

# 비선형 와류격자법을 이용한 작은 종횡비 날개의 고받음각 및 지면효과 후류 특성 분석

이 세 옥\*

건국대학교 기계설계학과

## Wake Characteristics of High Angle of Attack and Ground Effect for Low Aspect Ratio Wings using NLVLM

Seawook Lee\*

Department of Mechanical Design and Production Engineering, Konkuk University,

120 Neungdong-ro, Gwangjin-gu, Seoul, South Korea, 143-701

(Received 2014. 04. 24 / Accepted 2014. 05. 16)

**Abstract** : For the analysis of lifting surface at high angle of attack, a Nonlinear Vortex Lattice Method(NLVLM) was used. The NLVLM is intended to compute the interactions between lifting surfaces and separated vertical flow. The lifting surfaces are represented by a lattice of discrete vortex rings. And wakes are represented by families of non-intersecting, semi-infinite vortex line segments. The image method also used to analyze the ground effect. It is found that vortex lines separated from lifting surfaces represent the separated flows successfully. Although the present method is applied for the rectangular wing and delta wing, extensions can be possible for the arbitrary lifting surfaces. The Present results show good agreement with experimental data.

**Key words** : Nonlinear Vortex Lattice Method(NLVLM), high angle of attack, ground effect, low aspect ratio, wake characteristics

### 1. 서론

아음속하에서 높은 받음각(high angle of attack)을 갖는 양력면의 전체적인 공기역학적 힘과 힘의 분포는 유동박리현상을 고려해야하기 때문에 매우 복잡해진다. 이 비선형 공기역학적 특징(non-linear aerodynamic characteristics)들을 예측하는 것은 매우 중요하면서도 해결하기 어려운 문제중의 하나이다. 이들을 계산하는데에는 양력면과 양력면으로부터 박리되어 유체 흐름속으로 말려올라가는(rollup) 와후류(vortex wake)와의 상호작용 문제가 발생하게 된다. 와후류는 받음각이 증가함에 따라 공기역학적 계수들에 비선형 변분을 발생 시키는 압력분포에 영향을 주게 된다<sup>[1]</sup>.

유동박리현상을 고려하지 않은 포텐셜 유동 해법이 양력면에 대하여 압력분포나 비선형 공기역학적 계수들을 정확하게 예측할 수 없기 때문에 1970년대부터 높은 받음각을 갖는 양력면의 비선형 거동(non-linear behavior)을 합리적으로 예측할 수 있는 수치해법들이 개발되었다. 박리된 유동을 계산하기 위해서 양력면에 대한 와류격자법(Vortex Lattice Method, VLM)은 말려 올라가는 후류를 포함하도록 확장되었으며, 자유와면을 선와로 고려한 것이 비선형와류격자법(Non-Linear VLM, NLVLM)<sup>[2-4]</sup>이다. 날개에 대한 NLVLM은 Ermolenko에 의하여 최초로 고안되어 Belotserkovsky 등<sup>[5]</sup>과 Kandil 등<sup>[6]</sup>에 의해 개선된 수치해법이다.

본 연구에서는 와류이론에 근거한 비선형 와류격

\*Corresponding author. E-mail : mplsw@konkuk.ac.kr

자법을 사용하여 사각날개 및 삼각날개 주위의 유동을 해석하였다. 본 연구방법의 특성상 반복계산에 의해 수렴된 값을 얻는데, 해가 발산하는 것을 막기 위해 와핵모델(vortex core model)을 사용하였다.

## 2. 수치해석

본 연구에서는 모든 유동조건들이 정상상태, 비압축성, 비점성, 비회전이라고 가정하여 유동장은 Laplace 방정식으로 표현된다.

$$\nabla^2 \Phi = 0 \quad (1)$$

위 방정식을 풀기 위해 필요한 경계조건은 첫째, 양력면에 멀리 떨어진 곳에서의 교란속도는 0이 되며, 둘째, 양력면에서 양력면과 수직인 방향의 속도성분은 0이 된다는 flow tangency condition<sup>[7]</sup>이다. 세 번째는 Kutta condition이고, 네 번째 조건은 후류에서는 어떠한 힘도 생성시키지 못한다는 force-free 조건으로 다음과 같다.

