論文 J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(4), 298-304(2014)
DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.4.298

양력선 방법을 이용한 지면효과가 날개의 공력성능에 미치는 영향 분석

이창호*, 강형민, 김철완

Analysis of the Influence of Ground Effect on the Aerodynamic Performance of a Wing Using Lifting-Line Method

Chang Ho Lee*, Hyung Min Kang and Cheolwan Kim
Aerodynamics Team, Korea Aerospace Research Institute

ABSTRACT

The lifting-line method based on Weissinger's method is extended to be able to analyze the ground effect. The method is applied to predict the variation of aerodynamic performance due to ground effect for the elliptic wing with aspect ratio of 10 and the wing of human powered aircraft. While the vortex strength of the wing increases slightly, the downwash decreases significantly as the wing approaches to the ground. For the wing of human powered aircraft, the increment of lift at the height of 2m is 5% than the lift outside the influence of ground effect. The decrease of induced drag at the height of wing span is 10% and at the height of 2m is 55% than that out of ground effect.

초 록

Weissinger의 방법을 기반으로 양력선 방법을 지면효과를 고려한 해석이 가능하도록 확장하였다. 이 방법을 이용하여 가로세로비 10의 타원형 날개와 인간동력항공기 날개에 대해 지면효과에 의한 공력성능 변화를 예측하였다. 날개가 지면에 가까워질수록 날개의 와류강도는 약간 증가하지만 내리흐름은 크게 감소한다. 인간동력항공기 날개의 경우에 날개가 지면에 가까울수록 양력은 증가하여 높이가 $2m$에서 양력계수는 지면효과를 받지 않을 때보다 5% 증가한다. 유도항력계수는 날개가 지면에서 스팬길이 높이에 있을 때에 지면효과가 없을 때보다 10% 감소하고 높이가 $2m$이면 55% 감소한다.

Key Words : Ground Effect(지면효과), Lifting-line Theory(양력선 이론), Lift(양력), Induced Drag(유도항력), Potential Flow(포텐셜 유동)

Ⅰ. 서 론

항공기는 이륙과 착륙을 할 때에 지면에 가까이 비행해야 한다. 이러한 조건에서 항공기 주위 유동은 지면에 의해 크게 변화되어 양력과 항력이 바뀌는데 이것을 지면효과라고 한다. 지면효과는 날개 뒤의 내리흐름을 감소시켜 유도항력을 작게 하는 것으로 알려져 있다[1].

지면효과의 영향에 대해서는 국내외에서 많은 연구결과가 발표되어 왔으며, 발표된 연구를 정리하면 다음과 같다. Han[2]은 비평면 패널법을 기반으로 날개의 지면효과를 해석할 수 있는 수

† Received: September 17, 2013 Accepted: March 20, 2014
* Corresponding author, E-mail : leech@kari.re.kr
http://journal.ksas.or.kr/
pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

치기법을 개발하여 여러 형태의 날개에 대해 해석하였다. Joh[3]는 Navier-Stokes 방정식 코드를 이용하여 WIG 선의 익형에 대해 이착륙과 순항시의 정안정성 변화를 분석하였다. Kim[4]은 경계요소법을 사용하여 비평면 지면위로 비행하는 날개의 공력특성을 파악하였다. Kim[5]은 Fluent와 ESDU를 이용하여 지면효과로 인한 항공기 공력특성 변화를 분석하였다. Phillips and Hunsaker[6]는 양력선 이론에 근거한 수치적 방법의 계산 결과로부터 지면효과를 받는 날개의 양력계수와 유도항력계수 비를 지면으로부터의 높이와 가로세로비 및 양력계수를 변수로 하여 계산할 수 있는 닫힌 형태의 식을 제시하였다. 이와 같이 지면효과에 의한 항공기 공력특성의 변화를 분석하기 위한 해석에는 대상 문제에 따라 여러 방법들이 사용되어 왔다.

