

## 論文

## 비선형 와류격자법을 이용한 낮은 종횡비 날개의 공력특성 계산

이태승\*, 박승오\*\*

Calculation of Low Aspect Ratio Wing Aerodynamics  
by Using Nonlinear Vortex Lattice Method

Taeseung Lee\* and Seung-O Park\*\*

## ABSTRACT

A new computational procedure for the Non-Linear Vortex Lattice Method (NLVLM) is suggested in this work. Conventional procedures suggested so far usually involves inner iteration loop to update free vortex shape and an under-relaxation based iteration loop to determine the free vortex shape. In this present work, we suggest a new formula based on quasi-steady concept to fix free vortex shape which eliminates the need for inner iteration loop. Further, the ensemble averaging of the induced velocities for a given free vortex segment evaluated at each iteration significantly improves the convergence property of the algorithm without resorting to the under-relaxation technique. Numerical experiments over several low aspect ratio wings are carried out to obtain optimal empirical parameters such as the length of the free vortex segment, the vortex core radius, and the rolled-up wake length.

## 초 록

본 논문에서는 새로운 비선형 와류격자법 계산 과정이 제안된다. 기존의 계산 과정은 자유와의 형태 계산을 위해 내부 반복계산 및 하향이완법을 포함한다. 하지만 본 논문에서는 유사 정상 개념에 기초한 새로운 수식을 제안하여 자유와의 형태를 계산함으로써, 계산 과정에서 내부 반복계산 및 하향이완법을 생략한다. 또한 반복계산이 진행됨에 따라 각 분절에 유도되는 유속도를 적절히 평균해 줌으로써 알고리즘의 수치적 안정성을 향상시킨다. 그리고 낮은 종횡비 날개에 대한 수치실험을 수행하여 분절의 길이, 와류중심반경, 후류영역 계산범위 등과 같은 중요 인자들의 적절한 기준을 경험적으로 결정한다.

**Key Words :** Nonlinear Vortex Lattice Method(비선형 와류격자법), Low Aspect Ratio Wing (낮은 종횡비 날개), inner iteration loop(내부 반복계산), under-relaxation technique(하향이완법), free vortex segment length(자유와분절 길이)

## 1. 서 론

선형 와류격자법은 양력면의 공력특성을 쉽고 빠르게 예측할 수 있는 수치해석 방법의 하나로 1960년대부터 본격적으로 컴퓨터 프로그램으로 개발되어 현재에 이르기까지 다양한 항공기의 설계 과정에 유용하게 쓰이고 있다. 하지만 선형 와

† 2008년 7월 28일 접수 ~ 2008년 10월 13일 심사완료

\* 정희원, 한국과학기술원 항공우주공학전공 대학원

\*\* 정희원, 한국과학기술원 항공우주공학전공

교신저자, E-mail: sopark@kaist.ac.kr

대전광역시 유성구 구성동 373-1 번지

류격자법은 유동 박리 현상을 모사하지 못하기 때문에 유동 박리 현상이 중요한 경우에는 사용될 수 없다는 한계가 있다. 예를 들면 삼각날개의 경우에는 전연에서 일어나는 유동 박리 현상이 날개의 공력특성에 미치는 영향이 크기 때문에 삼각날개의 공력특성 계산에는 선형 와류격자법의 사용이 적절하지 않다. 또한 낮은 중형비를 가지는 날개의 경우에도 전연 및 측연에서 일어나는 유동 박리 현상이 날개의 공력특성에 미치는 영향이 크기 때문에 선형 와류격자법의 사용이 적절하지 않다.

이러한 선형 와류격자법의 한계를 극복하기 위해 비선형 와류격자법이 제안되었고, 1970~90년대에 활발히 연구되었다. 이 기간 동안 비선형 와류격자법을 이용하여 낮은 중형비 사각날개, 세장형 삼각날개, 세장형 물체 등의 비선형 공력특성 계산이 성공적으로 수행되었다[1-14]. 비선형 와류격자법은 해를 구하는 과정에서 필연적으로 반복계산을 수행하게 되며, 반복계산과 관련된 여러 요인들에 의해 정확성과 수치적 안정성이 영향을 받게 된다. 비선형 와류격자법을 사용하기 위해서는 해의 정확성 및 수치적 안정성에 영향을 미치는 여러 요인들에 대한 충분한 연구가 이루어져야 함에도 불구하고, 아직 이와 관련된 연구는 세장형 삼각날개에 대해서만 부분적으로 수행되어 있는 상태다[6,8,9].

본 논문에서는 기존의 비선형 와류격자법 알고리즘을 개선하여 계산의 효율성 및 수치적 안정성 향상을 꾀하고, 수치실험을 통해 비선형 와류격자법 인자들에 대한 정량적 기준을 제시하였다.