1.  $\nabla \Phi = 0, r \rightarrow \infty$
2.  $(\nabla \Phi + \vec{V}_\infty) \cdot \vec{n} = 0$
3.  $r_{TE} = 0$
4.  $\Delta F = \rho \vec{V}_\infty \times r_w = 0$

양력면은 관계된 tangential 방향의 속도차이가 존재하는 와면으로 나타난다. 이 양력면에서의 와의 강도분포는 속도차이의 크기와 일치한다 양력면은 이산 와선분절(discrete vortex line segment)의 격자로 이산화될 수 있다. 격자에서 와의 분포는 flow tangency 조건에 의하여 결정된다. 모든 경계조건을 동시에 만족시키기 위해서는 반복과정을 수행해야 한다.

양력면은 몇 개의 이산화된 패널들로 나뉘어진다. 패널은 vortex line segment로 속박되어 vortex ring을 형성한다. 일반적으로 각각의 패널에는 속박와의 위치가 각 패널 코드길이의 3/4지점에 위치하며, 제어점(control point)이 패널의 중심점에 위치하게 된다. 분절 와에 의해 임이의 점으로 유도되는 속도는 Biot-Savart의 법칙으로 구할 수 있다.

$$\vec{\delta u} = \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{\vec{r}_1 \times \vec{r}_2}{|\vec{r}_1 \times \vec{r}_2|^2} \vec{R}_0 \cdot \left( \frac{\vec{r}_1}{|\vec{r}_1|} - \frac{\vec{r}_2}{|\vec{r}_2|} \right) \quad (2)$$

양력면의 edge에 대한 격자 배열은 shedding 조건에 따라 변화하게 된다. Attached edge는 속박와 성분인 edge를 따라 포함된다. 그러나, shedding edge에서는 edge에 평행한 속박와 성분이 존재하게 되면 Kutta 조건에 위배되게 된다. 후류의 와면을 나타내는 와선은 몇 개의 짧은 분절형태로 모델링하며 반복 계산과정에 의해 다음과 같은 유선의 방정식을 따르게 된다.

$$\frac{dy}{dx} = \frac{v}{V_\infty + u}, \quad \frac{dz}{dx} = \frac{w}{V_\infty + u} \quad (3)$$

식(3)은 force-free 조건을 만족하게 된다.

와선에 대해서는 force-free 조건을 적용하므로써 자유와선의 경로가 새롭게 계산된다. 각 분절의 끝점의 새로운 위치는 다음과 같은 식에 의해 계산된다.

$$y_j^{(i)} = y_{j-1}^{(i)} + \frac{v_j^{(i)}}{V_\infty + u_{j-1}} (x_j^{(i)} - x_{j-1}^{(i)}) \quad (4)$$

$$z_j^{(i)} = z_{j-1}^{(i)} + \frac{w_j^{(i)}}{V_\infty + u_{j-1}} (x_j^{(i)} - x_{j-1}^{(i)})$$

계산 과정은 Fig. 1의 flow chart에 나타내었다. 와의 강도는 flow tangency 조건에 의하여 구할 수 있다.

$$A \cdot \Gamma = -\vec{V}_\infty \cdot \vec{n} \quad (5)$$

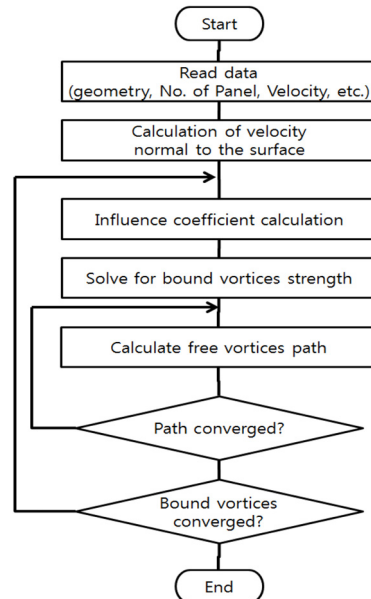


Fig. 1 Flow chart of the present method

여기서 A는 공기역학적 영향계수(aerodynamic influence coefficient, AIC)로  $\nabla\Phi \cdot \vec{n}$ 을 의미한다.