본 논문에서는 지면효과가 인간동력항공기 날개의 공력성능에 미치는 영향을 분석한다. 인간동력항공기의 날개는 매우 큰 가로세로비를 갖고 낮은 속도로 비행하는데, 이러한 날개의 경우 지면효과에 의한 양력증가는 매우 작고 항력에서는 유도항력의 감소가 크게 나타나게 된다[6]. 따라서 가로세로비가 크고 저속으로 비행하는 날개에 대해 지면으로부터의 높이에 따른 양력 및 유도항력 변화를 예측하기에 적합한 공력해석 방법이 요구된다. Phillips[7]는 수치적 양력선 방법과 Euler 방정식 코드를 사용하여 3차원 날개의 비점성, 비압축성 유동해석을 수행하고 계산시간을 비교하였다. Euler 코드는 수치점성 영향을 줄이기 위해 5차의 풍상차분법을 사용하고 격자수 영향이 없도록 격자 수를 증가시키며 계산하였다. 계산결과를 보면 받음각 변화에 대한 양력계수 및 유도항력계수는 양력선 방법과 Euler 코드의 결과가 큰 차이가 없으나 계산시간은 양력선 방법보다 Euler 코드가 약 2백만 배가 더 소요되는 것으로 분석하였다. 즉 유동해석을 통해 얻고자 하는 공력 데이터의 종류와 요구되는 정확도에 따라 계산방법을 다르게 할 필요가 있다는 것을 보여준다. 본 연구에서 다루는 문제는 포텐셜 유동 결과가 필요하고 지면으로부터의 높이 변화에 대한 빠른 계산이 요구된다. 따라서 빠르고 정확하게 비점성, 비압축성 유동의 공력해석을 할 수 있는 양력선 방법으로 지면효과에 의한 날개의 공력성능 변화를 계산한다. Prandtl의 양력선 이론에서 발전하여 후퇴각을 갖는 날개의 공력해석이 가능한 Weissinger 방법[8]을 기반으로 지면효과를 다룰 수 있도록 확장한다. 개발한 방법으로 타원형 날개 및 항공우주연구원에서 설계한 인간동력항공기 날개의 공력성능에 지면효과가 미치는 영향을 분석한다. 지면효과가 없는 조건에서 상용코드인 Fluent로 계산한 항력과 양력선 방법으로 계산한 유도항력으로부터 점성항력을 추출하고, 지면효과가 있을 때 유도항력과 점성항력을 합한 전체 항력의 크기를 예측한다.

II. 계산 방법

Figure 1은 지면효과를 고려한 해석을 위한 가상날개의 모델링 개략도를 보여준다. 지면에 $x-y$ 면이 놓이고 지면으로부터 윗 방향을 양의 z축으로 정한다. 지면으로부터 높이 h에 실제 날개가 위치하면 $x-y$ 면에 대칭으로 z축 방향으로 $-h$에 가상 날개가 위치한다. 양력선 이론에서 날개는 스팬 방향으로 놓인 구속와(bound vortex)로 대체하고, 와류의 강도는 스팬 방향으로 변한다. 날개의 평면 형상을 스팬 방향으로 유한한 수의 요소로 나누고, 각 요소에는 말굽와(horseshoe vortex)를 분포시킨다. 말굽와는 날개의 1/4 시위 선에 놓인 구속와와 구속와의 양 끝점에서 뒤로 자유류 방향으로 무한히 이어진 2개의 뒷전와(trailing vortex)로 구성된다. 그리고