## II. 이론적 배경 및 계산 방법

### 2.1 지배 방정식 및 경계 조건

선형 및 비선형 와류격자법의 지배 방정식은 정상 포텐셜 유동 가정 하에서 교란 속도 포텐셜의 라플라스 방정식, 식 (1)로 주어진다.

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

경계조건은 식 (2.a-d)와 같이 네 가지로 정리될 수 있다.[11] 식 (2.a-d)는 각각 고체 경계면 경계조건, 원방 경계조건, 후류영역 경계조건, 후연 Kutta 경계조건을 의미한다.

$$\frac{\partial \phi}{\partial n_s} + U_\infty \cdot n_s = 0 \quad (2.a)$$

$$\nabla \phi \rightarrow 0 \text{ as } \|r\| \rightarrow \infty \quad (2.b)$$

$$\frac{\partial \phi}{\partial n_w} + U_\infty \cdot n_w = 0 \quad (2.c)$$

$$\gamma_{t.e.} = 0 \quad (2.d)$$

이 중에서 식 (2.c)로 표현되는 후류영역 경계조건은 후류영역은 압력차에 의한 힘을 지탱할 수 없다, 즉 후류영역에서의 직접적인 공력발생은 존재하지 않는다는 것을 의미하는 것으로 유선형의 와선 요소를 사용하여 후류영역을 모사함으로써 만족되는 경계조건이다.

### 2.2 선형 와류격자법 (VLM)

선형 및 비선형 와류격자법의 자세한 과정은 Rom[11]에 의해 잘 정리되어 있기 때문에 본 논문에서는 간략하게만 설명하도록 한다.

선형 및 비선형 와류격자법에서는 주어진 양력면을 사각형 및 삼각형 형태의 격자로 분할하여 격자계를 구성하고, 각각의 격자에 말굽와(horseshoe vortex)를 위치시켜 양력면을 모사한다. 말굽와는 양력면의 모사를 담당하는 한 개의 속박와(bound vortex)와 후류영역을 모사하는 두 개의 자유와(free vortex)로 구성된다. 속박와는 격자의 1/4 시위선과 일치되도록 양력면 상에 위치시키고, 두 개의 자유와는 속박와의 양 끝에서 시작되어 후류 방향으로 뻗어나가도록 양력면 평면상에 위치시킨다. 말굽와 외에도 고체 경계면 경계조건이 적용되는 제어점(control point, collocation point)은 각 격자의 3/4 시위선 중점에 위치시킨다.

각 격자의 제어점에 대하여 고체 경계면 경계조건을 만족를 의미하는 선형 방정식을 만들면 격자수만큼의 선형방정식으로 구성되는 선형방정식계 또는 행렬방정식, 식 (3)을 얻을 수 있다. 식 (3)에서  $\mathbf{A}$ 는 공력영향계수(AIC, Aerodynamic Influence Coefficient) 행렬,  $\Gamma_j$ 는  $j$ 번째 말굽와의 와류강도,  $\mathbf{n}_i$ 는  $i$ 번째 격자면에 수직인 단위벡터,  $(\mathbf{u}, \mathbf{v}, \mathbf{w})_j$ 는 단위 와류강도를 가지는  $j$ 번째 말굽와에 의해  $i$ 번째 격자의 제어점에 유도되는 유속도 벡터를 의미한다.

$$\mathbf{A}\Gamma = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & \cdots & a_{1N} \\ a_{21} & a_{22} & \cdots & a_{2N} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ a_{N1} & a_{N2} & \cdots & a_{NN} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Gamma_1 \\ \Gamma_2 \\ \vdots \\ \Gamma_N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -U_\infty \cdot \mathbf{n}_1 \\ -U_\infty \cdot \mathbf{n}_2 \\ \vdots \\ -U_\infty \cdot \mathbf{n}_N \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$a_{ij} = (\mathbf{u}, \mathbf{v}, \mathbf{w})_{ij} \cdot \mathbf{n}_i$$

행렬방정식, 식 (3)을 풀음으로써 양력면 상의 말굽와 와류강도를 구할 수 있고, 최종적으로 우

리가 필요로 하는 공력계수 및 안정미계수의 값을 계산할 수 있다.

### 2.3 비선형 와류격자법 (NLVLM)

선형 와류격자법은 반직선형 자유와를 사용하기 때문에 구해진 해가 후류영역 경계조건을 만족하지 못한다. 따라서 후류영역 경계조건 식 (2.c)를 만족하는 해를 구하기 위하여 유선형 자유와를 사용하는 비선형 와류격자법이 제안되었다. 일반적으로 선형 와류격자법은 높은 종횡비 날개의 공력 계산에 사용되고, 낮은 종횡비 날개에는 비선형 와류격자법이 사용된다.

