

### 지면 효과를 갖는 3차원 날개의 유동해석

#### Flow Analysis of Three-Dimensional Wing in Ground Effect

임 예훈(KIMM), °장 근식(KAIST)

Ye-Hoon Im, Keun-Shik Chang

Ground effect of three-dimensional wing is studied. LU-factored Implicit upwind TVD scheme and Baldwin-Lomax turbulence model are used for this calculation. To investigate ground effect, NACA 4415 wing at M=0.5 calculated. Two different angles of attack and three cases of flight height are calculated. As increasing angle of attack, the ground effect becomes strong. In case of NACA 4415 wing in ground effect, strength of wing tip vortex becomes stronger than that of free flight.

#### 1. 서론

항공기가 지면 가까이 비행하면 공기의 흐름이 지면에 의해 제한을 받게 되어 흐름의 형태가 변하게 된다. 즉 올려흐름(Upwash), 내리흐름(Downwash), 날개끝 와류(Tip vortex) 등이 감소하게 되고 pitching 모멘트와 양력이 증가하고 유도항력이 감소하게 되는데 이러한 현상을 지면 효과(ground effect)라 한다. 지면 효과를 이용한 WIG선은 항공기처럼 운항고도까지 상승할 필요가 없기 때문에 경제적이고 객실을 여압 할 필요도 없으므로 무게를 감소 시킬수 있다. 또한 활주로 등의 부대시설이 필요 없기 때문에 사회 간접자본에 많은 투자를 할 필요가 없다. 이러한 장점을 가진 WIG선은 군사, 운송레저, 수평 이착륙 우주선 등 다양한 용도로 활용 될 수 있어 러시아[1], 독일[2,3], 일본[4], 중국[5] 등에서 연구가 활발히 진행되고 있으며 국내에서도 이와 연계하여 WIG선 주위의 유동 해석에 대한 다양한 연구가 이루어 졌다. 특히 저자들은 아음속 난류 유동영역에서 지면효과를 갖는 2차원 에어포일의 특성에 대한 연구[6]에서부터 파형 곡면 위를 비행하는 WIG 에어포일의 비정상 압축성 유동[7], 지면 효과를 갖는 직렬 에어포일 주위의 유동[8]등 광범위한 WIG 에어포일 주위의 유동을 해석하였다. 한편 지면효과는 3차원 유동 구조에 의해 큰 영향을 받기 때문에 지면효과를 보다 정확하게 규명하기 위해서는 3차원 유동에 대한 연구가 필요하다. 따라서 본 연구에서는 지금까지의 2차원 유동해석에서 한층 더 발전한 3차원 유동장으로 연구 범위를 확대하였다. 본 연구에서는 M=0.5, α=2°, 4°, h=0.15, 0.3, free flight인 유동 조건에서 비행하는 NACA 4415 날개 주위의 압축성 난류 유동장을 해석하고 공력 계수의 변화, 날개끝 vortex의 변화 등을 살펴보았으며 지면 효과를 갖게 될 때 나타나는 공기역학적 현상들에 대해 논의하였다.

#### 2. 지배방정식 및 수치 기법

##### 2.1 지배방정식

3차원 Navier-Stokes 방정식을 계산 영역에서 쓰면 다음과 같다. 여기서

$$\bar{Q} = \frac{Q}{J}, \quad \bar{E} = \frac{1}{J}(\xi_1 Q + \xi_2 E + \xi_3 F + \xi_4 G), \quad \bar{F} = \frac{1}{J}(\eta_1 Q + \eta_2 E + \eta_3 F + \eta_4 G), \quad \bar{G} = \frac{1}{J}(\zeta_1 Q + \zeta_2 E + \zeta_3 F + \zeta_4 G),$$

$$\bar{E}_v = \frac{1}{J}(\xi_2 E_v + \xi_3 F_v + \xi_4 G_v), \quad \bar{F}_v = \frac{1}{J}(\eta_2 E_v + \eta_3 F_v + \eta_4 G_v), \quad \bar{G}_v = \frac{1}{J}(\zeta_2 E_v + \zeta_3 F_v + \zeta_4 G_v).$$

J는 Jacobian이며 Q는 유동 변수 벡터, E, F, G는 3차원 유속 벡터, E<sub>v</sub>, F<sub>v</sub>, G<sub>v</sub>는 점성 유속 벡터이다.