Main iterative cycle은 다음과 같이 표현된다.

$$\bar{X}^{i+1} = X^i + \omega(X^{i+1} - X^i) \quad (7)$$

해가 수렴되었는지를 결정하기 위해서 합리적인 수렴기준이 있어야 한다. 본 연구에서는 반복 계산과정에서 자유와선 분절의 끝점의 최대 변화폭과 와의 강도의 최대 변화율이 계산된다. 이 변화폭과 변화율이 어느 정도의 오차범위 이내이면 수렴되었다고 계산하였다.

후류형상의 계산 중 해가 발산하는 현상을 방지하기 위해 와핵모델(vortex core model)이 필요하다. 일정한 core 반경을 정해놓고 그 반경내에서 유도속도가 일정하다고 가정하는 균일속도모델, 반경 내에서 속도가 0이라고 가정하는 vortex cropping 모델, 반경 내의 유동이 강제처럼 회전한다고 가정하고 선형 속도 분포를 사용하는 강제회전 모델 등이 있다. 본 연구에서는 강제회전모델과 균일속도모델의 중간 정도의 분포를 나타내는 모델을 사용하였다. 이 모델은 강제회전 모델의 첨예한 부분을 보다 부드럽게 하여 와핵 반경 근처의 거리에 있는 와선들에 의해 유도되는 속도 차이를 줄여 안정된 수렴을 얻도록 하였다<sup>[8]</sup>.

본 연구에서는 지면효과가 후류의 형상에 미치는 영향을 확인하기 위해 경상법(image method)를 이용하여 지면효과를 고려하였다.

### 3. 결과 및 고찰

본 연구 방법의 검증을 위해 Fig. 2에서 가로세로비가 1.0인 사각형 날개에 대해 받음각의 변화에 따른 수직방향의 힘계수를 Ermolenko<sup>[9]</sup>의 실험결과와 비교하여 나타내었다. 약간의 offset을 갖으나 그 경향은 일치하는 것을 확인할 수 있다.

Fig. 3은 가로세로비가 1.0인 사각 날개에 대해 받음각이 15도, 20도 일 때 후류의 형태를 나타낸 것이다. 날개의 측면과 후연(trailing edge)에 각각 8개 씩의 와분절을 위치시켰다. 날개의 전연(leading edge)부터 후연까지 측면에 위치한 vortex segment들이 영향을 받아 변형된 후류 형상을 나타내고 있다. 높은 받음각에서 유동 박리가 발생하는 현상에 대해 확인할 수 있는 후류의 경향을 확인할 수 있으며 측면에서 유동이 날

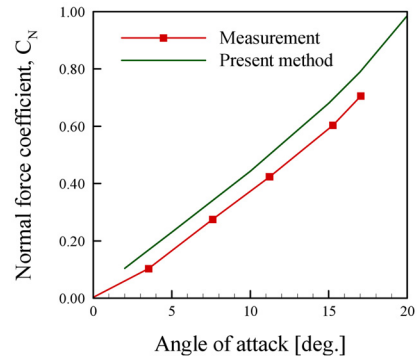
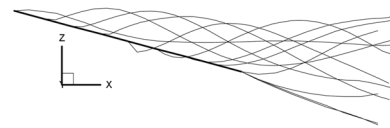
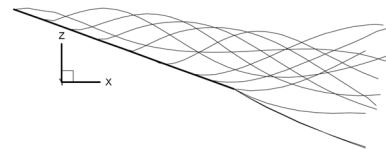


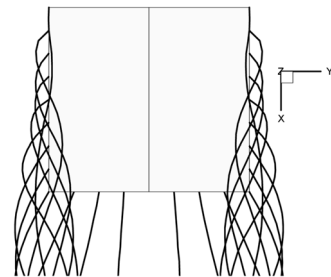
Fig. 2 Normal force coefficient according to the variation of angle of attack (Rectangular wing, AR=1.0).