유선형 자유와를 사용하기 위해서는 반복계산이 불가피하다. 식 (2.c)를 만족하도록 자유와의 형태를 구현하기 위해서는 유동장에 대한 정보를 가지고 있어야 하며, 유동장은 말굽와의 와류강도에 의해 결정된다. 한편 말굽와의 와류강도는 식 (3)의 해로서 구해지며, 식 (3)의 공력영향계수 행렬 **A**는 자유와의 형태에 따라 달라진다. 즉, 비선형 와류격자법에서는 말굽와의 와류강도와 유선형 자유와의 형태가 서로 영향을 주고받는 관계에 놓이게 된다. 따라서 비선형 와류격자법에서는 말굽와의 와류강도뿐만 아니라 유선형 자유와의 형태도 해로서 동시에 구해져야 하므로, 이를 위해서는 반복계산이 필수적이다(그림 1 참조).

비선형 와류격자법에서는 유한한 길이를 가지는 분절들을 연결하여 자유와를 구성하고, 연결된 분절들이 유선형의 형태를 가지도록 분절점들의 위치를 결정하는 방법으로 유선형 자유와를 구현한다. 분절점들의 위치는 그림 1의 순서도 중 'update free vortices shape' 부분에서 식 (4)를 만족하도록 결정된다.  $x, y, z$ 는 분절점의 좌표 성분이며,  $u, v, w$ 는 분절점에 유도되는 유속도 성분이다.  $U_\infty$ 는 자유유속도의 크기이며, 위치자 (i)는 반복계산 횟수를, 아래 첨자 j는 유선형 자유와를 구성하는 분절점들의 순서를 의미한다.

$$\begin{cases} y_j^{(i)} = y_{j-1}^{(i)} + \frac{v_{j-1}^{(i)}}{U_\infty + u_{j-1}^{(i)}}(x_j - x_{j-1}) \\ z_j^{(i)} = z_{j-1}^{(i)} + \frac{w_{j-1}^{(i)}}{U_\infty + u_{j-1}^{(i)}}(x_j - x_{j-1}) \end{cases} \quad (4)$$

유선형 자유와를 구성하는 분절들의 위치 및 자세가 변화하면 임의의 점에 유도되는 유속도가 변화하게 되고, 이는 유동장이 변화하는 것과 마찬가지로 되기 때문에 유선형 자유와를 구성하는 분절들의 위치 및 자세가 다시 변화해야 한다. 즉,

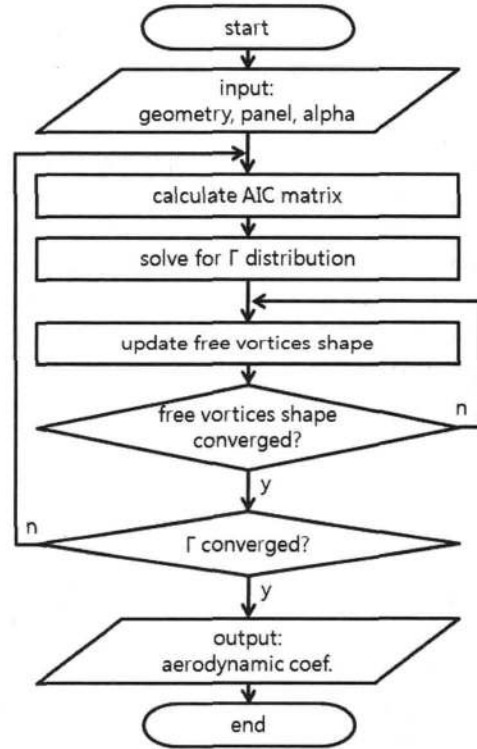


Fig. 1. Flow chart : original method

분절점의 위치와 분절점에 유도되는 유속도는 서로 영향을 주고받는 관계에 있으며, 분절점의 위치와 분절점에 유도되는 유속도는 식 (4)를 만족하도록 동시에 구해져야 한다. 이를 위해서는 그림 1의 순서도에서와 같이 계산과정에 내부 반복계산을 반드시 포함해야 한다.

비선형 와류격자법에서 반복계산 및 내부 반복계산을 수행할 때에는 계산의 수치적 안정성 확보를 위해 식 (5)와 같은 하향이완법을 사용한다.  $X_k$ 는 이전 단계의 변수 값이고,  $X_{k+1}^*$ 는 이번 단계에서 계산된 변수 값이며,  $X_{k+1}$ 은 이전 단계의 변수 값과 이번 단계에서 계산된 변수 값을 조합하여 얻은 이번 단계의 변수 값이다. 비선형 와류격자법에서 하향이완법이 적용되는 변수는 반복계산 및 내부 반복계산에서 모두 분절점의 위치 벡터이고,  $\omega$ 는 하향이완계수로  $0 \leq \omega \leq 1$ 의 범위를 가진다.

$$X_{k+1} = \omega X_{k+1}^* + (1 - \omega) X_k \quad (5)$$

반복계산 및 내부 반복계산 각각의 하향이완법에 해당하는 하향이완계수의 값은 수치실험을 통하여 결정할 수 있으며, 낮은 종횡비 사각날개

의 경우에는 대략 0.2~0.5 정도의 값이 적절하다 [13].