1) 한국기계연구원 비활성 가스제너레이터 사업단 대전광역시 유성구 장동 171. 042-868-7357

2) 한국과학기술원 항공우주공학과(305-701) 대전광역시 유성구 구성동 373-1. 042-869-3711



## 2.2 수치 기법

시간 차분법으로는 LU근사 인자화를 채택하였으며, 공간 차분법으로는 점성 음성항에는 Steger-Warming의 Flux Splitting 방법으로 1차의 Upwind 차분을 하고 양성항은 Harten-Yee의 Flux Difference Splitting 계열의 Upwind-TVD기법을 사용하여 전체적으로 TVD 성질을 만족하는 2차의 Implicit-Upwind 스킴이 되도록 만들었다. 코드의 검증은 논문[9]을 참조하기 바란다.

## 3. 계산 결과

지면 효과를 갖는 3차원 날개 주위의 유동장을 계산하기 위해 NACA 4415 에어포일을 기본으로 하여 가로세로비가 3.1인 사각 날개를 형성하였다. 날개의 끝은 스펠 길이의 3%를 연장하여 빼기형태로 마무리하였다. 격자계는 131\*34\*46\*2의 H형 격자계를 사용하였다. 마하수 0.5, 레이놀즈수  $2.1 \times 10^6$ , 받음각 2.0도~4.0도, 지면에서 높이가 0.15, 0.3, free flight의 유동 조건에 대해 계산하였다.

### 3-1. Case 1 : 받음각 2.0도

받음각이 2.0도 일 때 free flight인 경우와 지면에서 높이가 각각  $h=0.15, 0.3$ 인 경우에 대해 계산하였다. Table 1에는 양력계수, 항력계수가 나타나 있다.  $C_l$ 은 free flight인 경우 0.399에서  $h=0.15$ 인 경우 0.441로 10%정도 증가하였고  $C_d$ 는 미세하게 감소하여 양항비는

		$C_l$	$C_d$	L/D
$\alpha=2.0^\circ$	free flight	0.399	0.033	12.1
	$h=0.3$	0.432	0.030	14.4
	$h=0.15$	0.441	0.026	17.0

Table 1. Aerodynamic coefficients of NACA 4415 Wing

12.1에서 17.0으로 증가하였다. Jacob[3]은 비행 마하수 0.17,  $Re=2.1 \times 10^6$ , 에어포일 코드의 1/4 지점에서 지면까지의 거리가 0.335일 경우에 대해 실험을 수행하고 패널법 계산과 비교하였다. 받음각이 2°인 경우 뒷전에서 지면까지의 거리는 0.309가 되며, Jacob의 실험 결과에 압축성 효과를 보정해 주면  $C_l=0.42$ 가 된다. 이는 본 연구에서  $h=0.3$ 일 때 계산된 양력 계수의 값과 비교적 잘 일치함을 볼 수 있다. Fig. 1에는  $h=0.15$ 일 때 날개 표면과 유동장의 등압력 선도가 나타나 있다. 날개끝에서는 아리면과 윗면의 압력차이 때문에 발생하는 날개끝 와류를 관찰할 수 있다. Fig. 2는 등마수 선도이다. 날개 표면에서는 속도가 0이므로 isoline들이 하나도 존재하지 않는다. 날개끝에서는 날개

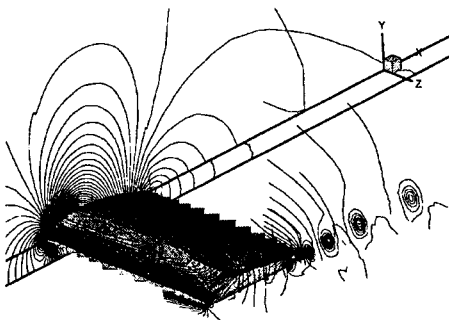


Fig. 1. Pressure contours of NACA 4415 Wing ( $M=0.5, Re=2.1 \times 10^6, \alpha=2^\circ, h=0.15$ )

