

이산와류법을 사용한 비평면 지면 와류전개 연구

한 철 희*

한국교통대학교 항공기계설계학과

Study on the Wake Evolution on the Non-Planar Ground Using a Discrete Vortex Method

Cheolheui Han *

Department of Aeronautical and Mechanical Design Engineering, Korea National University of Transportation, Deahak-Ro 50, Chungju-Si, Chungbuk-Do, 27469, Korea

(Received 2016.11.01 / Accepted 2016.11.18)

Abstract : Accurate simulation of wakeshapes behind a wing is important for the performance prediction of the aircraft and the wake hazard problem in the airport. In the present study, wakeshapes behind a wing inside tunnels are simulated in regard to the development of wing-in-ground effect vehicles. A discrete vortex method with a nonplanar ground modelling is used for the simulation. It was found that the wingtip vortices move toward outboard directions when the wing is in ground effect. When the wing is placed inside tunnels, the wingtip vortices move along the tunnel wall with counter clockwise direction. As the gap between the wingtip and the tunnel decreases, the wingtip vortices move further along the tunnel wall. Both vortices from bothsides of the wing will murge, which will be studied in future using a viscous computation.

Key words : Wing In Ground Effect, Discrete Vortex Method, Wake Hazard, Non-Planar Ground, Wake Evolution, Wakeshapes, Ram Wing, Terrafoil

1. 서 론

항공기 날개끝(Wingtip, 익단)에서 와류가 발생하며, 이 와류를 익단와류(Wingtip Vortex)라고 한다. 이 와류의 강도는 와도(vorticity)를 하류(downstream)방향에 수직하게 자른 단면의 면적에 대하여 적분한 값인 순환(circulation)의 크기로 나타낸다. Kutta-Joukowski 이론에 의하면 항공기 날개에서 발생하는 양력은 항공기 날개에서 발생한 순환값에 비례하므로, 이륙중량(Take-off Gross Weight)이 큰 항공기에서 발생하는 와류의 강도는 매우 크다. 따라서 항공기 날개에서 발생한 강도가 큰 익단와류는 항공기 날개 전반에 걸쳐 아래흐름(downwash)을 발생시키며 이로 인하여 실제 항공기

날개의 기하학적 받음각보다 작은 받음각(유효받음각)으로 공기가 날개에 유입되어 양력은 감소하고 항력은 증가한다. 이와 같이 양력발생에 의하여 발생되는 항력을 유도항력이라 부르며 항공기 이착륙 뿐만 아니라 순항비행에서도 항공기 성능저하에 큰 영향을 미친다.

익단와류는 항공기 성능을 저하시킬 뿐 아니라 다수의 항공기들이 순차적으로 이륙 및 착륙을 하는 공항에서 선행 항공기에서 발생하는 와류가 후행항공기의 안전에 심각한 영향을 미치는 문제를 발생시킨다. Cessna Aircraft Company의 Cessna 172와 같이 작은 크기의 항공기가 Airbus SAS의 A380과 같이 중량이 큰 공기 뒤에서 비행할 경우 A380에서 발생하는 와류로 인하여 Cessna172의 비행안정성이 크게 훼손가능하다. 따라서, ICAO에서는 항공기 이착륙시 ATC(Air

*Corresponding author, E-mail: chhan@ut.ac.kr

Traffic Controller)가 선행 및 후행 항공기들 사이의 최소 이격거리를 WTC(Wake Turbulence Categories)에 근거하여 MTOW(Max. Take Off Weight)에 따라 3등급으로 나누어 운영하도록 요구하고 있다.

익단와류의 강도는 날개가 지면가까이 갈수록 감소하는 경향이 있으며 이로 인하여 날개의 양력은 증가하고 항력은 감소하는 지면효과가 발생한다. 이처럼 임무형상(mission profile) 대부분을 지면근처를 비행하여 항공기의 향상된 공력성능을 이용하는 지면효과익선(Wing-In-Ground Effect Vehicle)의 상업화 연구가 활발히 진행되어 왔다. 최근, 국내에서 (주)아론비행선박산업이 탑승인원 4~8명인 위그선들을 개발완료하여 판매하고 있다. 반면 지상용 지면효과익선은 1960년대 프린스턴 대학과 MIT에서 튜브내를 운행하는 고속비행체(tube flight)과 관련하여 처음 제안되었었다. 그 후 운송체의 높은 항력과 터널공사비용 문제로 채널이나 레일과 같은 안내로 위를 비행하는 Ram Wing 또는 Terrafoil이라는 이름으로 1970년대 초반에 제안이 되기 시작하였다[1-3]. 1971년 Davis[4]는 비평면 지면위를 지나는 비평면 날개에 관한 공력해석기법 개발 연구를 수행하였으며, 퍼텐셜 해석기법을 사용하여 익단판(endplate)를 가진 날개가 지면근처를 비행할 때 발생하는 안정성 해석 연구를 수행했다[5,6]. 그 결과 대부분 안정성 확보가 어렵다는 결론에 도달하였다.

