

대칭단면을 갖는 3 차원 날개의 지면고도에 따른 공력특성과 끝단와 거동

유영현* · 이상환* · 이주희**†

* 한양대학교 기계공학부, ** 호서대학교 메카트로닉스공학과

Aerodynamic Characteristics and Wing Tip Vortex Behavior of Three-Dimensional Symmetric Wing According to Heights

Younghyun Yoo*, Sanghwan Lee* and Juhee Lee**†

* Dept. of Mechanical Engineering, Hanyang Univ.,

** Dept. of Mechatronics Engineering, Hoseo Univ.

(Received March 26, 2012 ; Revised August 29, 2012 ; Accepted September 7, 2012)

Key Words: Ground Effect(지면효과), Venturi Effect(벤츄리효과), Aerodynamic Characteristics(공력특성), Wing Tip Vortex(끝단와), Symmetric Airfoil(대칭익형)

초록: 지면효과를 받는 3차원 대칭단면 날개(NACA0015)의 공력특성과 끝단와(wing-tip vortex)의 거동에 관하여 수치적 연구를 수행하였다. 날개가 지면에 근접함에 따라 공기 역학적 특성과 끝단와의 거동은 두 가지 상이한 현상(지면효과와 벤츄리효과)에 의하여 영향을 받는다. 지면효과는 양력을 증가시키며 항력을 감소시켜 공기역학적 특성을 향상시키는 반면 벤츄리효과는 음의 양력을 만들고 항력을 급격히 증가시킨다. 대칭형 익형은 받음각에 따라 이러한 현상이 모두 나타난다. NACA0015의 경우 받음각이 4도 보다 작은 경우 벤츄리효과가 지배적이며 받음각이 이 보다 큰 경우 지면효과가 지배적으로 나타난다. 특이하게 4도에서는 이 두 가지 현상이 모두 나타났다. 벤츄리효과가 지배적인 경우 지면과 날개 사이의 흡입현상의 증가로 인하여 끝단와는 날개의 안쪽으로 끌려 들어오는 반면 지면효과가 지배적인 경우 끝단와는 날개의 바깥쪽으로 밀려나가는 현상을 알 수 있었다.

Abstract: A numerical study has been conducted to investigate the aerodynamic characteristics and behavior of a wing-tip vortex around a three-dimensional symmetric wing (NACA0015) in the vicinity of the ground. The aerodynamic characteristics and the wing-tip vortex change as a wing approaches the ground as a result of two different phenomena: the ground effect and the Venturi effect. The ground effect increases lift and decreases drag whereas the Venturi effect generates negative lift and increases drag suddenly. A symmetric airfoil experiences both phenomena with respect to changes in the angle of attack. In the case of a NACA0015 airfoil, the Venturi effect is dominant at small angles of attack but the ground effect is dominant at large angles of attack. Interestingly, both phenomena can be observed at the 4 degree of angle of attack. The vortex core moves inside a wing when the wing experiences the Venturi effect, whereas the vortex core moves outward when the wing experiences the ground effect.

- 기호설명 -

A : 날개의 면적 (m^2)

AR : 가로세로비 (A/C^2)

C : 코드길이 (m)

C_D : 항력계수 ($D/(0.5\rho V_0^2 A)$)

C_L : 양력계수 ($L/(0.5\rho V_0^2 A)$)

C_p : 압력계수 ($(P-P_0)/(0.5\rho V_0^2)$)

D : 항력 (N)

L : 양력 (N)

l : 스팬길이 (m)

h : 지면에서 후연까지 날개의 높이 (m)

† Corresponding Author, juheele@hoseo.edu

© 2012 The Korean Society of Mechanical Engineers

P	: 압력 (N/m^2)
P_0	: 대표압력 (대기압, N/m^2)
Re	: 레이놀즈수 ($\rho V_0 C / \mu$)
V_0	: 입구속도 (m/s)
ρ	: 밀도 (kg/m^3)
α	: 받음각 ($Deg., ^\circ$)
μ	: 점성계수 ($N-s/m^2$)
ω_x	: x 방향와도($1/s$)

1. 서 론

지면효과(ground effect)는 비행체가 지면(혹은 수면) 가까이 비행($h/C < 0.5$) 할 때 비행체에 작용하는 공기역학적 힘들이 변하는 현상을 말한다. 비행체가 지면에 가까워짐에 따라 전연(leading edge)의 정체점이 아래로 이동하게 되며, 날개로 유입되는 공기는 날개와 지면사이에 정체(stagnation)하게 되어 날개의 아랫면에 압력이 급격히 증가한다. 또한 지면으로 인해 내리흐름(downwash)이 줄어들고 항력이 감소하게 되며 이로 인해 실질적인 날개길이(effective span)가 길어져 양항비가 향상되는 효과를 가진다.⁽¹⁾ 벤츄리효과(Venturi effect)는 날개가 지면에 가까워짐에 따라 날개의 아래면과 지면의 단면형상이 축소-확대의 병목을 가지고 있는 경우로 지면효과와는 반대로 음의 양력이 발생하고 병목을 지나는 유동의 급격한 속도의 증가에 의하여 항력 또한 증가하는 현상이다.