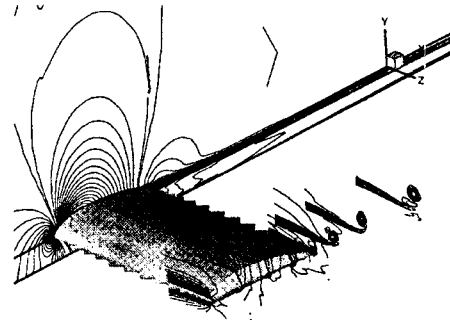
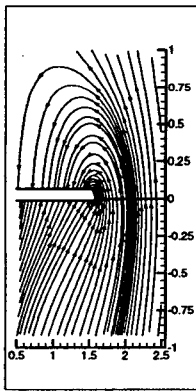
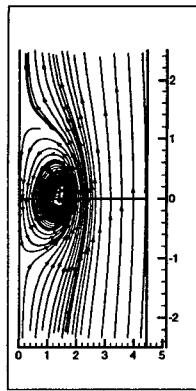


Fig. 2. Mach number contours of NACA 4415 Wing ( $M=0.5, Re=2.1 \times 10^6, \alpha=2^\circ, h=0.15$ )

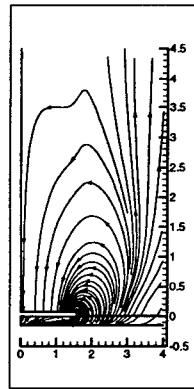
코드 방향으로 갈수록 경계층이 성장하는 것을 관찰 할 수 있으며 아울러 날개끝 와류가 형성되는 것도 관찰 할 수 있다. 날개 바로 뒷부분에서는 날개의 윗 부분에서 생성된 경계층과 아랫부분에서 생성된 경계층이 합쳐져서 나타나나 날개에서 멀어질수록 두 부분으로 나누어지는 것을 관찰할 수 있다. Fig. 3에는 free flight일 때의, Fig. 4에서는  $h=0.15$ 일 때의 날개의 단면과 후류 지역에서의 stream line들이 나타나 있다. Fig. 3과 Fig. 4를 비교해 보면 날개 아래쪽의 지면의 존재로 인해 stream line의 형상이 현저히 다른 모습을 보이고 있음을 알 수 있다. Fig. 3과 4의 (a)에는 날개의 75% 지점에서 stream line이다. free flight인 경우 vortex의 크기가 코드길이의 약 0.8배 정도이나 지면이 있는 경우 vortex의 크기는 급격히 증가하여 코드길이의 약 3.5배 이상의 크기가 된다. Fig. 3과 4의 (b)에는  $x=2.0$ 에서의 stream line이다. free flight인 경우 vortex의 모양이 거의 대칭에 가까운 형태이나 지면의 영향을 받는 경우 지면의 존재에 의해 전혀 상이한 모습을 보이고 있다. vortex의 크기는 후류 방향으로 갈수록 성장한다. Fig. 5는 날개 스펠의 20%, 70% 지점에서의 압력계수곡선이다. 날개의 아래면에서의 압력계수는 거의 일정하나 윗면에서는 날개 끝쪽으로 갈수록 압력계수의 절대값은 감소한다. 이는 날개의 아래면과 윗면의 압력차이를 감소시키기 위해 날개끝에서 발생하는 날개끝 와류에 의한 영향이다. 지면의 존재로 인해 날개 아래면, 앞전에서 약 25%지점까지 압력이 자유 비행 일 때 보다 증가하는 것을 볼 수 있다. 그 외 지역에서는 지면효과를 가질 때와 자유 비행일 때와 큰 차이는 없다.