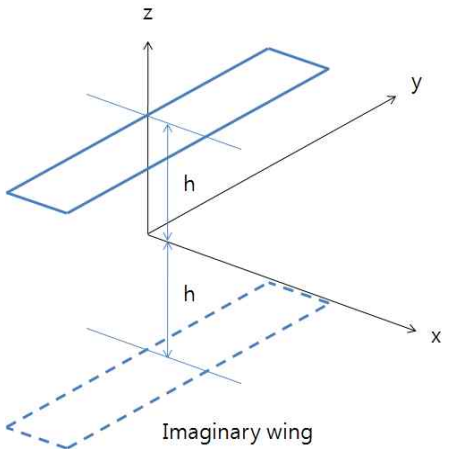

Fig. 1. Modeling of ground effect

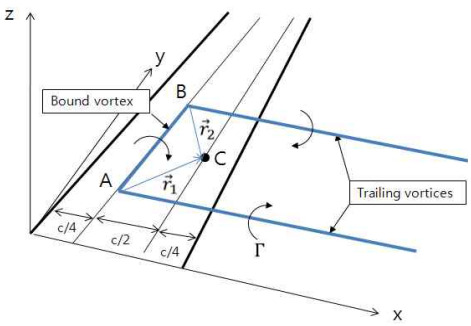

Fig. 2. Horseshoe vortex geometry

하나의 말굽와는 구속와와 뒷전와가 같은 크기의 강도를 가진다. Fig. 2는 좌표계 및 날개에 놓인 하나의 말굽와를 보여준다. 말굽와에 의해 제어점 C에 유도되는 속도는 Biot-Savart 법칙 식으로 계산할 수 있다. 여기서 제어점은 말굽와가 위치한 요소에서 3/4 시위길이의 위치한다. Fig. 1에서 실제날개의 스팬방향으로 N 개의 말굽와를 분포시키면 실제 날개에 위치한 임의의 제어점 i에 유도되는 속도는 다음과 같이 계산한다 [7,9,10].

$$\overrightarrow{V_i} = \frac{1}{4\pi}\sum_{j=1}^{N}\overrightarrow{C_{ij}}\Gamma_j \tag{1}$$

여기서

$$\overrightarrow{C_{ij}} = (u_{rw}, v_{rw}, w_{rw})_{ij} = \frac{(r_{ij1}+r_{ij2})(\vec{r}_{ij1}\times\vec{r}_{ij2})}{r_{ij1}r_{ij2}(r_{ij1}r_{ij2}+\vec{r}_{ij1}\cdot\vec{r}_{ij2})} + \frac{\overrightarrow{e_\infty}\times\vec{r}_{ij2}}{r_{ij2}(r_{ij2}-\overrightarrow{e_\infty}\cdot\vec{r}_{ij2})} - \frac{\overrightarrow{e_\infty}\times\vec{r}_{ij1}}{r_{ij1}(r_{ij1}-\overrightarrow{e_\infty}\cdot\vec{r}_{ij1})} \tag{2}$$

그리고 지면효과를 고려하기 위해 도입한 가상날개에 의해 유도되는 속도는 Katz[10]의 방법을 적용하여 계산한다. 제어점을 가상날개로 옮기고 그 제어점에 실제날개에 놓여있는 말굽와 들에 의해 유도되는 속도를 계산하는 것이다. 즉 실제날개의 제어점 i의 좌표가 (x,y,h)이면 가상날개의 제어점 좌표는 $(x,y,-h)$가 된다. 따라서 가상날개의 제어점에 유도되는 속도를 고려한 실제날개의 제어점에 유도되는 속도는 다음과 같이 계산한다.

$$\overrightarrow{C_{ij}} = (u_{rw}+u_{iw}, v_{rw}+v_{iw}, w_{rw}-w_{iw})_{ij} \tag{3}$$

여기서 $(u_{iw}, v_{iw}, w_{iw})_{ij}$는 가상날개의 제어점 i 에 유도되는 속도를 나타낸다.임의의 제어점에서 자유류에 의한 표면 수직속도 성분과 날개 전체 말굽와들에 의해 유도되는 속도의 표면 수직성분은 서로 상쇄되어야 한다. 제어점에서 표면 수직속도 경계조건을 적용하면 다음식으로 나타낼 수 있다. 여기서 $\vec{n}$은 제어점에서 표면에 수직인 단위벡터이다.

$$\frac{1}{4\pi}\sum_{j=1}^{N}\overrightarrow{C_{ij}}\cdot\overrightarrow{n_i}\Gamma_j = -\overrightarrow{V_\infty}\cdot\overrightarrow{n_i} \tag{4}$$

따라서 전체 N개의 제어점에 대해 N개의 선형방정식이 성립되므로 Γ의 분포를 구할 수 있다.

