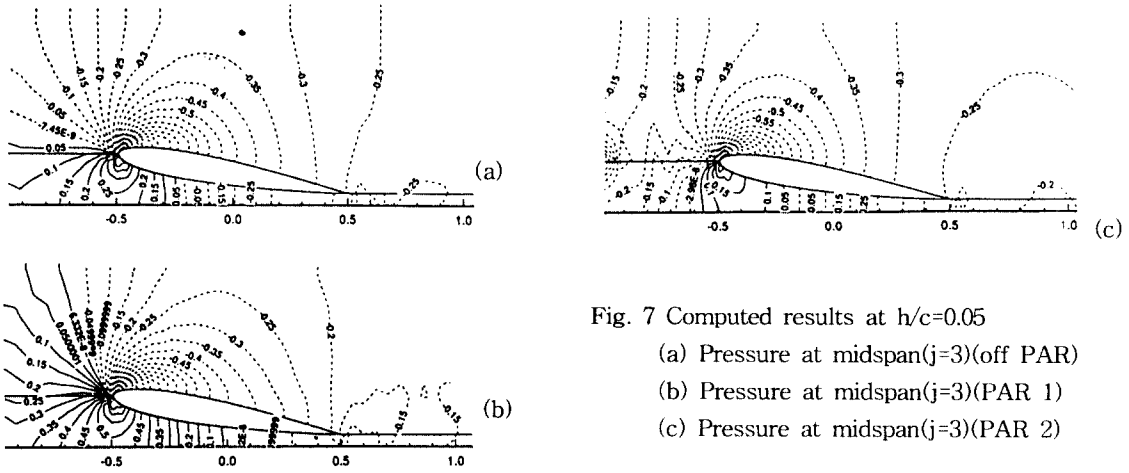
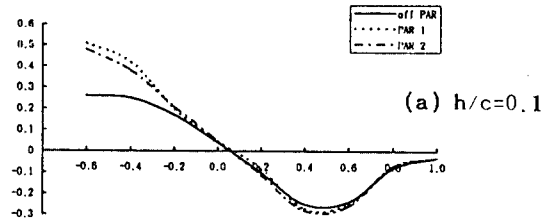
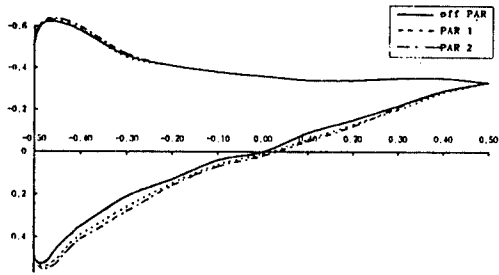
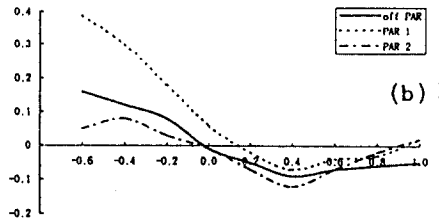
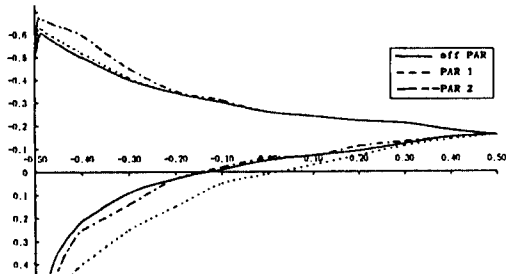