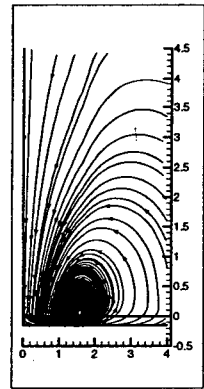
(a)



(b)



(a)



(b)

Fig. 3. Stream line at wing tip( $M=0.5$ ,  $Re=2.1 \times 10^6$ ,  $\alpha=2^\circ$ , free flight) (a) $x=0.75$ , (b) $x=2.0$

Fig. 4. Stream line at wing tip( $M=0.5$ ,  $Re=2.1 \times 10^6$ ,  $\alpha=2^\circ$ ,  $h=0.15$ ) (a) $x=0.75$ , (b) $x=2.0$

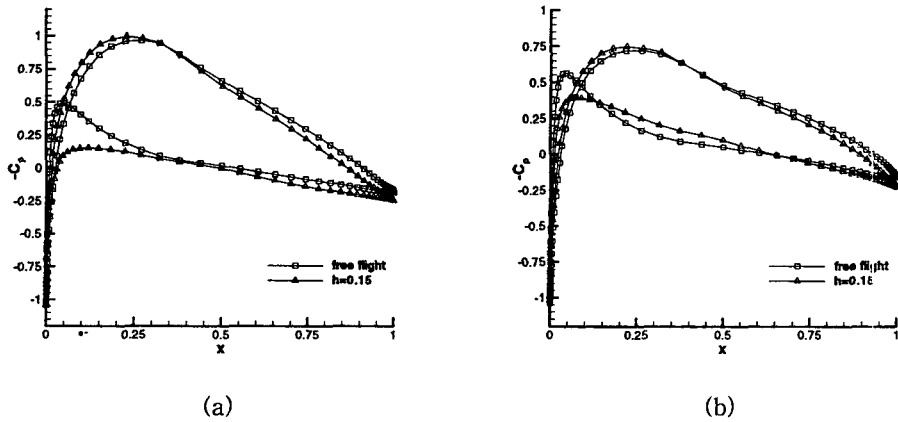


Fig. 5. Distribution of pressure coefficient at different section of NACA 4415 wing( $M=0.5$ ,  $Re=2.1 \times 10^6$ ,  $\alpha=2^\circ$ ) (a)  $z/c=20\%$ , (b)  $z/c=70\%$

3-2. Case 2 : 받음각 4.0도

받음각을 2.0도 증가시켜 받음각이 4.0도인 경우에 대해 해석하였다. Table 2에는 공력계수값들의 변화가 나타나 있다. Case 1의 경우와 마찬가지로 지면에 가까워질수록 양력계수는 증가하고 항력계수는 감소하여 양항비가 증가하는 것을 관찰할 수 있다. Fig. 6에는 원방에서의 전압력에 대한 날개 후류 지역에서의 전압력비( $P_o/P_{o\infty}$ )가 나타나 있다. 날개 상에서는 vortex가 약해서 경계층 지역 외에는 주목할만한 전압력의 손실이 없어서 나타나지 않았다.

		$C_l$	$C_d$	L/D
$\alpha=4.0^\circ$	free flight	0.537	0.042	12.8
	$h=0.3$	0.603	0.039	15.5
	$h=0.15$	0.662	0.037	17.9