### 2.4 알고리즘의 개선

앞 절에서 언급한 바와 같이 비선형 와류격자법에서는 반복계산 및 내부 반복계산을 반드시 수행해야 하고, 반복계산 및 내부 반복계산에서 수치적 안정성 확보를 위해 하향이완법을 사용해야 한다. 하지만 본 논문에서는 식 (4)를 사용하는 대신 식 (6)을 사용함으로써 내부 반복계산 수행과 하향이완법 사용을 생략하고도 해를 성공적으로 구했다(그림 2 참조).

$$\begin{cases} y_j^{(i)} = y_{j-1}^{(i-1)} + \frac{v_{j-1}^{(i)}}{U_\infty + u_{j-1}^{(i)}}(x_j - x_{j-1}) \\ z_j^{(i)} = z_{j-1}^{(i-1)} + \frac{w_{j-1}^{(i)}}{U_\infty + u_{j-1}^{(i)}}(x_j - x_{j-1}) \end{cases} \quad (6)$$

식 (4)는 반복계산 (i)번째 단계의 변수들만으로 구성되어 있기 때문에 변수들이 식 (4)를 만족하기 위해서는 내부 반복계산을 반드시 수행해야 한다. 하지만 식 (6)은 반복계산 (i)번째 및 (i-1)번째 단계의 변수들로 구성되어 있기 때문에 내부 반복계산을 수행하지 않아도 변수들이 식 (6)을 만족할 수 있다. 식 (4)를 사용하는 기존의 방법과 식 (6)을 사용하는 본 논문의 방법의 차이를 물리적으로 간단히 설명하자면, 기존의 방법은 유선형 자유와를 구성하는 분절들을 반복계산 및 내부 반복계산을 통하여 이완(relaxation) 수렴시켜 해를 구하는 방법이고, 본 논문의 방법은 유선형 자유와를 구성하는 분절들의 흘림(shedding)을 통하여 수렴된 해를 얻는 방법이다. 본 논문의 방법에서는 분절들을 이완 수렴시킬 필요가 없기 때문에 하향이완법을 사용할 필요가 없다.

그림 3은 반복계산의 진행에 따른 공력계수의 변화를 나타내는 그래프로, 기존의 방법과 본 논문의 방법을 비교하여 보여주고 있다. 계산되는 공력계수는 사용된 방법에 관계없이 최종적으로 같은 값으로 수렴했으며, 기존의 방법을 사용했을 경우보다 본 논문의 방법을 사용한 경우에 수렴이 더 안정적으로 진행되었다.

그림 3을 보면 해를 구하기 위해 필요한 반복계산의 수는 두 방법이 크게 다르지 않다는 것을 알 수 있다. 따라서 해를 구하기 위해 필요한 계산의 양도 두 방법이 크게 다르지 않을 것으로 생각할 수 있다. 하지만 기존의 방법은 1회의 반복계산을 수행하는 동안 그림 4에서와 같이 내부

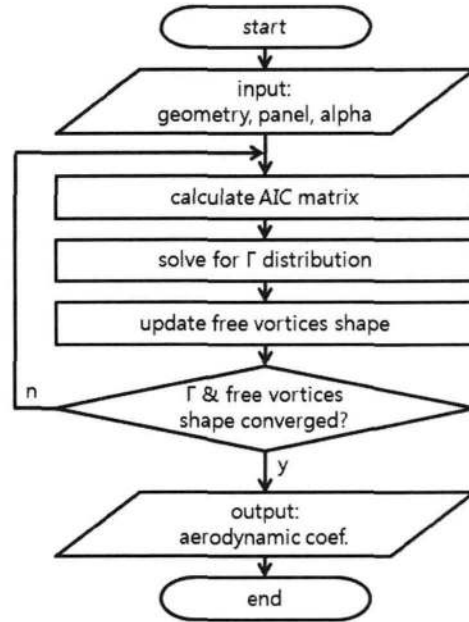


Fig. 2. Flow chart : present method

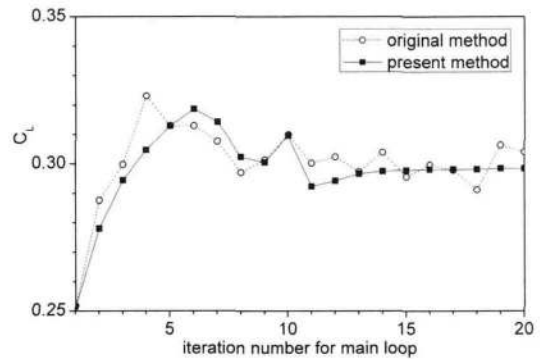


Fig. 3. Iteration history of main loop

반복계산을 수행해야 하기 때문에 해를 구하기 위해 필요한 계산의 양은 기존의 방법이 본 논문의 방법보다 몇 배 더 많다고 할 수 있다. 그림 4는 기존의 방법을 사용하는 비선형 와류격자법 계산에서 1회의 반복계산을 수행하는 동안 수행되는 내부 반복계산에 따른 공력계수의 변화를 나타내는 그래프로, 하향이완계수의 값에 따른 수렴 특성의 차이를 비교하여 보여주고 있다.