지면효과는 구소련의 R. Alexeyev에 의하여 "Caspian Sea Monster"로 알려진 KM을 개발하면서부터 비행체에 적용되었다.⁽²⁾ 국내에서도 지면효과⁽³⁾ 뿐 아니라 최근 새로운 형태의 위그선을 개발하려는 움직임을 보이고 있다.^(4,5) 벤츄리효과는 일반적인 날개의 흡입면이 지면으로 향하는 뒤집힌 날개(inversed wing)에 발생하는 음의 양력을 이용하는 경우로 고속으로 코너를 회전해야하는 경주용자동차의 바퀴 접지력을 높이는데 응용되고 있다.^(6,7)

Zhang과 Zerihan⁽⁸⁾은 2중의 요소로 구성된 뒤집힌 3차원 날개의 끝단와의 세기와 음의 양력 발생에 관한 실험적 연구를 수행하였다. 대상으로 한 3차원 날개는 경주용자동차의 앞날개에 적용하기 위하여 날개의 양쪽 끝단에는 끝단판(end plates)이 장착되어 있다. 날개를 지면에 가까이 가져감에 따라 발생하는 음의 양력의 크기에 따라 2가지 영역으로 구분하고 각 영역에서 끝단와의 세기와 위

치를 관찰하였다. 음의 양력이 고도에 따라 점진적으로 증가하는 영역에서는 끝단와의 강도가 점점 강해졌으며 날개의 후연근방에서도 와의 크기가 커질 뿐 아니라 강도 또한 강해지는 것을 관찰하였다. 이로 인하여 플랩(flap)에서 발생하는 음의 양력이 점점 증가하였다. 또 플랩의 중심에서 보다 플랩의 끝단에서 오히려 더 강한 음의 양력이 발생하였다. 날개가 지면에 더욱 가까워짐에 따라 와의 강도는 약해지며 날개의 끝단에서 와는 거의 없어지며 음의 양력의 기울기가 약간 감소하는 현상을 관찰하였다. 그러므로 지면효과를 갖는 날개에서도 끝단와는 양력 발생의 중요한 부분을 차지한다고 하였다. 하류방향으로 와의 거동에 관하여는 실험을 수행하지 않았다.

Jung 등⁽⁹⁾은 지면효과를 받는 NACA6409의형의 3차원 날개에 대하여 다양한 고도와 가로세로비에 대하여 양력, 항력, 1/4코드(quarter-chord)에서의 모멘트를 측정하고 유동가시화를 통하여 날개끝단와의 거동에 관하여 실험적 연구를 수행하였다. 연기추적(smoke trace)를 통하여 끝단와는 지면에 의하여 그 크기가 감소하였으며 날개 하류에서의 와의 꼬임(spiral shape)도 감소함을 보였다. 또한 끝단판이 있는 경우 날개 끝에서 말려 올라가는 와가 억제 되었으며 끝단와도 감소함을 보였다.

많은 연구^(10,11)들이 지면효과에 의한 양력의 증가와 항력의 감소와 같은 공기역학적인 특성에 집중되어 왔다. 지면으로부터 멀리 장착된 수평꼬리 날개는 큰 모멘트를 발생시킴으로 고도안정성에 중요한 역할을 담당하고 있다. 주날개에서 발생하는 공기의 흐름은 수평꼬리날개에 영향을 줄 수 있기 때문에 끝단와의 거동은 WIG선(wing-in-ground effect vehicle)이나 경주용 혹은 일반차량의 설계에 있어 아주 중요한 요소이다. 또한 후류는 많은 에너지를 포함하고 있어 경우에 따라 수마일까지 영향⁽¹²⁾을 줄 수 있어 다른 비행체나 선박의 안정성에 영향을 미칠 수 있다. 본 연구에서는 지면가가이 위치한 3차원 대칭의형에 있어서 지면효과와 벤츄리효과에 관한 공력특성과 끝단와의 거동에 관한 연구를 수행하였다.

2. 수치모델

2.1 지배방정식

3차원 날개 주위 유동의 정상상태유동을 지배하는 보존방정식을 텐서 형태로 나타내면 다음과 같다.

$$\frac{\partial u_j}{\partial x_j} = 0 \quad (1)$$

$$\rho u_j \frac{\partial u_i}{\partial u_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x} \quad (2)$$

여기서, u_i , u_j 는 각 방향 속도성분, p 는 압력을 나타낸다. 또한 τ_{ij} 응력텐서를 의미한다. 본 연구에서 3 차원 점성, 비압축성 정상유동으로 가정하였으며 유동해석은 상용소프트웨어인 STAR-CCM+⁽¹³⁾를 사용하였다. 난류모델은 $k-\epsilon$ 모델을 사용하였다.

2.2 계산영역과 격자

3차원 날개의 형상은 Fig. 1에 보듯이 사각날개(rectangular wing)로 가로세로비(AR)는 6.6이며 좌우 대칭이므로 대칭 경계를 사용하여 날개의 반만(half span)을 계산 영역에 포함시켰다. 입구속도는 23.5 m/s 로 입구에서 일정하게 붙어오는 것으로 가정하였으며 이때 날개 코드길이를 기준으로 $Re = 1.5 \times 10^6$ 이다. 계산 영역은 Fig. 1과 같이 경계에 의하여 날개의 유동이 영향을 받지 않도록 유동방향으로 $40C$ 확장하였다. 그 외의 영역에서는 $15C$ 확장하였다. 지면을 제외한 벽면은 미끄럼 경계(slip boundary)를 사용하였다. 입구에서는 일정한 속도로 바람이 불어 온다고 가정하여 균일한 속도분포를 주었으며 출구에서는 압력경계(pressure boundary condition)를 주었다. 바닥은 비행 상태를 모사할 수 있도록 입구속도와 같이 주었다. 다면체 격자(polyhedral mesh)를 사용하였으며 날개 주위의 경계층 영역을 잘 모사하기 위하여 날개 주변에 8개의 층격자(layer mesh)를 사용했다. 또 층격자 외에 날개 주변과 후류영역 그리고 날개 끝단영역에 격자를 집중시켰다. 지면으로부터 날개까지의 고도(h/C)는 지면에서 후연까지의 높이로 하였다. 대표적인 높이($h/C = 0.1, 1.0$)와 받음각($\alpha = 0^\circ, 8^\circ$)을 Fig. 2에 나타내었다.