유도항력을 계산하기 위해서는 날개의 스팬방향으로 내리흐름 분포를 알아야 한다. 실제날개의 1/4 시위 위치에서 스팬방향으로 임의의 y에서 내리흐름각(downwash angle)은 다음과 같이 계산한다.

$$\alpha_{d-rw}(y) = \frac{1}{4\pi V_\infty}\int_{-b/2}^{b/2}\frac{d\Gamma(\bar{y})/dy}{y-\bar{y}}d\bar{y} \tag{5}$$

가상날개의 영향을 고려할 때 내리흐름 각을 다음과 같이 계산한다. 가상날개에 위치한 대칭점에서 실제 날개에 의한 내리흐름각은 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$\alpha_{d-iw}(y) = \frac{1}{4\pi V_\infty}\int_{-b/2}^{b/2}\frac{d\Gamma(\bar{y})/dy}{dist}d\bar{y} \tag{6}$$

여기서

$$dist = \frac{y-\bar{y}}{|y-\bar{y}|}\sqrt{(y-\bar{y})^2+4h^2}$$

이고, 따라서 지면효과를 고려한 전체 내리흐름각은 다음과 같다.

$$\alpha_d(y) = \alpha_{d-rw}(y) - \alpha_{d-iw}(y) \tag{7}$$

날개 전체의 양력과 유도항력은 다음과 같이 계산한다.

$$L = \int_{-b/2}^{b/2}\rho V_\infty\Gamma(y)\,dy \tag{8}$$

$$D_i = \int_{-b/2}^{b/2}\rho V_\infty\alpha_d(y)\Gamma(y)\,dy \tag{9}$$

III. 계산 결과 및 토의

계산방법을 검증하기 위해 타원형 날개에 대한 해석을 수행한다. 타원형 날개에 대해서는 Prandtl의 양력선 이론으로부터 양력과 유도항력이 가로세로비만의 함수가 되는 닫힌 식이 존재한다[9,10]. 가로세로비 10인 타원형 날개가 지면효과를 받지 않는 조건과 날개스팬의 1/4 높이에서 비행할 때의 조건에 대해 앞장에서 기술한 양력선 방법으로 계산하고, 그 해석결과들을 지면효과가 없을 때의 Prandl 해와 함께 비교한다. 받음각이 0~10도의 범위에서 양력계수의 변화를 Fig. 3에 도시하였다. 양력선 방법으로 계산한 양력계수는 지면효과가 없을 때 Prandtl의 해와 잘 일치하고, 높이가 b/4 일 때는 지면효과에 의해 양력이 증가하는 것을 볼 수 있다. 하지만 양력은 지면효과에 의해 소폭으로 증가하는데 그치고 받음각에 비례하는 경향을 보인다. Fig. 4에는 받