Table 2. Aerodynamic coefficients of NACA 4415 Wing

$h=0.15$ 일 때 날개의 바로 끝 부분인  $x=1.0$ 에서의 전압력비이다. 이 지역에서는 경계층내의 점성에 의한 손실이 vortex에 의한 손실보다 크다. Fig. 6 (b)와 Fig. 7 (b)에는  $x=2.5$ 에서의 전압력비가 나타나 있다. 이 지역에서는 경계층내의 점성에 의한 전압력의 손실보다는 vortex에 의한 전압력의 손실이 우세하다. 경계층은 2부분으로 나누어지는데, 윗쪽 부분은 날개의 윗면에서 발생한 후류이며 아랫부분은 날개의 아래면에서 성장한 후류이다. vortex의 크기는 후류로 갈수록 증가하지만 강도는 약화되는 것을 관찰할 수 있다. free flight인 경우 vortex core에서의 전압력비는 0.930이지만  $h=0.15$ 인 경우 전압력비는 0.913으로 지면에 가까워질수록 압력 손실이 증가한다. 이는 지면이 있을 경우 vortex의 강도가 더 강해짐을 의미한다. 지금까지 알려진 바에 의하면 지면이 있을 경우 vortex의 크기가 증가하면서 강도는 자유 비행일 때 보다 더 약해진다고 알려져 있으나[10] NACA 4415날개의 경우는 계산 결과 정반대임이 밝혀졌다. 지면의 존재로 인해 날개 아래면의 압력이 더 높아져서 날개 끝에서 vortex가 더 강해지려는 경향이 날개 아래 방향에서 날개 끝쪽으로 흐를 때문에 vortex의 크기가 증가하여 vortex 강도가 약해지려는 경향보다 더 강하여 전체적으로 vortex의 강도는 증가한다. Fig. 8에는 날개 스패의 45%, 75% 지점에서의 압력계수곡선이다. 받음각이 2도 인 경우 코드 25%지점까지 지면효과에 의한 압력의 증가가 관찰되었는데 4도 인 경우는 코드 전 영역에 걸쳐 압력의 증가가 관찰되었다. 즉 받음각이 증가함에 따라 지

면 효과의 영향도 증가하였음을 의미한다. Fig. 9에는 vortex core의 위치가 나타나 있다. (a)에는 vortex core의 z 좌표가 나타나 있다. free flight인 경우 vortex core는 후류로 갈수록 날개 안쪽으로 흘러가는데 비해 지면효과가 있을 경우 vortex core는 날개 바깥쪽으로 흘러가는 것으로 관찰되었다. (b)에는 vortex core의 y좌표가 나타나 있다. free flight인 경우 후류로 갈수록 vortex core의 높이는 점점 더 높아지는데 반해 지면 효과 있을 경우에는 약간 증가하다가 일정한 높이를 계속 유지한다. 이러한 차이는 free flight인 경우 날개 후류 지역에서도 원방에서 일정한 받음각을 가진 유동이 계속 유입되어 vortex core를 위쪽으로 밀지만 지면에 있을 경우 지면에 의해 v방향 속도가 제한을 받기 때문에 일정한 높이를 유지한다.

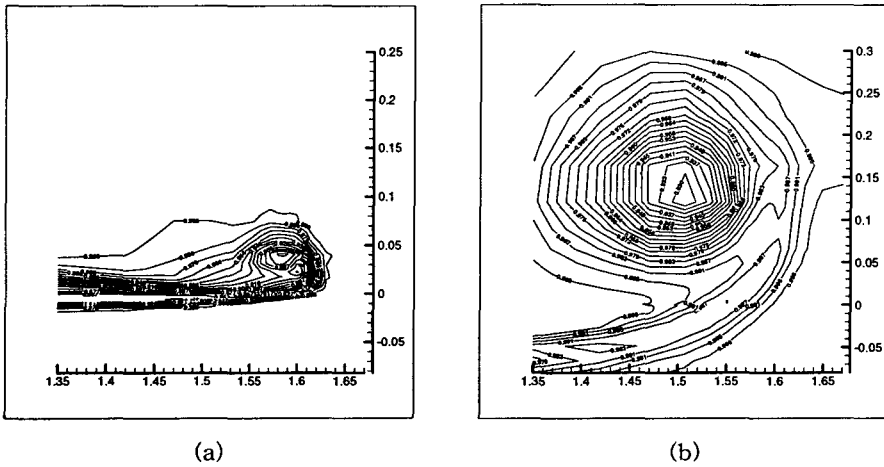


Fig. 6. Total pressure ratio( $P_o/P_{o\infty}$ ) at wing tip ( $M=0.5$ ,  $Re=2.1 \cdot 10^6$ ,  $\alpha=4^\circ$ , free flight) (a) $x=1.0$  (b) $x=2.5$