2.3 수치모델 검증

이 연구에서 사용한 수치유동해석(CFD) 모델의 타당성을 검증하기 위하여 지면효과가 있는 경우와 지면효과가 없는 경우에 대하여 공기역학적 특성들을 비교하였다. 먼저 지면효과가 없는 경우에 대하여 비교하고 날개 끝단와(wing tip vortex)의 거

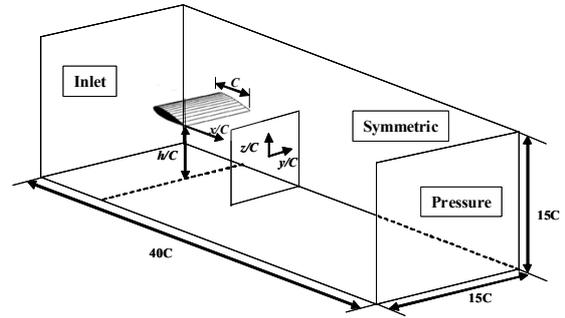


Fig. 1 Computational domain and boundary conditions (non-scaled)

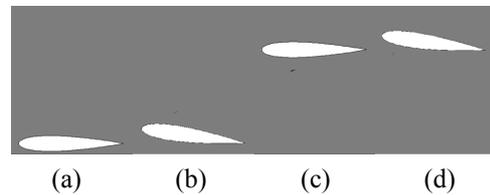


Fig. 2 Sectional view of height and angle of attack; (a) $\alpha = 0^\circ$, $h/C = 0.1$ (b) $\alpha = 8^\circ$, $h/C = 0.1$ (c) $\alpha = 0^\circ$, $h/C = 1.0$ and (d) $\alpha = 8^\circ$, $h/C = 1.0$

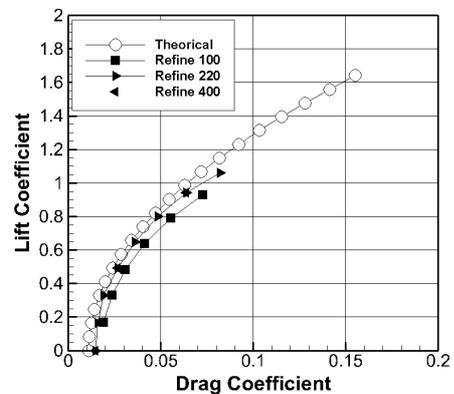


Fig. 3 Drag polar comparison for mesh dependency

동을 비교할 수 있도록 McAlister와 Takahashi⁽¹⁴⁾가 사용한 풍동크기와 동일한 크기의 계산 영역을 사용하여 끝단와의 크기와 위치를 비교하였다. 그러나 실험의 벽면의 경계층 두께를 정확히 알 수 없으므로 본 계산에서는 풍동의 상하단 및 날개길이 방향 벽면은 미끄럼 경계(slip)를 사용하였다.

먼저 지면효과를 받지 않는 3차원 날개의 양력값을 Fig. 3과 같이 비교하였다. Fig. 3에서 이론적인 값은 NACA0015의 익형에서 얻은 실험값⁽¹⁵⁾을 보정한 값이다.⁽¹⁶⁾ 격자의존성을 검증하기 위하

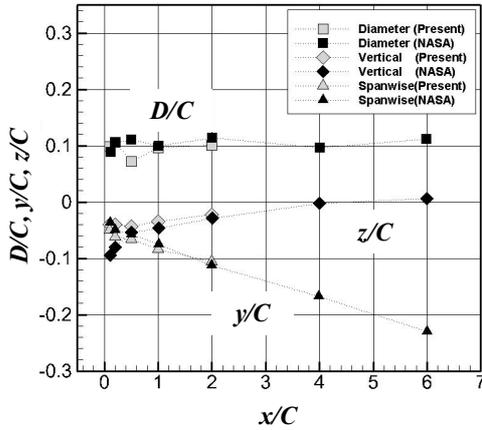


Fig. 4 Comparison of wing tip vortex location according to vortex diameter (D/C), vertical location (z/C) and span-wise location (y/C)

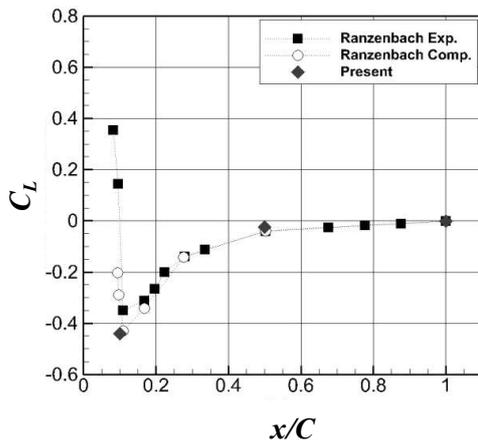


Fig. 5 Comparison of lift coefficient with height

여 격자의 개수를 2배씩(100만, 220만, 400만) 증가시키며 해의 수렴성을 확인하였다. 400만개 격자의 경우 계산 시간(1CPU기준)이 Opheron 2.4GHz CPU를 이용하여 약 34시간이 소모되어 3점만을 계산하였다. 이론 값과 본 연구의 CFD로 얻은 값이 항력에 있어서 약간의 차이를 보이고 있으나 전체적인 경향이 잘 일치하고 있다. 또한 격자의 개수가 많아짐에 따라 수렴하는 경향을 잘 나타내고 있음을 알 수 있다. 220만개 격자의 경우와 400만개의 결과는 거의 차이가 없음을 알 수 있다. 받음각이 큰 경우($\alpha > 10^\circ$, $C_l > 0.8$), 형상항력(form drag)에 의한 항력의 급격한 증가로 이론값과 계산값의 차이를 보이고 있다. 또한 $\alpha > 14^\circ$ 이상에서는 유동박리로 인하여 비정상(unsteady state)의 후류가 형성되어 적절히 수렴된 결과를 얻을 수 없어 비교에서 제외하였다.