한편, 반복계산이 진행됨에 따라 계산되는 공력계수는 대부분 그림 3에서와 같이 상당히 깔끔한 모습으로 수렴한다. 하지만 본 논문의 방법은 수치적인 측면에서 비정상 방법과 흡사한 부분이 있기 때문에 경우에 따라서는 계산되는 공력계수

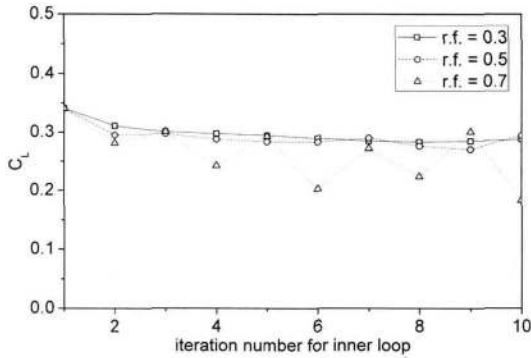


Fig. 4. Iteration history of inner loop

가 깔끔하게 수렴되지 않고 미약하게 요동치기도 한다. 요동의 폭은 계산되는 공력계수와 비교해 보았을 때 작은 값이지만 이러한 요동으로 인해 불편한 일이 발생할 가능성도 있기 때문에, 본 논문의 방법에서는 분절 방향 평균화 과정과 같은 간단한 수치적 안전장치를 도입하였다.

분절 방향 평균화 과정은 말 그대로 각 분절에 유도되는 유속도의 방향을 평균해주는 것이다. 하지만 각 분절에 유도되는 유속도를 반복계산 시작부터 평균해주는 것이 아니라, 어느 정도 반복계산이 진행된 이후부터 평균해준다. 본 연구의 방법은 수치적인 측면에서 비정상 방법과 흡사한 부분이 있기 때문에 n번째 분절까지 계산의 영향이 제대로 미치기 위해서는 n번의 반복계산이 수행되어야 한다. 따라서 n번째 분절에 유도되는 유속도는 n번의 반복계산이 수행된 후부터 평균해 주도록 한다. 분절 방향 평균화 과정과 같은 간단한 수치적 안전장치의 도입으로 인해 결과적으로 비선형 와류격자법의 수치적 안정성이 보다 향상되는 결과를 얻을 수 있다.

### III. 수치실험 및 계산결과

비선형 와류격자법에 의해 계산되는 공력계수는 분절의 길이, 와류중심반경, 후류영역 계산범위 등과 같은 인자들의 영향을 받는다. 따라서 비선형 와류격자법을 사용하기 위해서는 언급된 인자들에 대한 적절한 기준이 필요하다. 이와 관련된 연구는 Rusak[6] 등에 의해 수행된 바 있지만 보편성이 떨어진다는 지적이 있어 추가적인 연구가 필요한 상황이다[6,7].

본 논문에서는 다양한 종횡비를 가지는 사각날개 및 삼각날개에 대한 수치실험을 수행함으로써 언급된 인자들에 대한 적절한 조건을 정량적으로 결정하였다.

### 3.1 분절의 길이

비선형 와류격자법에서는 유선형 자유와를 사용하기 위해 유한한 길이를 가지는 여러 개의 분절들을 연결하여 자유와를 구성한다. 그리고 자유와를 구성하는 분절의 길이는 비선형 와류격자법의 중요한 인자 중 하나이다.

상식적으로는 분절의 길이가 짧을수록 후류가 잘 모사되고, 계산되는 공력계수도 일정한 값으로 접근하는 경향을 보일 것으로 생각된다. 하지만 Rusak[6]과 본 논문의 수치실험 결과에 의하면, 분절의 길이가 짧아짐에도 불구하고 계산되는 공력계수는 일정한 값으로 접근하지 않았다. 오히려 분절의 길이가 짧아질수록 계산되는 공력계수가 심하게 변화했으며, 그 정도는 사각날개보다는 삼각날개, 세장형 삼각날개보다는 비세장형 삼각날개의 경우에 더욱 심하게 나타났다(그림 5 참조).