본 연구에서는 지상용 지면효과익선이 터널 내를 비행할 때 발생하는 후류의 전개에 대한 연구를 수행하였다. 2장에서는 본 연구에서 사용한 이산와류법을 설명하고, 3장에서는 날개와 지면사이의 거리에 따른 후류 전개형상 계산 결과를 논의하였다.

2. 이산와류법

임의의 시간에 항공기 날개의 후연에서 하류로 점성경계층이 떨어져 나간 것을 후류라 한다. 따라서 후류는 항공기 날개표면에서 발생한 와도를 가지고 하류로 흘러가는 얇은 층으로 구성되어 있다. 임의의 하중분포를 갖는 날개가 스패방향으로 가지는 순환은 양력선으로 간략히 표현가능하며 이 양력선으로부터 떨어져 나가 하류로 전개되는 와류면은 복소평면에서 다음과 같은 곡선으로 나타낼 수 있다.

$$z_0(\Gamma, t) = y(\Gamma, t) + iz(\Gamma, t) \quad (1)$$

여기서 변수 Γ 는 순환을 의미하며 날개에서 떨어져 나간 유체입자들은 매 순간의 날개 하중변화에 따른 순환값을 가지고 하류로 흘러가므로 Lagrangian 매개변수로서 와류면을 구성하는 와류선을 나타낸다[7].

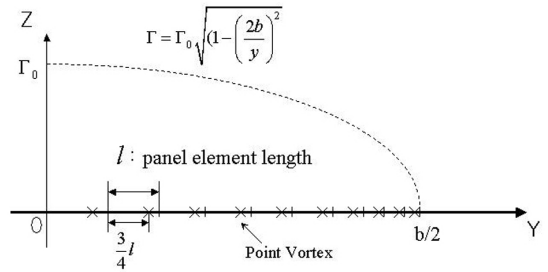


Fig. 1 Geometrical representation of a discretized vortex line and point vortices.

날개 스패길이 방향으로 가상의 단면을 나타내면, 후류는 이 단면에서 2차원의 와선으로 나타나며 2차원 와류면의 운동방정식은 다음과 같이 Lagrangian 속도장과 Eulerian 속도장 사이의 관계식으로 나타낼 수 있다.

$$\frac{\partial \bar{z}_0(\Gamma, t)}{\partial t} = dW/dz_0 \quad (2)$$

여기서 \bar{z}_0 는 공액복소수를 의미한다. 식 (2)가 나타내는 와류면의 전개식은 Birkhoff와 Rott에 의하여 다음과 같은 Birkhoff-Rott방정식으로 나타낼 수 있다.

$$\frac{\partial \bar{z}_0(\Gamma, t)}{\partial t} = \frac{1}{2\pi i} \int \frac{d\Gamma^*}{z_0(\Gamma, t) - z_0(\Gamma^*, t)} \quad (3)$$

와면을 일정 강도의 와도를 가진 와선으로 나타낸 후, 식 (3)에 순환과 와면의 강도사이의 관계를 대입하면

$$\frac{\partial \bar{z}_0(\Gamma, t)}{\partial t} = \frac{1}{2\pi i} \int \frac{\gamma^* |dz|}{z_0(\Gamma, t) - z_0(\Gamma^*, t)} \quad (4)$$

로 나타낼 수 있다. 식 (4)를 이산화하기 위하여 와면을 일정 강도의 와류선 분절(vortex line segment)로 나누고, 다시 각 와류선을 Fig. 1과 같이 N개의 점와류(point vortex)로 나타낸다. 여기서 Γ_0 는 최대순환강도를 나타내며 b는 날개의 스패를 나타낸다. 식 (4)가 나

타내는 복소평면을 실평면으로 치환한 후, 와류면을 나타내는 임의의 점와류에서 유도되는 속도는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\vec{w}_j = \frac{G_i}{2\pi} \sum_{i=1}^N \left[\frac{(z_j - z_i)}{r_{ji}^2} \vec{i} - \frac{(y_j - y_i)}{r_{ji}^2} \vec{j} \right] \quad (5)$$