후류 거동의 정확성을 확인하기 위하여 끝단와 위치를 McAlister와 Takahashi⁽¹⁴⁾의 풍동실험값과 비교하였다. 수치해석의 격자를 효율적으로 사용하기 위하여 후류의 일정한 영역에 원추형(cone)으로 조밀한 격자를 사용하였다. 이러한 영역은 격자의 개수를 급격하게 늘리게 됨으로 후연에서 $2.5C$ 영역까지 조밀한 격자를 사용하였다. 그러므로 위의 위치와 지름의 크기는 $x/C = 2.0$ 까지 위치만을 Fig. 4에 도시하였다. 끝단와가 발생하기 시작하는 날개의 끝단을 제외하고는 대체적으로 그 위치 뿐 아니라 와의 지름도 잘 모사하고 있음을 알 수 있다. 날개의 후연근방에서 한 개의 와가 정확하게 형성되지 않아 그 끝단와의 위치를 측정하는데 다소 차이를 보이는 것으로 생각된다. 끝단와의 거동을 보게 되면 하류로 내려가도 스팬 방향으로 날개를 벗어나지 않고 $-y$ 방향(날개의 root방향)으로 이동하는 것을 알 수 있다. 그리고 하류로 갈수록 더욱 $-y$ 방향으로 이동하는 것을 확인할 수 있다. 와의 크기는 특이하게도 $x/C > 1$ 에서는 거의 모든 영역에 걸쳐 그 크기가 변하지 않고 일정하게 유지되는 것을 알 수 있다. 또 압력면의 높은 압력과 흡입 면의 낮은 압력으로 인하여 음의 와가 발생하며 하류에서는 날개의 끝단 보다는 약간 z 방향으로 올라가는 경향을 보이고 있다.

지면이 있는 경우 끝단와의 거동을 Raznebach와 Barlow의 결과(실험과 수치해석결과)⁽¹⁷⁾와 비교하였다(Fig. 5). 실험은 2차원으로 바닥을 정지한 상태로 수행하였으며 본 연구에서도 스팬방향으로 계산영역을 줄여 실험(2차원 유동)과 같은 조건이 되도록 하였다. 지면효과가 있는 경우도 전체적인 공력특성은 잘 보여주고 있으나 지면과 극한으로 가까워지는 경우($h/C = 0.1$) 날개와 지면경계층의 상호작용과 같은 복잡한 유동으로 인하여 계산값과 실험값이 약간의 차이를 보이고 있다. 실제적으로 정지한 바닥은 고도가 낮은 경우 비현실적 조건이며 벨트를 이용하여 입구속도와 일치시켜야만 비행조건과 유사하게 된다. 정지한 지면으로 인하여 고도가 더욱 낮아짐에 따라 실험에서는 경계층내로 완전히 날개가 들어가고 압력면의 유속이 급격히 감소하며 공기의 정체로 인하여 비현실적으로 양력이 급격히 증가하고 있다. 본 연구에서는 $h/C < 0.1$ 영역에서는 날개의 가장 두꺼운 면이 지면과 거의 맞닿게 됨으로 적절한 격자를 생성할 수 없어 계산에서 제외하였다.

3. 결과 및 분석

3.1 3 차원날개의 공력특성

검증모델에서 220만개와 400만개의 격자의 해가 거의 일치하고 있으므로 계산은 220만개의 격자의 분포를 나타내는 격자 조건을 적용하였다. 그러나 끝단와의 거동을 정확하게 파악하기 위하여 날개 끝단의 후류영역($x/C \leq 5$)에 추가적으로 조밀한 격자를 사용하였다. 이로 인하여 실제 계산에 사용한 격자의 개수는 약 440만개가 되었으며 이후 계산에서는 후류영역의 격자를 조밀하게 한 440만개의 격자생성 조건을 사용하여 계산을 수행하였다.

본 연구에서 대상으로 한 익형은 대칭익형이므로 압력면(pressure side)과 흡입면(suction side)을 구분하기 어렵다. 편의상 지면에 가까운 면을 압력면이라고하고 반대의 면을 흡입면이라고 부르기 위하여 한다. 지면이 있는 경우 3차원 날개는 지면효과와 벤츄리효과에 의하여 공기역학적 특성이 변하게 된다. 지면효과는 전진하는 날개의 전면으로부터 들어온 공기가 지면과 날개 사이에 정체되고 이로 인하여 날개의 아래 면에는 압력이 높아지며 동시에 동압이 감소하게 됨으로 마찰에 의한 항력이 감소하며 날개의 끝단에서도 지면으로 인하여 유도항력이 감소하게 된다.⁽²⁾ 다른 한편 지면과 압력면 사이의 단면적이 축소-확대의 형태가 되면 공기는 단면적이 감소하는 구간을 지나가면서 동압이 급격히 증가하고 이를 지난 후에 공간의 확장에 의하여 동압이 감소하게 된다. 이로 인하여 압력면의 압력이 급격히 감소하여 음의 양력이 발생하며 동압에 의한 마찰항력이 급격히 증가한다. 이러한 날개는 실제 위그선의 날개로 사용할 수 없는 특성을 보이게 된다.⁽¹⁸⁾ 경주용 차량은 뒤집힌 날개(reversed wing)를 이용하여 고속주행에서 표면과의 접지력을 높일수 있도록 하고 있다.

흥미롭게도 대칭익형은 이러한 두 가지 현상이 받음각에 따라 모두 나타나게 된다. 이러한 현상은 양력계수 변화를 통하여 쉽게 찾아 낼 수 있다. Fig. 6에서 보듯이 고도가 낮아짐에 따라 $\alpha = 4^\circ$ 를 기준으로 서로 다른 특성들을 보이고 있다. $\alpha > 4^\circ$ 에서는($\alpha = 6^\circ, 8^\circ$)에서는 고도가 낮아짐에 따라 양력이 증가하고 있으며 α 가 클수록 더욱 크게 증가하고 있음을 알 수 있다. 반대로 $\alpha < 4^\circ$ 에서는 고도가 낮아짐에 따라 음의 양력이 급격히 증가하고 있다. NACA0015는 대칭익형이므로 $\alpha < 4^\circ$ 에서는 날개의 압력면이 지면과 축소확대통

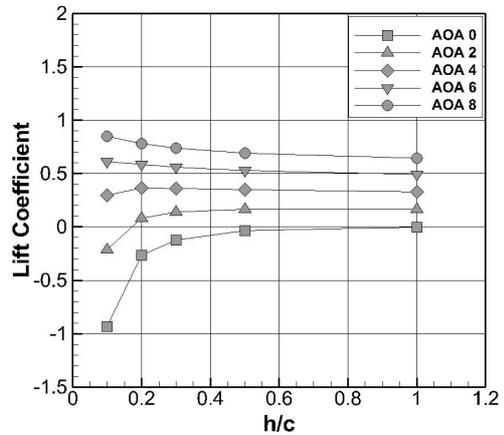


Fig. 6 Lift coefficient with respect to angle of attack

로(convergence-divergence passage)를 형성하고 이로 인하여 벤츄리효과가 지배적인 영향을 주게 된다. 반대로 $\alpha = 6^\circ, 8^\circ$ 에서는 지면과 날개의 아래면이 축소확대통로를 형성하지 않으며 공기는 날개 아래에 정체하게 되고 이로 인하여 지면효과가 지배적인 영향을 미치게 된다.