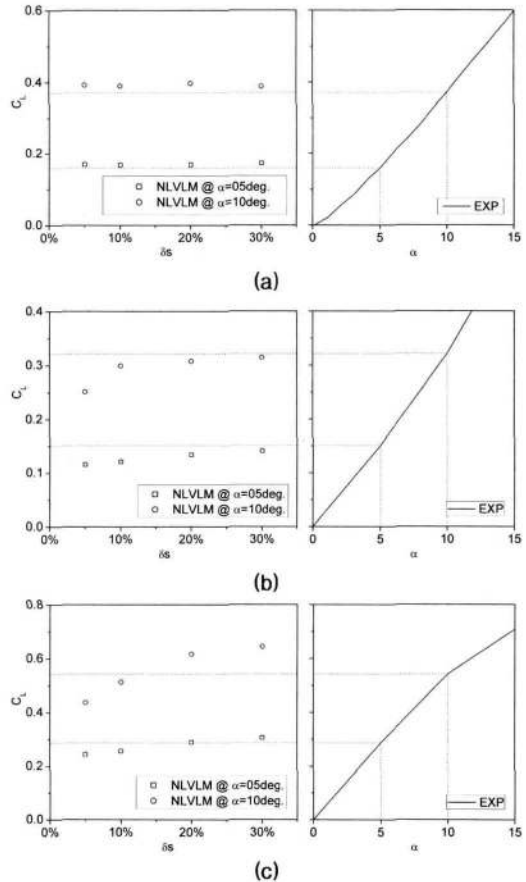


Fig. 5. Effect of free vortex segment length on CL for (a) rectangular wing of AR 1, (b) 75° delta wing and (c) 45° delta wing

비선형 와류격자법에서는 수치실험 결과만으로는 분절의 길이를 결정할 수 없고, 또한 분절의 길이에 대한 물리적인 모형이 존재하지도 않는다. 따라서 현재로서는 다양한 형상의 날개에 대한 수치실험 결과를 풍동실험 결과와 비교함으로써, 분절의 길이에 대한 적절한 기준을 경험적으로 찾는 방법이 가장 현실적이다.

Rusak[6]은 종횡비 0.5~2.0 삼각날개에 대한 수치실험 결과를 풍동실험 결과와 비교하여 경험식, 식 (7)을 얻었다. 하지만 식 (7)은 종횡비 0.5~2.0 삼각날개에만 적용되고, 종횡비에 따른 값의 변화도 심하기 때문에 분절의 길이에 대한 일반적 기준으로 적절하지 않다[7].

$$\Delta x_w / \Delta x_p = 4 / (AR^2 - AR + 0.6) \quad (7)$$

본 논문에서는 다양한 종횡비의 사각날개 및 삼각날개 수치실험 결과를 풍동실험 결과와 비교함으로써 경험적으로 “분절의 길이는 Root Chord의 약 10% 정도가 적절하다”는 결론을 얻었다. (그림 5 참조) 여러 형태의 날개에 대해 공통적으로 정확한 공력계수 값을 계산할 수 있도록 하는 분절의 길이를 찾는다는 것은 어려운 일이다. 하지만 Root Chord의 10% 값을 분절의 길이로 사용하면 수치실험에 사용된 여러 날개들에 대해 상대적으로 작은 오차범위 내에서 공력계수 값을 계산할 수 있다. 이때 실험값과 계산된 값의 차이는 수집된 여러 실험 자료들 간의 편차 정도의 크기로 존재하기 때문에, 정확하다고는 말할 수 없지만 공학적인 목적으로 사용하는 데에는 무리가 없다고 판단된다. 본 논문에서 제시되는 모든 계산결과는 분절의 길이로서 Root Chord의 10%에 해당하는 값을 사용한 것이다.

### 3.2 와류중심반경

선형 및 비선형 와류격자법의 비점성 와류요소소는 원점에 특이성을 가지고 있다. 따라서 계산의 성공적인 수행을 위해서는 와류중심모형을 사용하여 특이성을 제거해야 한다. 본 논문에서는 high-order algebraic smoothing 와류중심모형 [15]을 사용하였다.

와류중심모형의 와류중심반경은 분절의 길이와 마찬가지로 비선형 와류격자법의 중요한 인자 중 하나이다. 와류중심반경이 너무 작으면 특이성 제거가 제대로 이루어지지 않아 수치적 안정성이 저하되고, 너무 크면 와류요소의 영향이 제대로 계산되지 않아 결과적으로는 계산결과가 와류중심모형에 의해 왜곡되는 현상이 발생한다.