여기서 r_{ji} 는 i 번째 점와류에서 j 번째 점와류까지의 거리를 나타낸다. G_i 는 점와류의 강도를 나타내며 최대 순환이 $1 \text{ m}^2/\text{sec}$ 인 타원형 하중분포의 경우 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$G(y) = \Gamma_0 y \left(1 - \left(\frac{2y}{b} \right)^2 \right)^{-0.5} dy \quad (6)$$

Ground Effect

편평한 지면의 경우 경상법(image method)를 사용하여 지면효과를 고려할 수 있으나, 본 연구의 채널이나 레일과 같은 비평면 지면의 경우 Green's 2nd Identity를 사용하여 문제를 정식화 시켜야 한다. 본 연구에서는 날개가 지면에 작용하는 유도속도를 계산한 후, No Penetration 경계조건을 지면을 나타내는 패널 요소에 적용하여 지면을 구성하는 특이해들의 강도를 계산하였다.

Wake Roll-up

시간 $t=0$ 에 N 개의 점와류가 각각 다른 와류들에 의하여 유도되는 속도를 계산한 후 시간 Δt 이후 j 번째 점와류의 위치는 Euler convection scheme을 사용하여 계산한다.

$$\begin{aligned} y_{j+1} &= y_j + v_j \Delta t \\ z_{j+1} &= z_j + w_j \Delta t \end{aligned} \quad (7)$$

3. 결과 및 분석

먼저 본 연구에서 개발한 지면을 모델링한 해석법의 타당성을 검증하기 위하여 경상법을 사용한 해석결과와 비교검증 하였다. 날개의 하중분포는 타원형 분포를 한다고 가정하였으며 최대 순환값은 $1 \text{ m}^2/\text{sec}$ 로 설정하였다. 또한 날개가 지면효과를 받을 때의 하중도 날개가 지면효과를 받지 않을때와 동일하다고 가정하였다. 한철희 등[8]의 연구에 따르면 실제

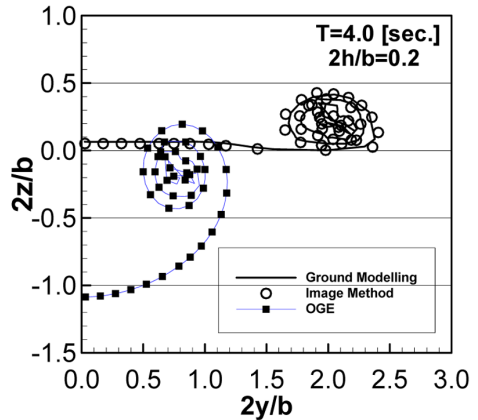


Fig. 2 Validation of present method

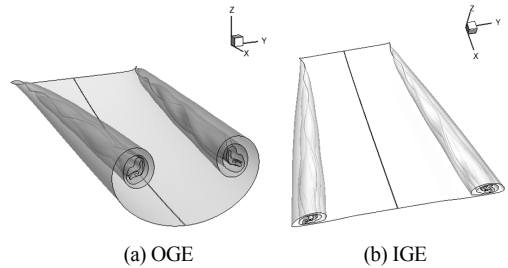


Fig. 3 Wakeshapes behind a wing in IGE and OGE

날개가 지면 가까이 접근할 경우 하중분포는 날개와 지면사이 거리의 지수함수적으로 증가하게 되나 본 연구의 계산에서는 하중분포는 동일하다고 가정했다. Fig. 2에 나타낸 바와 같이 본 연구의 계산결과와 경상법을 사용한 계산결과가 정확히 일치함을 볼 수 있다.

Figure 3에 지면효과를 받는 날개와 지면효과를 받지 않는 날개의 3차원 와류면 전개 형상을 나타내었다. 지면효과를 받는 날개에서 발생한 후류는 날개의 outboard방향으로 크게 이동하였고 vortex core의 모양이 타원형으로 바뀌었음을 볼 수 있다.

Figure 4에 날개의 스패ん길이를 고정시키고 터널의 지름을 바꾸었을 때 동일한 타원형 하중분포를 가지는 날개에서 발생하는 후류의 전개 형상을 나타내었다. 그림에서 볼수 있듯이 날개와 터널 사이의 간극이 클수록 터널의 원주길이 방향을 따라 후류가 반시계 방향으로 더욱 크게 이동하였음을 볼 수 있다. 날개가 지면 가까이 다가 갈수록 와류가 outboard방향으로 이동하는 것과 유사한 경향을 보여주고 있다.