고도가 높아질수록 지면효과가 없는 날개(out of ground effect, OGE)에 근접하게 된다. 지면효과가 없는 경우($h/C = 1.0$) Fig. 6에서 보는 것과 같이 받음각에 따라 양력이 일정한 간격을 보이고 있어 선형으로 증가하는 것을 알 수 있다. 그러나 받음각이 작고 고도가 낮은 경우, 벤츄리효과로 인하여 고도가 낮아짐에 따라 양력이 급격히 감소하고 있으며 받음각이 큰 경우 벤츄리효과는 감소하고 지면효과가 증가하게 되어 양력이 고도가 낮아짐에 따라 증가하는 것을 알 수 있다. $\alpha = 4^\circ$ 이며, $h/C \leq 0.2$ 인 경우, 고도가 감소함에 따라 양력이 감소하고 있으며 $h/C > 0.2$ 의 구간에서 양력이 고도가 낮아짐에 증가하고 있으나 그 증가의 폭이 $h/C = 6$ 에 비하여 감소하고 있음을 알 수 있다. 이것은 $\alpha = 4^\circ$ 의 경우 지면효과와 벤츄리효과가 동시에 나타나고 있으며 이 두 현상의 미묘한 차이에 의하여 고도에 따라 양력의 차이를 보이게 된다.

지면이 없고(OGE), $\alpha = 0^\circ$ 인 경우 NACA0015는 캠버가 없고 아래위 대칭이므로 양력은 “0” 이 되며 마찰에 의한 항력만이 있게 된다. 자유비행(free flight)이 이러한 경향을 보여주고 있다. 또한 양력이 증가하는 경우 항력도 함께 증가한다. 마찰에 의한 항력뿐 아니라 3차원 유한 날개이므로 유도항력 또한 증가하게 된다. 지면이 있는 경우 Fig. 6에서 보듯이 받음각이 큰 경우 지면과 날개

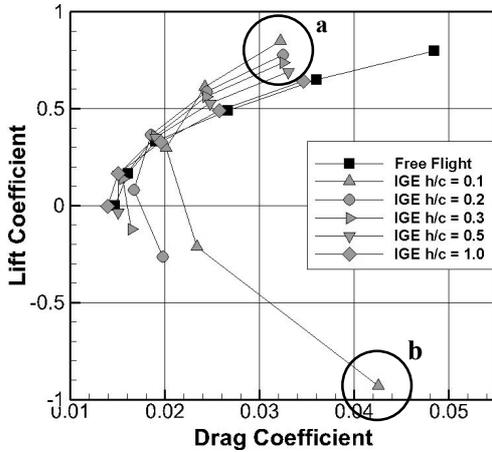
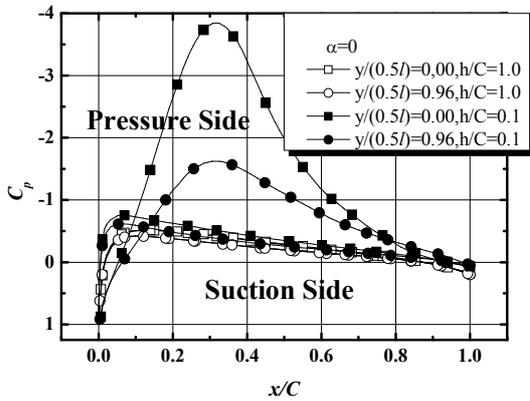
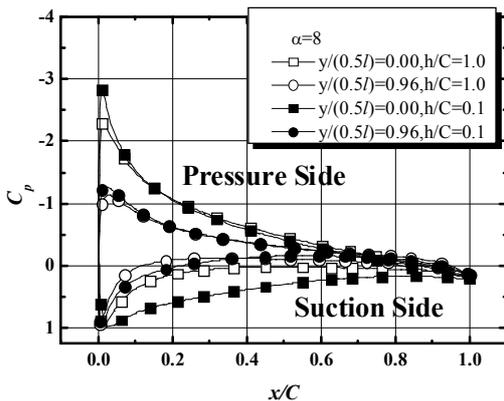


Fig. 7 Drag polar with respect to height



(a) $\alpha = 0^\circ$



(b) $\alpha = 8^\circ$

Fig. 8 Pressure distributions at wing root and tip

아래에 적절히 공기가 정체되게 됨으로 양력은 급격히 증가하는 특성을 보이게 된다. 이때 흡입면은 동압에 의한 마찰항력이 증가하나 압력면은 동압이 급격히 감소하고 마찰에 의한 항력이 감소하

게 된다. 그러므로 Fig. 7에 보는 것과 같이 고도가 낮고 받음각이 큰 경우(영역 a), 지면이 없는 경우에 비하여 Fig. 7에서 좌측 상단에 존재하며 이는 공기역학적으로 우수한 성능을 보이고 있음을 나타낸다. 그러나 받음각이 작아지는 경우 날개의 압력면과 지면 사이에 유동통로가 날개 두께의 최대점을 기준으로 축소-확대 공간을 형성하게 됨으로 공기의 동압을 정압으로 변경하지 못하고 가속과 감속을 하게 된다. 이로 인하여 압력면에서 정압이 급격히 감소되며 압력면임에도 불구하고 오히려 주변의 공기를 흡입하는 현상을 보이게 되어 Fig. 7에 보는 것과 같이 급격한 양력의 감소와 항력의 증가를 보이게 된다. 이러한 음의 양력의 증가는 Zhang 등⁽⁶⁾과 Lee 등⁽¹⁹⁾에서도 관찰되었다. h/C 가 낮고 α 가 낮은 곳(영역 b)에서 가장 현저하게 나타나고 있다.