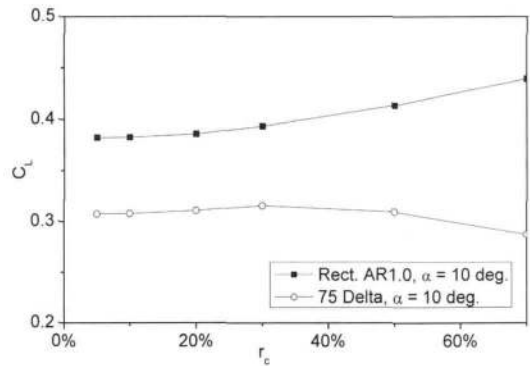


Fig. 6. Effect of vortex core radius

Rusak[6]을 비롯한 선행 연구자들의 수치실험 결과에 의하면, 로터의 경우에는 블레이드 Tip Chord의 약 10% 정도의 값이, 종횡비 0.5~2.0 삼각날개의 경우에는 격자폭의 10~25% 정도의 값이 와류중심반경으로 적절하다. 본 논문에서는 다양한 종횡비의 사각날개 및 삼각날개에 대한 수치실험을 수행함으로써 “와류중심반경은 격자폭의 5~20% 정도의 값이 적절하다”는 결론을 얻었다(그림 6 참조). 사용된 와류중심모형의 차이를 고려한다면 본 논문의 수치실험 결과는 선행 연구자들의 수치실험 결과들과 일맥상통한다고 할 수 있다. 본 논문에서 제시되는 모든 계산결과는 와류중심반경으로서 격자폭의 10%에 해당하는 값을 사용한 것이다.

### 3.3 후류영역 계산범위

비선형 와류격자법에서는 분절의 수가 증가할수록 해를 구하기 위해 필요한 계산의 양이 기하급수적으로 증가한다. 따라서 무한히 긴 자유와를 모두 유선형으로 구현하는 것은 현실적으로 불가능하며, 실제로는 미리 정해둔 어느 지점까지만 자유와를 유선형으로 구현한다.

Rusak[6]의 수치실험 결과에 의하면, 종횡비 0.5~2.0 삼각날개의 경우에는 후연으로부터 MAC (Mean Aerodynamic Chord)의 0.5배 정도 떨어진 후류지점까지만 자유와를 유선형으로 구현해도 충분하다. 본 논문에서는 다양한 종횡비의 사각날개 및 삼각날개에 대한 수치실험을 수행함으로써 “후연으로부터 Root Chord의 1배 정도 떨어진 후류영역까지만 자유와를 유선형으로 구현하면 충분하다”는 결론을 얻었다. 본 논문에서 제시되는 모든 계산결과는 후류영역 계산범위로서 Root Chord의 1배에 해당하는 값을 사용한 것이다.

### 3.4 격자 테스트

선형 및 비선형 와류격자법을 이용하여 임의의 형상을 가지는 날개의 공력계수를 계산하고자 할 때에는 먼저 격자 테스트를 수행하여 계산에 적합한 격자계를 찾아야 한다.

본 논문에서는 사각날개 및 삼각날개와 같은 기본적인 형상의 날개에 대한 격자 테스트를 수행해 본 결과, 계산된 공력계수는 격자수가 증가함에 따라 일정한 값으로 접근하는 경향을 가짐을 확인할 수 있었다. (그림 7 참조) 삼각날개의

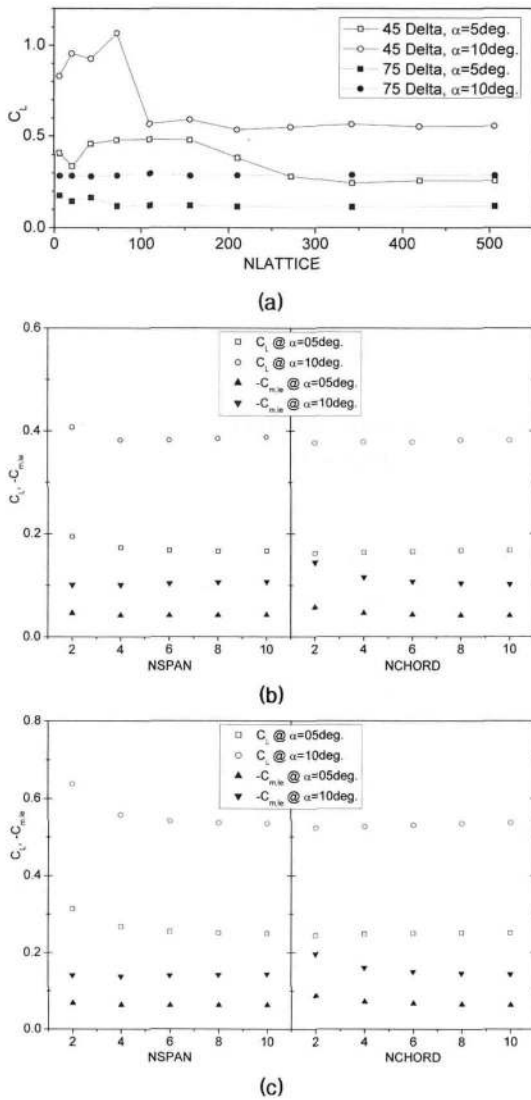


Fig. 7. Effect of number of lattice for (a) delta wing, (b) rectangular wing of AR 1 and (c) rectangular wing of AR 2

경우에는 종횡비가 클수록 더 많은 수의 격자가 필요하다. 사각날개의 경우에는 시위방향 격자수보다 스펠방향 격자수가 양력계수에 미치는 영향이 크고, 종횡비가 클수록 스펠방향 격자수가 양력계수에 미치는 영향이 크다. 피칭모멘트계수는 양력계수보다 상대적으로 격자수의 영향을 더 많이 받고, 특히 시위방향 격자수에 민감하다.