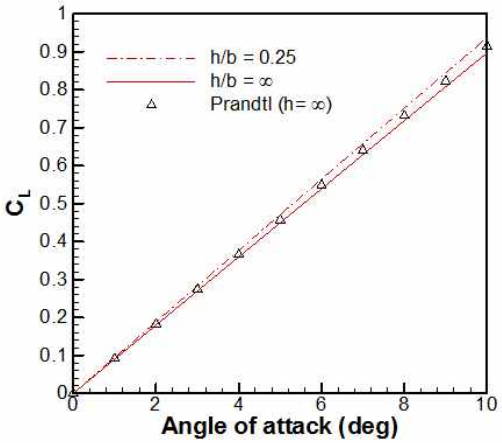

Fig. 3. Comparison of Lift Coefficients of Elliptic WIng

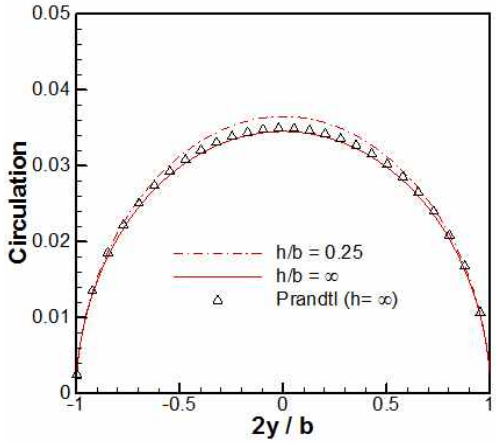

Fig. 5. Spanwise Distribution of Circulation of Elliptic Wing

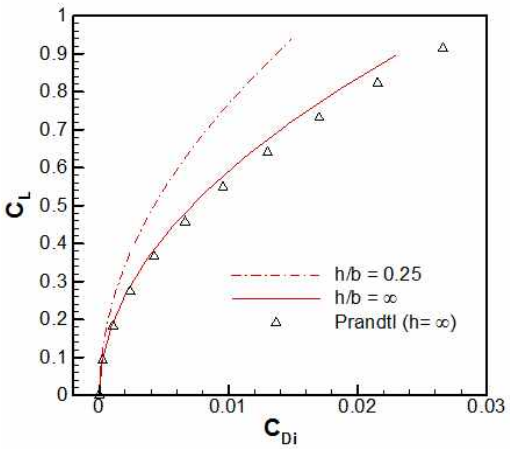

Fig. 4. Comparison of Lift and Induced Drag Coefficients of Elliptic Wing

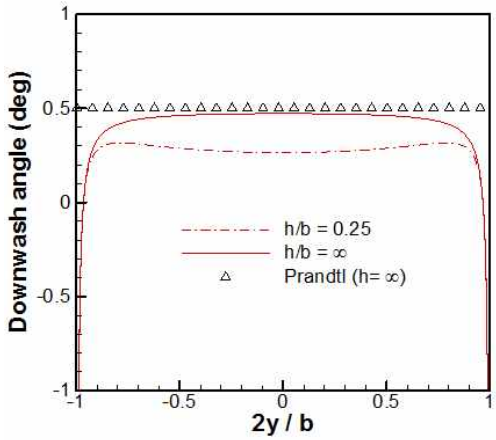

Fig. 6. Spanwise Distribution of Downwash Angle of Elliptic Wing

음각 증가에 따른 양항곡선을 도시한 것이다. 유도항력계수는 양력계수에 대해 2차 포물선 형태를 보여준다. 지면효과가 없을 때 양력선 방법 계산결과는 Prandtl의 해를 잘 따르지만 양력이 커지면서, 즉 받음각이 커지면서 유도항력을 약간 작게 예측한다. 날개가 지면효과를 받는 조건에서는 지면효과가 없을 때보다 유도항력이 크게 감소하는데 받음각이 커지면서 감소폭이 증가하고 있다. 즉 지면효과는 양력보다는 유도항력에 큰 영향을 주는 것을 알 수 있다. Fig. 5와 6에 날개 스팬방향으로 순환과 내리흐름각의 분포가 지면효과에 의해 어떻게 변화하는지 도시하였다. 지면효과를 받는 경우 순환은 날개 가운데 부분에서 약간 증가한다. 내리흐름각은 날개의 유도항력을 결정하는데 지면효과가 있을 때는 날개 스팬에 걸쳐 감소하며 날개 가운데에서 감소폭이 가장 크다. 이러한 결과로부터 수정된 양력선 방법은 지면효과를 잘 반영하는 것으로 판단된다.

다음은 양력선 방법을 이용하여 인간동력항공기의 날개에 대해 지면효과의 영향을 분석한다. 인간동력항공기의 날개 형상은 Fig. 7에서 볼 수 있다. 날개 스팬은 $20\,m$이고 가운데 부분은 직사각형이고 시위길이는 $0.96\,m$이다. 날개의 바깥부분은 앞전 후퇴각이 1°이고 익단 시위길이는 $0.667\,m$이다. 날개의 가로세로비는 $AR = 22.74$이다. 익형은 SG6043M 이고 이 익형의 영양력(zero lift) 받음각은 $\alpha_{L=0} = -6.8^\circ$이다. 날개는 붙임각(incidence angle) 4.5°로 동체에 장착되어 있다. 계산은 비행속도 $9.5\,m/s$로 일정한 조건에서 수행한다. 먼저 지면효과가 없는 조건에서 받음각 0~10도의 범위에서 상용 전산유체역학 코드인 Fluent 로 계산한 결과와 양력선 방법으로 계산한 결과를 비교한다. Fluent 계산에서 날개 표면격자는 사각격자로 약 85,000개이고 원방경