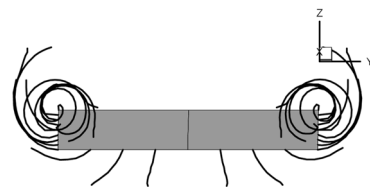
(a) AOA= 15 degree (x-z plane)



(b) AOA= 20 degree (x-z plane)

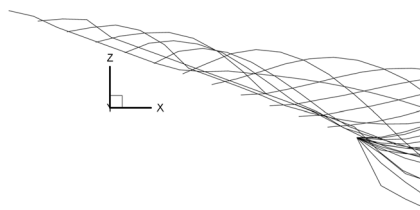


(c) AOA=20 degree (x-y plane)

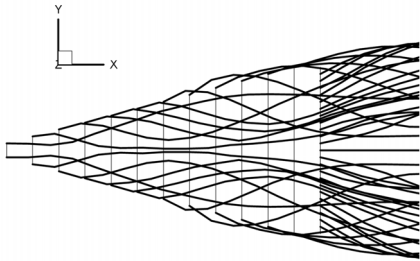


(d) AOA=20 degree (y-z plane)

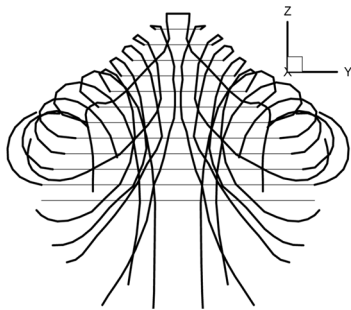
Fig. 3 Separated wake shaped of a rectangular wing for various angle of attacks (AR=1.0).



(a) x-z plane



(b) x-y plane



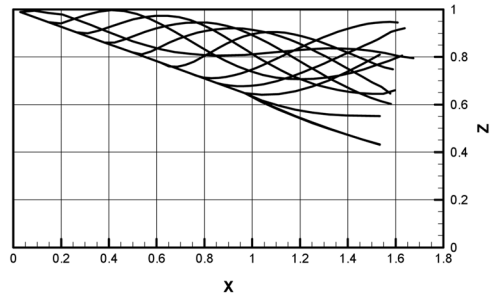
(c) y-z plane

Fig. 4 Separated wake shaped of a delta wing (AR=1.0).

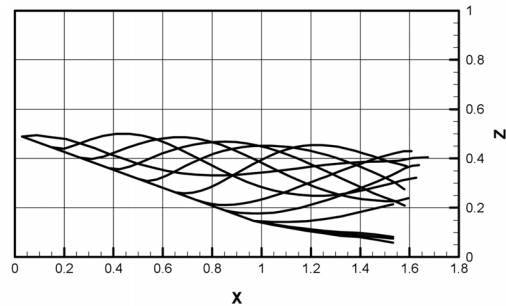
개의 윗면에 영향을 미치는 것을 확인할 수 있다.

Fig. 4는 가로세로비가 1.0인 삼각날개에 대해 받음각이 변화할 때 전연부터 후연까지의 후류 형상에 대해 나타낸 것이다. 삼각 날개의 경우 사각 날개의 경우보다 전연에서 발생한 유동박리가 날개 윗면 전반에 걸쳐 영향을 미치는 것을 확인 하였다.

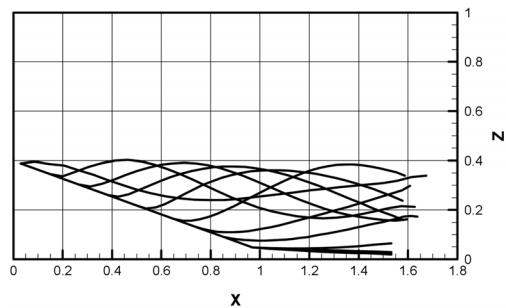
Fig. 5는 지면효과를 받는 종횡비가 1.0인 사각 날개의 후류 형상을 비교하여 나타낸 것이다. 시위길이(c)에 대해 지면과 전연의 높이(h)의 비로 나타낸 것으로  $h/c$ 가 1.0이상에서는 후류의 형상이 일정하게 나타난다(Fig. 3 (b)와 비교). 그러나 그 이하의 값에서는 후류가 지면효과를 받아 후류 형상이 변화하는 것을 확인



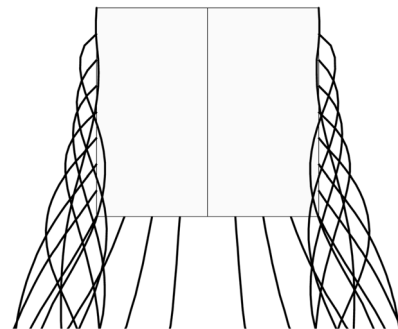
(a)  $h/c=1.0$  (x-z plane)



(b)  $h/c=0.5$  (x-z plane)



(c)  $h/c=0.4$  (x-z plane)



(d)  $h/c=0.4$  (x-y plane)

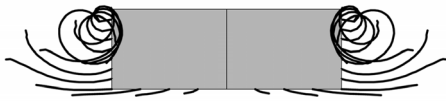
(e)  $h/c=0.4$  (y-z plane)

Fig. 5 Separated wake shaped of a rectangular wing for various heights (AR=1.0, AOA=20 degree).