서로 다른 공기역학적 특성을 보이는 두 각도 ($\alpha = 0^\circ, 8^\circ$)에 대하여 날개를 따라 C_p 를 Fig. 8에 나타내었다. $\alpha = 0^\circ$ 인 경우는 베누리효과에 의하여 압력면의 30%(가장두께가 두꺼운곳)에서 낮은 압력을 보이는 반면 $\alpha = 8^\circ$ 의 경우는 전연부가 가까운곳 흡입면에서 가장 낮은 C_p 을 보이며 이는 지면효과에 의한 공기의 정체로 양력을 증가시키고 항력을 줄이는 중요한 역할을 한다. 이는 일반적인 항공기의 날개에서 나타나는 것과 같으며 지면에 의하여 더욱 강해지는 경향을 보이게 된다.

$\alpha = 0^\circ$ 인 경우 Fig. 8(a)에서 보듯이 음의 C_p 가 $\alpha = 8^\circ$ 에 비하여 상당히 크게 나타나고 있다. 이것은 베누리효과에 의하여 날개 아래로 급격한 유동이 발생하기 때문이다. 특이한 것은 $\alpha = 0^\circ$ 인 경우 날개 끝단으로 갈수록 압력면의 압력은 많은 변화를 보이는 반면 흡입면의 변화는 거의 없다는 것이다. 또한 유한한 길이의 3차원 날개임에도 불구하고 끝단와의 영향을 거의 받지 않는다는 것을 나타낸다. 이것은 압력면의 베누리효과와 날개 끝단부에서의 유동과 깊은 관계를 가지고 있다. 즉 $\alpha = 0^\circ$ 인 경우는 압력면의 압력의 감소로 인하여 흡입면의 유동이 빨려 들어가는 반면 $\alpha = 8^\circ$ 인 경우는 압력면의 양의 스펠방향 유동과 흡입면의 음의 스펠방향 유동에 의해 끝단와가 발생하고 이 영향으로 압력이 변화하게 된다. 이로 인하여 흡입면과 압력면 모두 끝단와에 의하여 많은 영향을 받는 것을 알 수 있다. 비록 지면효과가 있는 경우라도 끝단와에 의한 내리흐름에 의한 영향을 받게 된다. 지면효과가 있는 경우가 그렇지 않은 경

우에 비하여 끝단와는 더욱 강하게 되나 그 영향 범위는 감소하는⁽¹⁹⁾ 경향을 보이게 된다. 그러나 여전히 날개를 양력을 감소시키고 항력을 증가시키는 주요 원인이 된다. 이를 최소화하기 위해서는 끝단판(endplate)를 설치하거나 하반각(anhedral)을 주는 것이 좋다.⁽¹⁹⁾

벤츄리효과와 함께 음의 양력의 증가와 함께 항력의 급격한 증가를 Fig. 7의 b영역에서 확인할 수 있다. 이러한 항력의 급격한 증가는 Zhang와 Zerihan⁽²⁰⁾의 실험적 연구에서는 유도항력에 의한 항력의 증가라고 하였으나, Razenbach와 Barlow⁽¹⁷⁾의 유도항력이 존재하지 않는 2차원 연구에서도 비슷한 항력의 증가가 나타나고 있다. 그러므로 이러한 항력의 증가는 유도항력만에 의한 증가로 보기 어려우며 마찰항력, 유도항력, 압력변화에 의한 항력의 복합적인 현상으로 여겨지며 양력증가에 의한 항력의 증가(drag due to lift)⁽¹⁶⁾로 생각되며 향후 이러한 현상에 대한 추가적인 연구를 수행할 예정이다.

3.2 끝단와의 거동

Fig. 9은 하류에서의 스펠방향(y)의 끝단와의 위치를 나타내고 있다. $\alpha=0^\circ$, $h/C > 0.3$ 의 경우 지면의 영향이 없으므로 2개의 와가 압력면과 흡입면에 나타나게 됨으로 정확한 위치를 나타내기 어려워 결과에서 제외하였다. 두 가지 상반되는 공기역학적 특성으로 인하여 받음각이 낮은 경우 ($\alpha \leq 2^\circ$)와 높은 경우는 와의 거동이 서로 상반되는 것을 알 수 있다. 또 지면효과가 없는 경우에 비하여 끝단와의 이동 범위가 커지고 있으며 이는 끝단와의 거동이 지면효과에 의하여 많은 영향을 받게 됨을 알 수 있다.

받음각이 큰 경우 날개루트(wing root)에서 날개 끝단(wing tip)으로 흐르는 스펠방향 흐름에 의하여 날개끝단에서 떨어져 나온 와는 하류로 흘러갈수록 스펠과 반대 방향(+y)으로 흘러나가는 것을 알 수 있다. 그러나 받음각이 작은 경우에는 반대로 날개끝단에서 날개뿌리로 흐르는 유동이 있으며 와는 날개뿌리쪽으로 이동하는 현상을 관찰할 수 있다. 이러한 현상은 지면과 날개의 상호 작용에 의한 것으로 고도가 낮아짐에 따라 더욱 두드러지게 나타나고 있다. 특히 $\alpha=0^\circ$, $h/C=0.1$ 인 경우는 다른 경우보다 급격히 와가 -y 방향으로 이동하는 것을 볼 수 있다. 이는 벤츄리효과에 의하여 날개의 압력면에서 정압이 급격하게 감소하고 후연 이후에 분출되는 유동으로 주변의 유동을