Figure 5에 날개의 스패ん길이와 터널의 가로방향 길

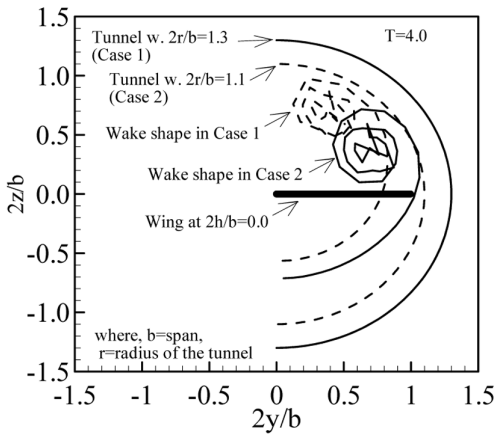


Fig. 4 Wakeshapes behind a wing inside a circular tunnel

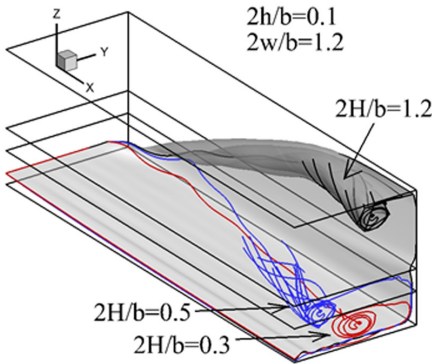


Fig. 5 Wakeshapes behind a wing inside a rectangular tunnel

이를 고정시키고 터널의 높이를 바꾸었을 때 타원형 하중분포를 가지는 날개에서 발생하는 후류의 전개 형상을 나타내었다. 먼저 날개에서 발생한 후류는 터널 벽을 타고 반시계 방향으로 이동하고 있음을 알 수 있다. 또한 터널의 높이가 작아질수록 후류는 날개의 상면에서 날개 중심쪽으로 더 크게 이동하였다.

4. 결론

본 연구에서는 이산와류법을 사용하여 원형 및 사각형 단면을 가지는 터널내를 비행하는 항공기 날개에서 발생하는 후류의 시간에 따른 변화 형상을 연구하였다.

1) 편평한 지면의 경우 후류는 지면효과를 받지 않는 날개의 경우에 비하여 outboard방향으로 더욱 크게

이동하였다.

2) 원형단면과 사각형 단면을 가진 터널의 경우 날개에서 발생한 후류는 터널 벽을 따라 반시계 방향으로 이동하였다. 터널과 날개 사이의 거리가 가까울수록 후류의 이동 거리는 증가 하였다.

날개와 터널 사이의 거리가 매우 작을 경우 날개의 좌측 및 우측에서 발생한 후류는 서로 만나 복잡한 상호작용을 할 것으로 판단되며, 향후 점성해석 기법을 적용하여 이에 대한 연구를 수행할 예정이다.

Acknowledgement

본 연구는 2016년 한국교통대학교 지원을 받아 수행하였으며, 이에 관계자 여러분께 감사드립니다.

References

- 1) G. L. Harris and G. R. Seemann, "The Terrafoil - A New Concept in High Speed Ground Transportation", High Speed Ground Transportation Journal, 4(2), May 1970.
- 2) T. M. Barrows, S. E. Widnall, H. H. Richardson, "The Use of Aerodynamic Lift for Application to High Speed Ground Transportation", Office of High Speed Ground Transportation, Dept. of Transportation, Report FRE-RT-71-56, June 1970.
- 3) J.E. Furman Jr., B.J. Hartz, and R.N. Clark., "Control of Lateral Motions of the TERRAFOIL Transit Vehicle," Journal of Spacecraft and Rockets, 14(2), p. 118-123, 1977.
- 4) J.E. Davis, *Non-planar Wings in Non-planar Ground Effect*, Ph.D. Thesis, Caltech, 1972.
- 5) C. Han, H. Kim, and J.Cho, "Steady Aerodynamic Characteristics of a Wing Flying Over a Nonplanar Ground Surface Part I : Rail," Journal of Mechanical Science and Technology, 20(7), 2006.
- 6) C. Han, H. Kim, and J. Cho, "Steady Aerodynamic Characteristics of a Wing Flying Over a Nonplanar Ground Surface Part II : Channel," Journal of Mechanical Science and Technology, 20(7), 2006.
- 7) C. Han and W. H. Mason, "Inviscid Wingtip Vortex Behavior Behind Wings in Close Formation Flight," AIAA Journal of Aircraft, 41(2), 2005.
- 8) C. Han and S.A.Kinnas, "Study on the Wake Shape behind a Wing in Ground Effect Using an Unsteady Discrete Vortex Panel Method," Open Journal of Fluid Dynamics, 3(4), 2013.