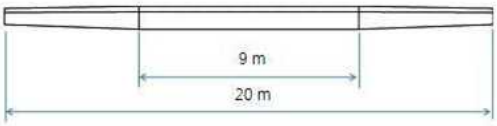

Fig. 7. Wing Planform of HPA

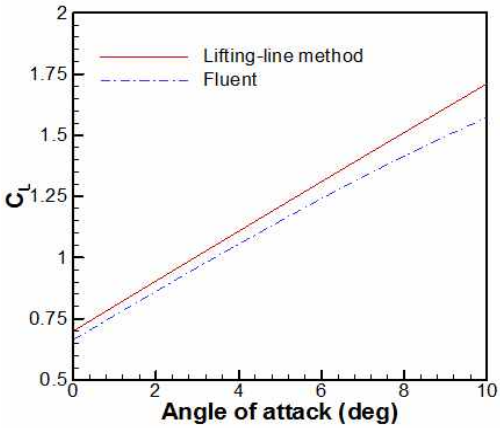

Fig. 8. Comparison of Lift Coefficients of HPA Wing

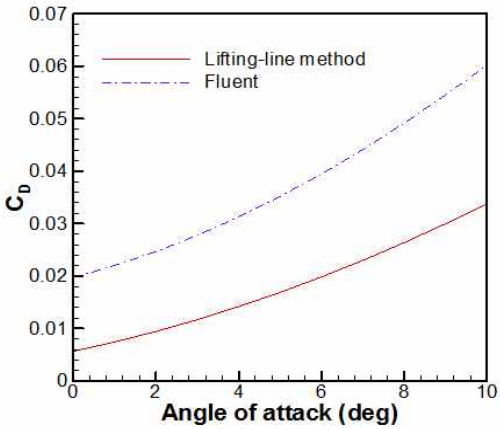

Fig. 9. Comparison of Induced Drag Coefficients of HPA Wing

계는 시위길이의 15배로 하여 볼륨격자는 4면체로 전체 격자수는 약 1,200만개이다. 계산방법으로 비압축성유동의 Pressure-based solver를 사용하였고 난류모델은 $k-\omega$ sst 모델을 사용하였다. Fig. 8은 두 방법으로 계산한 양력계수를 비교한 것이다. Fluent 결과는 양력선 방법 결과보다 양력을 약간 작게 예측한다. 양력선 방법에서는 2차원 익형의 양력기울기를 사용하는데 얇은 익형의 이론값인 2π를 사용한다. 따라서 인간동력항공기의 비행조건에서 SG6043M 익형의 점성유동 조건에서 양력기울기를 알기 위해 XFOIL과 Fluent로 점성유동해석을 수행하였다. 계산조건으로 레이놀즈수는 5×10^5이고 XFOIL에서 표면격자는 아래면과 윗면을 합해서 200개이고 Fluent의 계산격자는 약 30만개이다. 두 방법의 계산결과를 분석해보면 익형의 받음각 4도 부근에서 양력기울기는 1.9π가 되어 얇은 익형의 양력기울기와 5%의 차이를 보였다. Fig. 8의 3차원 날개에 대한 양력계수 결과에서 받음각 4.5°일 때 Fluent의 결과가 양력선 방법의 결과보다 약 5% 작게 예측한다. 따라서 양력선 방법에서 날개 단면익형의 양력기울기로서 얇은 익형 이론값인 2π 대신에 XFOIL과 같은 방법으로 계산한 결과를 사용한다면 양력계수 계산결과는 Fluent 계산결과에 가깝게 일치할 것이다. 받음각이 커지면서 두 방법의 차이가 조금씩 커지지만 받음각에 대해 거의 선형으로 증가하는 경향을 보인다. 양력선 방법은 점성이 없는 포텐셜 유동을 계산하지만 Navier-Stokes 결과를 잘 따르고 있다. Fig. 9는 받음각에 대한 항력계수의 변화를 보여준다. 여기서 양력선 방법 결과는 날개의 양력에 의한 유도항력계수로 점성항력이 제외된 값으로 Fluent의 항력계수와는 거의 일정한 차이를 보인다. 이 차이가 점성항력 부분이며 날개에 박리가 크게 발생하지 않는 범위에서는 받음각이 증가해도 거의 일정한 값을 유지한다. 이때 양력과 항력을 힘의 단위로 나타내면 Table 1과 같다. 즉 양력선 방법으로 계산한 양력은 Fluent 로 계산한 양력보다 5% 크다. 양력선 방법으로 계산한 유도항력은 Fluent의 전체 항력에 47%를 차지해 유도항력이 전체 항력에서 큰 비율을 차지하고 있음을 알 수 있다.