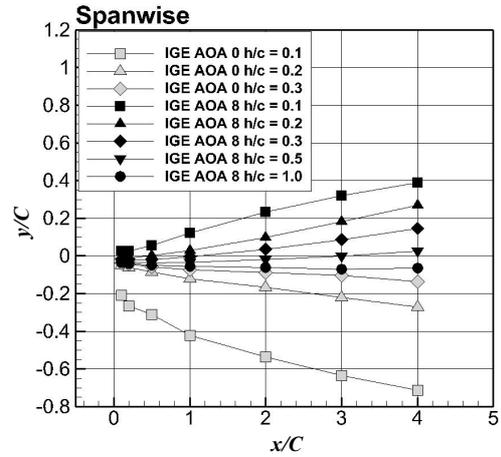


Fig. 9 Wing tip vortex location; span-wise

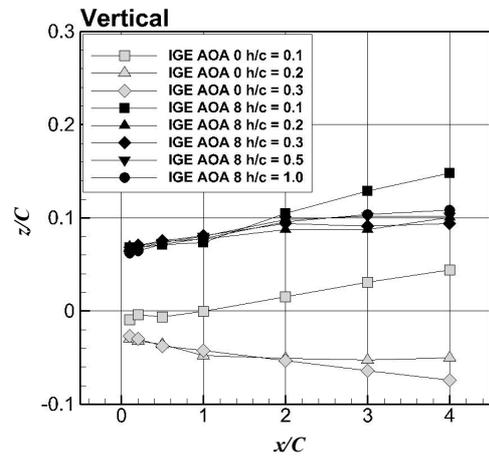


Fig. 10 Wing tip vortex location; vertical

급격히 끌어들이게 된다. 반대로 $\alpha=8^\circ$ 의 경우는 압력면의 정체로 인하여 압력면에 압력이 증가하게 되며 반대로 흡입면은 동압이 증가하게 됨으로 끝단와가 발생하며 지면이 없는 경우는 날개끝단에서 약하게 안쪽(-y)으로 들어오게 되나 지면효과가 있는 경우는 지면과 후연 사이로 빠져나가는 공기에 의하여 와는 외부(+y)로 흘러나가게 된다.

끝단와의 후연으로부터 상대위치(z/C)를 Fig. 10에 나타내었다. $\alpha=0^\circ$, 8° 인 경우 서로 다른 위치에 끝단와가 발생하는 것을 알 수 있다. $\alpha=8^\circ$ 인 경우 압력면의 높은 압력으로 날개끝단에서는 음의 와가 발생하고 이때 위치는 $z/C=0.07$ 정도가 된다. 그러나 $\alpha=0^\circ$ 인 경우 날개 하부의 벤츄리효과로 인하여 날개의 하부의 흡입이 증가하고 이로 인하여 양의 와가 생기며 그 위치는 $z/C=-0.03$ 정도에서 발생하게 된다. $\alpha=8^\circ$ 인 경우는 후연 바로 뒤에서의 와의 위치는 고도에 관

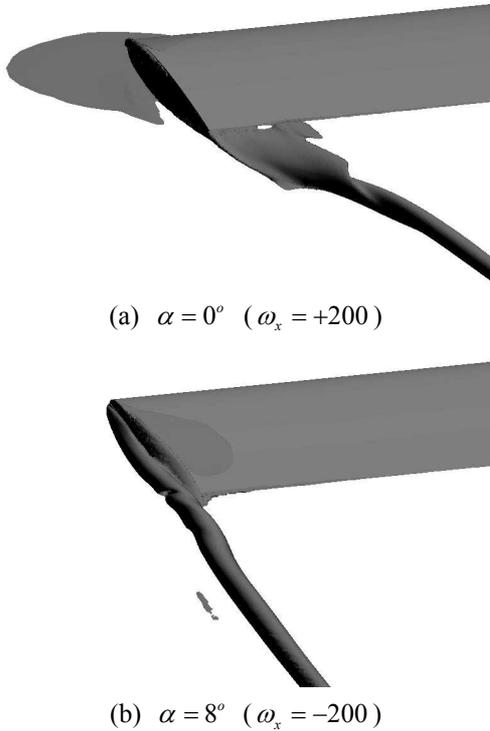


Fig. 11 Iso-surface of vorticity at wing tip ($h/C=0.1$)

계없이 거의 일정함을 알 수 있다. 이는 고도에 관계없이 날개아래의 스핀방향유동에 의하여 $x/C=0.5$ 되는 위치에서 와가 발생하고 있기 때문이다. 그러나 $h/C=0.1$ 인 경우는 지면으로 급격하게 빠져나가는 공기로 인하여 후연의 뒤에서는 다른 경우보다 약간 더 아래에 있으며 $x/C>2$ 에서 더 위로(z)로 밀려 올라가는 것을 알 수 있다.

하류에서 와의 위치는 $\alpha=0^\circ$ 인 경우는 $\alpha=8^\circ$ 과는 전체적으로 반대의 현상을 보이고 있다. 이는 날개의 아래면의 흡입에 의하여 양의 와가 발생하고 이로 인하여 $-z$ 방향으로 와가 이동하게 되기 때문이다. $h/C=0.2, 0.3$ 인 경우에는 날개의 끝단과 지면과의 공간이 있기 때문에 $-z$ 방향으로 와가 이동하고 있다. 그러나 더욱 고도가 낮은 $h/C=0.1$ 에서 오히려 와는 $+z$ 방향으로 올라가고 있다. 이것은 $h/C=0.2, 0.3$ 과 다르게 표면과 날개의 거리가 좁기 때문에 $y/C=0.1$ 에서 발생한 와가 지면으로 인하여 아래로 흐르지 못하고 유동을 따라 오히려 $+z$ 방향으로 이동하게 된다.