Fig. 7 Computed results at $h/c=0.05$

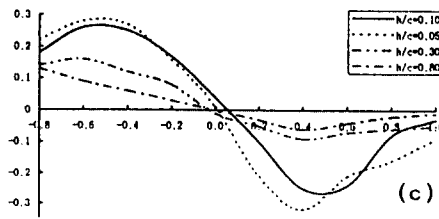
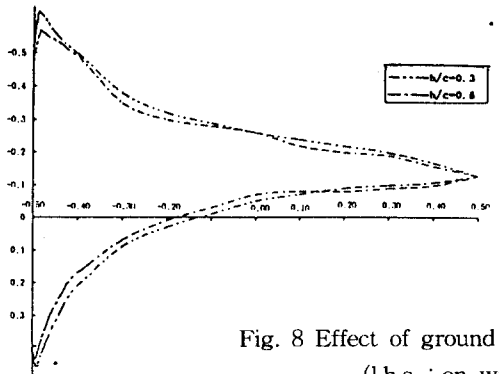
- (a) Pressure at midspan($j=3$)(off PAR)
- (b) Pressure at midspan($j=3$)(PAR 1)
- (c) Pressure at midspan($j=3$)(PAR 2)



(a) $h/c=0.1$



(b) $h/c=0.3$



(c) Off PAR

Fig. 8 Effect of ground on computed pressure coefficient
(l.h.s. : on wing, r.h.s. : on ground)

Fig. 8은 날개표면의 압력분포와 지면효과를 압력계수로 나타낸 것이다. (a)는 깊이 0.1, (b)는 깊이 0.3, (c)는 off PAR 에서의 압력분포를 각각 나타낸다. 本計算에서 使用한 計算機는 SUN SPA RC 2000 이다.

4. 結 論

本研究에서는 有限差分法에 의해 定式화된 NS Solver를 利用해, 地面效果를 갖는 3次元 날개주위의 流動場 計算을 수행, 地面으로 부터 高度에 따른 揚力, 抗力, Ram 壓의 影響을 검토했다. 그 結果는 다음과 같다.

- (1) 일정한 받음각을 가지는 3차원 날개주위의 유동해석과 이에 의한 양력계수의 비교를 통하여 본 계산조직의 정도를 확인하였다.
- (2) 본 계산에 의하면 고도가 낮아질수록 PAR 효과에 의하여 날개 아래쪽에서 속도가 느려지고 Ram 압력이 높아지며 이에 의해 양력이 증가하는 현상을 얻을수 있었다.
- (3) PAR을 적용할 경우 Ram 압력의 증가가 앞날개 근처에 나타나고 설치위치에 관해서는 날개下部로 다량의 공기를 投入할 경우 큰 揚力을 얻을수 있다는 것이 규명되었다.

後 記

이 論文은 1996年度 韓國學術振興財團의 공모과제 연구비에 의하여 연구되었기 이에 관계자 여러분께 감사드립니다.

參 考 文 獻

- 1) "Preliminary Economic Analysis of Winged Hull Vehicles", Lockheed California Company Report LA/ME/2148, Sep., 1962
- 2) Lippisch, A.M., "The Aerodynamic Ground Effect and Development of the Aerofoil Boat", Luftfahrttechnik-Raumfahrttechnik 10, pp. 261-269, 1964
- 3) "Janes Surface Skimmers", Janes Publishing

- Company Limited, London, pp.26-28, England
- 4) 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
- 5) Chung, K.H., Chun, H.H., et al, "Experiment Studies on WIG Effect and Design and Construction of a PARWIG Craft", Proc. of Autumn Conf. of Soc. of Nav. Arch., Korea, 1995
- 6) 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
- 7) Jeong, S.M., Lee, Y.G., Lee, S.H., "Numerical Calculation on Flow Fields around a 2-D WIG", Proc. of Autumn Conf. of Soc. of Nav. Arch., Korea, 1995
- 8) Yoon, B.S., Kim, Y.K., "A Basic Study on the Viscous Flow Characteristics around WIG", Proc. of Autumn Conf. of Soc. of Nav. Arch., Korea, 1995
- 9) 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
- 10) 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
- 11) Riegels, F.W., "Aerofoil Sections", Butterworths, London, 1961
- 12) Abbott, I.H. and Von Doenhoff, A.E., "Theory of Wing Sections", Dover Publication, New York, 1958
- 13) Hirata, N., "Numerical Study on the Aerodynamic Characteristics of a Three Dimensional Power Augmented Ram Wing in Ground Effect", Jour., Soc., Naval Arch. of Japan, Vol.179, pp.31-39, 1996