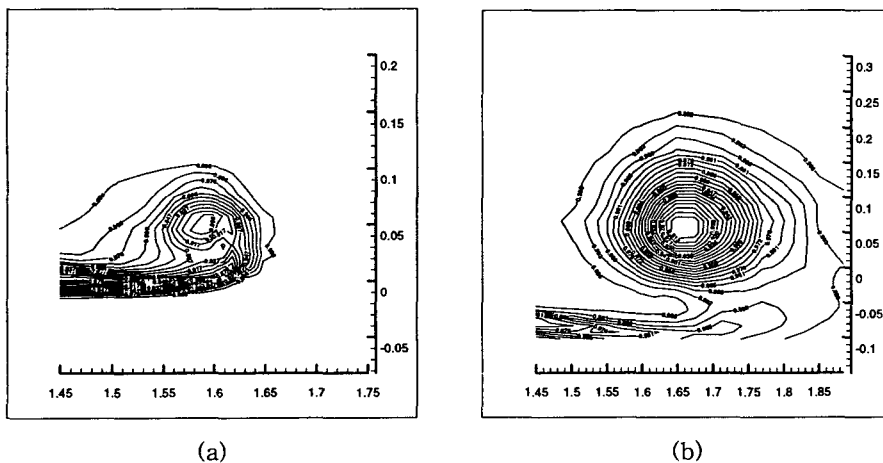


Fig. 7. Total pressure ratio( $P_o/P_{o\infty}$ ) at wing tip( $M=0.5$ ,  $Re=2.1 \cdot 10^6$ ,  $\alpha=4^\circ$ ,  $h=0.15$ ) (a) $x=1.0$  (b) $x=2.5$

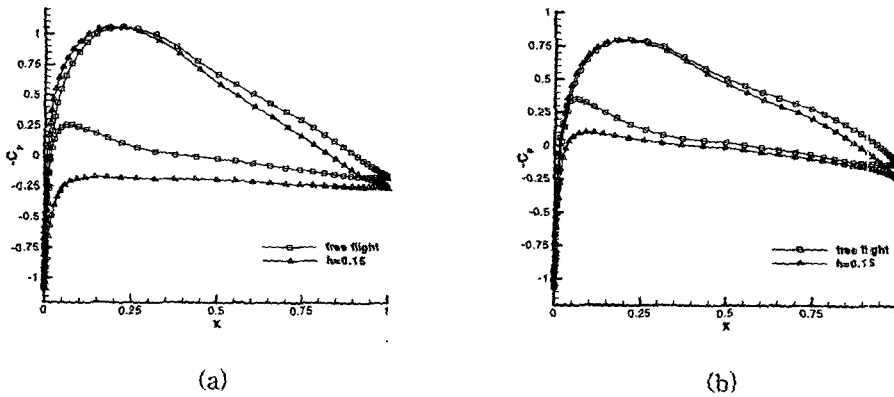


Fig. 8. Distribution of pressure coefficient at different section of NACA 4415 wing( $M=0.5$ ,  $Re=2.1 \times 10^6$ ,  $\alpha=4^\circ$ ) (a)  $z/c=45\%$  (b)  $z/c=85\%$

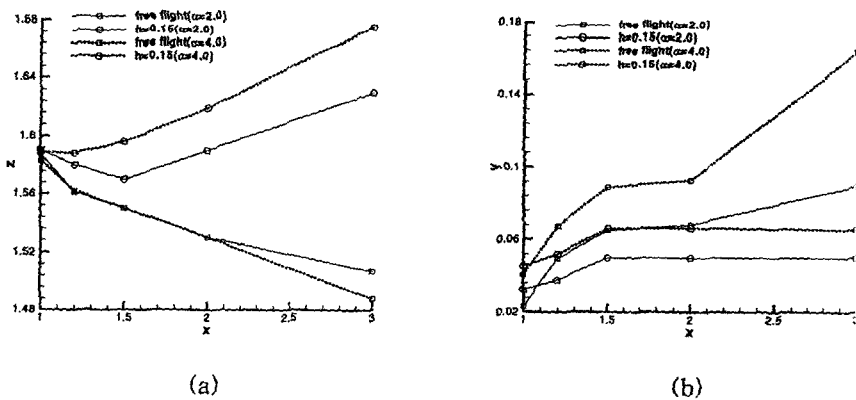


Fig. 9. Trajectories of vortex core (a)  $z$  vs.  $x$ , (b)  $y$  vs.  $x$

#### 4. 결론

지면효과를 갖는 NACA 4415 날개 주위의 압축성 난류 유동을 계산하였으며 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