끝단와의 거동을 확인하기 위하여 동일와면(iso-surface)을 Fig. 11에 나타내었다. 지면효과가 있는 경우($\alpha=8^\circ$)와 반대로 벤츄리효과($\alpha=0^\circ$)가 지배적인 경우의 끝단와의 거동의 차이를 쉽게 볼 수

있다. 먼저 $\alpha=0^\circ$ 인 경우 날개의 끝단에서 음의 와가 발생하고 윗면에서의 끝단와의 발생은 거의 없으며 압력면의 낮은 압력에 의하여 공기가 빨려 들어가게 되며 압력면에서 발생한 양의 와와 함께 스핀 방향으로 이동하게 된다. z 방향으로도 후연보다 아래쪽에 와가 위치하게 되며 하류로 갈수록 고도는 지면에 의하여 약간 밀려 올라가며 양의 와를 유지하게 된다. 이에 반하여 $\alpha=8^\circ$ 인 경우 아래면의 높은 압력으로 인하여 음의 와가 크게 발생하며 흡입면에서 발생한 양의 와는 압력면에서 발생한 강한 와를 따라 회전을 하고 있다. 그리고 이 두 와는 상호 작용을 하며 날개끝단으로부터 멀어지고 있다.

4. 결론

지면효과를 받는 3차원 대칭형 익형(NACA0015)을 가지는 사각날개(rectangular wing)의 공기역학적 특성과 끝단와의 거동을 수치해석적인 방법으로 고찰하였다. 본 연구의 대칭형 익형은 날개가 지면에 가까워짐에 따라 지면효과와 벤츄리효과에 의하여 상이한 공기역학적 특성과 끝단와의 거동을 나타내었다. 받음각이 작은 경우($\alpha < 4^\circ$)에는 압력면의 형상과 지면과의 간격이 축소-확대의 형상을 가지게 되어 벤츄리효과가 지배적으로 나타났으며 이로 인하여 음의 양력이 발생하고 항력(마찰항력과 압력항력)은 증가하며 끝단와는 압력면의 흡입으로 인하여 $-y$ 방향으로 움직여 날개의 뿌리로 이동하였다. 반대로 받음각이 큰 경우($\alpha > 4^\circ$)에는 지면과 압력면사이에서 공기의 동압이 적절히 정압으로 변하여 양력은 증가하고 마찰항력과 유도항력이 감소하여 양항비가 높아졌으며 끝단와는 받음각이 작은 경우와는 반대로 음의 와도를 가졌으며 $+y$ 방향으로 이동하였다. 또 $\alpha=4^\circ$ 인 경우에는 이 두 가지 현상이 모두 나타났으며 고도가 낮아짐에 따라 미미하게 양력이 증가하였으나 $h/C \leq 0.2$ 에서는 오히려 감소하는 현상을 보였다.

참고문헌

- (1) Rozhdestvensky, K. V., 2000, *Aerodynamics of a Lifting System in Extreme Ground Effect*, Springer.
- (2) Rozhestvensky, K. V., 2006, "Wing-in-Ground Effect Vehicles," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 42, pp. 211~283.
- (3) Joh, C. Y. and Kim, Y. J., 2004, "Computational

- Aerodynamic Analysis of Airfoils for WIG(Wing-In-Ground-Effect)-Craft,” *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 32, No. 8, pp. 37~46.
- (4) Han, C. H., Kim, H. K. and Cho, J. S., 2006, “Longitudinal Static Stability of Wings Flying Over Nonplanar Ground Surfaces,” *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 34, No. 7, pp. 12~17.
- (5) Cho, Y. W., Cho, J. H. and Cho, J. S., 2007, “Steady Aerodynamic Characteristics of FAST Flying over Nonplanar Ground Surface,” *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 35, No. 6, pp. 438~488.
- (6) Zhang, X., Toet, W. and Zerihan, J., 2006, “Ground Effect Aerodynamics of Race Cars,” *Applied Mechanics Reviews*, Vol. 59, pp.33~49.
- (7) Katz, J., 2006, “Aerodynamics of Race Cars,” *Annu. Rev. Fluid Mech.*, Vol. 38, pp. 27~63.
- (8) Zhang, X. and Zerihan, J., 2004, “Edge Vortices of a Double Element Wing in Ground Effect,” *Journal of Aircraft*, Vol. 41, No. 5, pp. 1127~1137.
- (9) Jung, K.H., Chun, H.H. and Kim, H.J., 2008, Experimental Investigation of Wing-in-Ground Effect with a NACA6409 Section, *Journal of Marine Science Technology*, Vol. 13, pp. 317~327.
- (10) Park, K. and Lee, J., 2008, “Influence of Endplate on Aerodynamic Characteristics of Low-Aspect-Ratio Wing in Ground Effect,” *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 22, pp. 2578~2589.
- (11) Lee, J., Kim, B. and Park, K., 2010, “Flow Characteristics of WIG-Effect Vehicle with Direct-Underside-Pressurization System and Propeller,” *Trans. of the KSME(B)*, Vol. 34, No. 6, pp. 649~954.
- (12) Phillips, W. F., 2010, *Mechanics of Flight*, 2nd edit, John Wiley & Sons, Inc., pp. 46~49.
- (13) STAR-CCM+, 2006, *Methodology*, CD-adapco.
- (14) McAlister, K. W. and Takahashi, R. K., 1991, *NACA0015 Wing Pressure and Trailing Vortex Measurements*, NACA Technical Paper 3151.
- (15) Jacobs, E.N. and Sherman, A., 1939, *Airfoil Section Characteristics as Affected by Variations of the Reynolds Number*, NACA TM. 586.
- (16) Anderson, J.D., 1999, *Aircraft Performance and Design*, McGraw-Hill, pp.78~85
- (17) Razenbach, R. and Barlow, J., 1994, “Two Dimensional Airfoil in Ground Effect, an Experimental and Computational Study,” *1994 Motor Sports Engineering Conference*, pp. 241~249.
- (18) Zerihan, J. and Zhang, X., 2000, “Aerodynamics of a Single Element Wing in Ground Effect,” *Journal of Aircraft*, Vol. 37, No. 6, pp. 1058~1064.
- (19) Lee, J. H., Han, C. S. and Bae, C. H., 2010, “Influence of Wing Configurations on Aerodynamic Characteristics of Wings in Ground Effect,” *Journal of Aircraft*, Vol. 47, No. 3, pp. 1030~1040.
- (20) Zhang, J. and Zerihan, J., 2003, “Off-Surface Aerodynamic Measurements of a Wing in Ground Effect,” *Journal of Aircraft*, Vol. 40, No. 4, pp. 716~725.