다음은 지면효과를 분석하기 위해 날개와 지면과의 거리를 $2m$부터 $40m$까지 $1m$ 간격으로 증가시키며 계산한다. Fig. 10과 Fig. 11은 지면으로부터의 높이에 따른 양력과 유도항력의 변화를 힘의 단위로 나타낸 것이다. 결과를 보면 양력은 날개가 스팬길이의 절반 이하에 있을 때부터 증가하는 게 두드러진다. 양력은 지면에서 $40m$에서 $1130N$ 이고 지면에 가까워지면 다소 증가하여 높이 $2m$에서 $1184N$이 되어 지면효과를 받지 않을 때보다 약 5% 증가한다. 한편 유도항력은

Table 1. Lift and Drag of HPA Wing out of Ground Effect

Force	Lifting-line method (a)	Fluent (b)	Difference (a)-(b)
Lift(N)	1127	1072	55
Drag(N)	15	32	-17

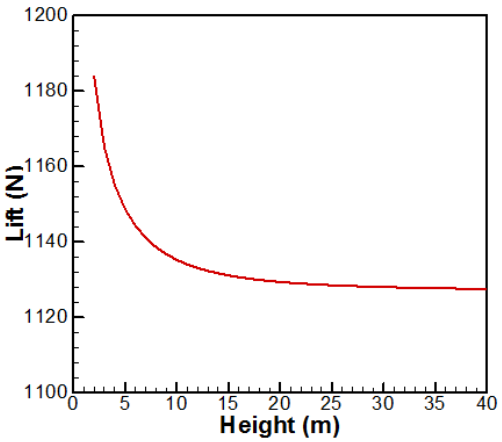

Fig. 10. Variation of Lift of HPA Wing in Ground Effect

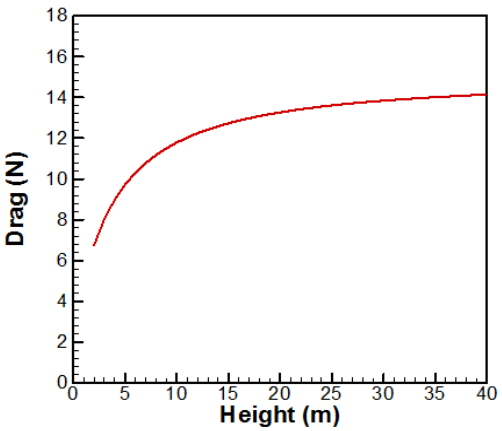

Fig. 11. Variation of Induced Drag of HPA Wing in Ground Effect

양력보다 지면효과의 영향을 받는 높이의 폭이 넓고 변화량도 크다. 유도항력은 높이 $40m$에서 약 $14N$ 이고 높이 $2m$에서 $6.76N$ 으로 큰 폭으로 감소한다. 앞의 Fluent 계산 결과에서 점성에 의한 항력을 더하면 높이 $2m$에서 전체 항력은 $23.76N$이 될 것으로 예상할 수 있다. Fig. 12과 Fig. 13에는 날개의 스팬방향으로 순환분포와 내리흐름각 분포를 도시하였다. 결과를 보면 날개가 지면으로부터 높이가 낮아질수록 순환은 증가하고 내리흐름각은 감소하고 있다. 타원형 날개의 결과와 마찬가지로 지면효과에 의해 순환의 증가폭은 크지 않지만 내리흐름각의 변화는 매우 크다. 그리고 높이가 낮아지면서 내리흐름각의 감소는 날개의 가운데 부분에서 크게 나타나는데, 이러한 내리흐름각의 감소는 유도항력의 감소로 이어진다.