첫째, 3차원 날개에서도 지면 효과에 의해 양항비가 증가하는 것을 관찰 할 수 있었다. 받음각이 작은 경우에는 날개 하단의 전방 부위에서만 압력의 증가가 관찰되었으나 받음각이 큰 경우에는 날개 하단 전 영역에 걸쳐 고른 압력 증가를 보였으며 양항비 증가가 가속되는 것이 관찰되었다.

둘째, 일반적으로 3차원 날개가 지면효과를 가질 경우 vortex의 크기가 증가하면서 vortex 강도가 감소하는 것으로 알려져 있다. 그러나 NACA 4415 날개의 경우 본 계산에 의하면 지면효과에 의한 압력의 증가로 인한 vortex 강도의 증가가 vortex 크기의 증가로 인한 vortex 강도의 감소보다 커서 전체적인 wing tip vortex의 강도는 증가한다. 일반적인 날개에 대한 결론은 좀 더 다양한 형태의 날개에 대해 계산을 수행한 후 내려져야 할 것 같다.

셋째, vortex core의 궤적은 자유 비행일 경우 후류 방향으로 갈수록 날개 안쪽으로 이동하며 높이가 증가하나 지면 효과가 있을 경우 날개 바깥쪽으로 이동하며 높이가 증가하다가 일정 높이를 계속 유지한다.

#### 참고문헌

- [1] Alexeyev S. S., "Creation of High-Speed Amphibious Boats Using Ground Proximity Effect of the Example of Sever Boats," Workshop Proceedings of Ekranoplans and Very Fast Craft, University of New South Wales, 1996, pp. 134-145.
- [2] Steinbach D., and Jacob K., "Some Aerodynamic Aspects of Wings near Ground," Japan Society for Aeronautical & Space Science Transactions, Vol. 34, No. 104, 1991, pp. 56-70.
- [3] Jacob K., "Advanced Method for Computing Flow Around Wings with Rear Separation and Ground Effect," Journal of Aircraft, Vol. 24, No.2, 1987, pp. 126-128.
- [4] Morishita, E., and Tezuka, K., "Ground Effect Calculation of Two-Dimensional Airfoil," Japan Society for Aeronautical & Space Science Transactions, Vol. 36, No. 114, 1994, pp. 270-280.
- [5] Hsiun C. M., and Chen C. K., "Aerodynamic Characteristics of a Two Dimensional Airfoil with Ground Effect," Journal of Aircraft, Vol 33, No. 2, 1996, pp. 386-392.
- [6] 임 예훈, 장 근식, "아음속 난류 유통 영역에서 지면 효과를 갖는 2차원 에어포일의 특성," 한국전산유체공학회 추계학술대회 논문집, 1997, pp. 61 - 65
- [7] 임 예훈, 장 근식, "지면효과를 갖는 직렬 에어포일 주위의 공력 해석에 관한 연구," 한국전산유체공학회 추계학술대회 논문집, 1999, pp. 174-180
- [8] Ye-Hoon Im, Keun-Shik Chang, "Unsteady Aerodynamics of a WIG Airfoil Moving over a Wavy Wall, " 38th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, AIAA 2000-0657
- [9] 임 예훈, 장 근식 외, "LU 근사 인자화 기법을 이용한 항공기 날개 주위의 압축성 난류 유통 해석," 한국항공우주학회지 제 25권 3호, 1997, pp. 26-35
- [10] <http://www.se-technology.com/wig/>