하였다. 또한 Fig. 3(c),(d)와 Fig. 5(d),(e)를 비교하였을 때, 지면효과로 인해 후류가 날개의 윗면에 더 적은 영향을 미치는 것을 확인하였다.

#### 4. 결론

본 연구에서는 비선형 와류격자법(NLVLM)을 이용하여 작은 가로세로비를 갖는 사각날개 및 삼각날개의 고받음각시 후류형상 및 지면효과에 따른 후류형상 변화를 파악하였다.

작은 가로세로비를 갖는 사각 날개는 높은 받음각을 가질 때 측면에서의 후류가 날개의 윗부분에 영향을 미치는 것을 확인하였다. 이런 이유로 선형 와류 격자법에 비해 더 정확히 실험 결과와 일치하는 것을 확인하였다.

작은 가로세로비를 갖는 삼각 날개의 경우 높은 받음각을 가질 때 사각 날개에 비해 전연에서부터의 후류 영향이 크기 때문에 후류가 날개의 윗면에 전반적으로 큰 영향을 미치는 것을 확인하였다.

지면효과를 받는 작은 가로세로비를 갖는 사각날개의 경우 지면에 가까워질수록 후연에서 발생한 후류의 형태가 변하는 것을 확인하였다. 지면효과의 영향으로 측면에서 발생하는 후류가 좌우로 찌그러진 형태를 띠는 것을 확인하였으며, 지면효과가 없을 경우에 비해 측면에서 발생하는 후류가 날개의 윗면에 덜 영향을 미치는 것을 확인하였다.

향후, 날개들의 편대비행에 따른 후류의 영향 및 지면효과를 받는 삼각날개의 후류 특성에 관한 연구를 수행할 예정이다.

#### References

- 1) K. Kim, B. Son and J. Cho, "A Three-Dimensional Aerodynamic Analysis of Wings Using Non-Linear Vortex Lattice Method," Journal of KSAS, Vol. 23, No. 4, 1995, pp. 14-22.
- 2) R.J. Margason, and J.E. Lamar, "Vortex-Lattice Fortran Program for Estimating Subsonic Aerodynamic Characteristics of Complex Planforms," NASA TN D-6142, Feb. 197.
- 3) P. Konstantinopoulos, D.F. Thrasher, D.T. Mool, A.H. Nayfeh and L. Watson, "A Vortex-Lattice Method for General, Unsteady Aerodynamics," Journal of Aircraft, Vol. 22, Jan. 1985, pp. 43-49.
- 4) K.R. Asfar, D.T. Mook, and A.H. Nayfeh, "Application of the Vortex-Lattice Technique to Arbitrary Bodies," Journal of Aircraft, Vol. 16, July, 1979, pp. 421-424.
- 5) D.T. Mook, and S.A. Maddox, "Extension of a Vortex-Lattice Method to Include the Effects of Leading-Edge Separation," Journal of Aircraft, Vol. 11, Feb. 1974, pp. 127-128.
- 6) O.A. Kandil, D.T. Mook, and A.H. Nayfeh, "Nonlinear Prediction of Aerodynamic Loads on Lifting Surfaces," Journal of Aircraft, Vol. 13, Jan. 1976, pp. 22-28.
- 7) R.B. Melville, "A Nonlinear Vortex-Lattice Model for Leading-Edge Separation on a Prop-Fan Blade," M.C. Thesis, Purdue Univ., 1991.
- 8) Y. Kim, and J. Cho, "Aerodynamic Analysis of Delta Wings using a Nonlinear Vortex Lattice Method," Journal of KSAS, Vol. 24, No. 6, 1996, pp. 21-30.
- 9) J. Rom, High Angle of Attack Aerodynamics, Springer-Verlag, 1992.