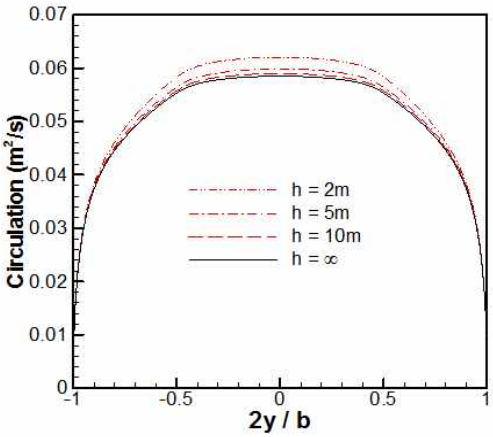

Fig. 12. Variation of Circulation Distribution of HPA Wing in Ground Effect

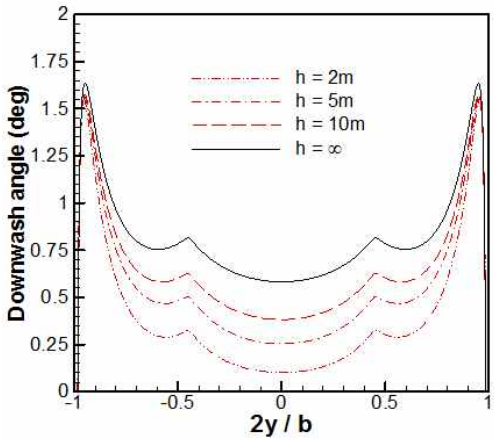

Fig. 13. Variation of Downwash Angle Distribution of HPA Wing in Ground Effect

Ⅳ. 결 론

지면 가까이 비행하는 날개의 공력성능이 지면효과에 의해 어떻게 변화하는지 양력선 방법으로 분석하였다. 날개가 지면으로부터 높이가 낮아질수록 날개 스팬의 와류강도 증가폭은 크지 않지만 내리흐름은 크게 감소하는데, 내리흐름의 감소는 날개의 가운데 부분에서 크게 나타난다. 지면 부근을 비행하게 되는 인간동력항공기의 날개에 대해 해석한 결과, 날개가 지면에 가까울수록 양력은 증가하여 높이가 $2m$에서 양력계수는 지면효과를 받지 않을 때보다 5% 증가한다. 유도항력계수는 날개가 지면에서 스팬길이 높이에 있을 때에 지면효과가 없을 때보다 약 10% 감소하고 높이가 $2m$이면 55% 감소한다. 힘의 단위로

나타내면 양력은 지면효과가 없을 때가 $1127N$ 이고 높이 $2m$에서 $1184N$ 으로 $57N$ 증가하고, 유도항력은 $15N$에서 $6.76N$으로 감소하여 전체 항력은 높이 $2m$에서 $23.76N$ 이 될 것으로 예측된다.

References

1) 1) Phillips, W. F., Mechanics of Flight, John Wiley & Sons, Inc., New Jersey, 2004.

2) Han, C. H., and Cho, J., “Steady Aerodynamic Analysis of WIG Effects for the Wings Moving Near Ground," *J. of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 28, No. 3, 2000, pp. 46-52.

3) Joh, C. Y., and Kim, Y. J., “Computational Aerodynamic Analysis of Airfoils for WIG-Craft,” *J. of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 32, No. 8, 2004, pp. 37-46.

4) Kim, H. K., Han, C. H., and Cho, J., “Steady Aerodynamic Characteristics of a Wing Flying over a Nonplanar Ground Surface,” *The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences Fall Conference*, 2005, pp. 195-198.

5) Kim, S. T., Kim, Y. T., Park, T. S., and Ryu, T. K., “Aerodynamic Analysis of Ground Effect around the Airplane during Take-off and Landing,” *The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences Spring Conference*, 2012, pp. 87-91.

6) Phillips, W. F., and Hunsaker, D. F., "Lifting-Line Predictions for Induced Drag and Lift in Ground Effect," Journal of Aircraft, Vol. 50, No. 4, 2013, pp. 1226-1233.

7) Phillips, W. F., and Snyder, D. O., "Modern Adaptation of Prandtl’s Classic Lifting-Line Theory," Journal of Aircraft, Vol. 37, No. 4, 2000, pp. 662-670.

8) Weissinger, J., “The Lift Distribution of Swept-Back Wings,” NACA TM-1120, 1947.

9) Bertin, J. J., and Smith, M. L., Aerodynamics for Engineers, Prentice-Hall International Editions, 1989.

10) Katz, J., and Plotkin, A., Low-Speed Aerodynamics, McGraw-Hill, 1991.