### 3.5 계산 결과

선형 및 비선형 와류격자법으로 다양한 종횡비의 사각날개 및 삼각날개 공력계수를 계산하였다. 분절의 길이는 Root Chord의 10%에 해당하는 값을 사용하였고, 와류중심반경은 격자폭의 10%에 해당하는 값을 사용하였다. 후연으로부터 Root Chord의 1배에 해당하는 후류지점까지 유선형 자유와의 형태를 계산했으며, 격자계는 사각날개의 경우에는 10×10 격자계, 삼각날개의 경우에는 20×20 격자계를 공통으로 사용하였다.

그림 8~9는 사각날개 및 삼각날개의 공력계수를 선형 및 비선형 와류격자법으로 계산한 결과 그래프들이다. 낮은 종횡비 날개에 대한 계산결과이기 때문에 선형 및 비선형 와류격자법 계산 결과의 차이는 큰 편이고, 비선형 와류격자법의 계산결과는 풍동실험 결과와 대체로 일치한다.

그림 10은 비선형 와류격자법으로 계산한 유

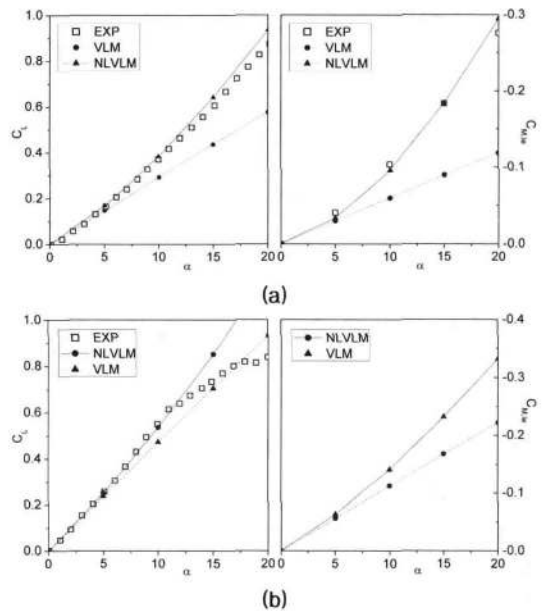


Fig. 8. CL & CM vs.  $\alpha$  for rectangular wing of (a) AR 1 and (b) AR 2 (Exp. CM,le data is N/A for AR 2 rect. wing)

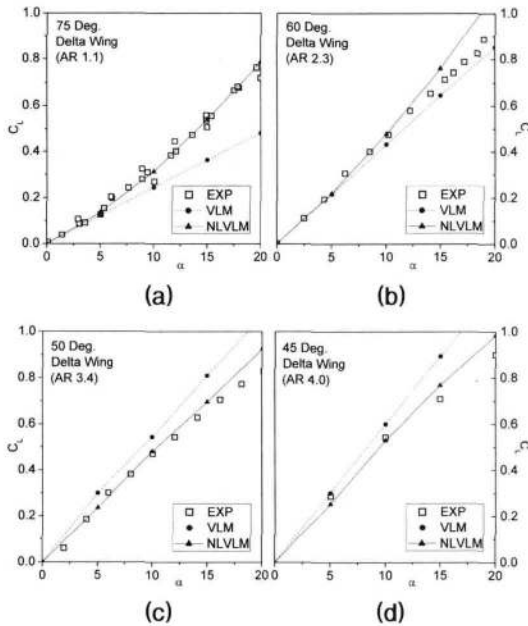


Fig. 9. CL vs.  $\alpha$  for (a) 75° delta wing, (b) 60° delta wing, (c) 50° delta wing and (d) 45° delta wing

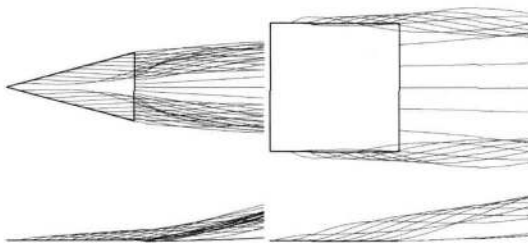


Fig. 10. Shape of free vortex

선형 자유와의 모습으로, 모두 반복계산 과정을 거쳐 최종 수렴된 형태다. 받음각 20도 조건의 삼각날개 전연 및 후연, 사각날개 측연 및 후연에서 박리되는 유선형 자유와의 모습이 그림에 잘 나타나 있다.

3.6 비선형 와류격자법의 적용범위

유동 박리 현상이 날개의 공력특성에 미치는 영향이 작은 경우에는 선형 및 비선형 와류격자법 계산결과와의 차이가 크지 않다. 따라서 이러한 경우에는 선형 와류격자법을 사용하는 것이 적절하다.

선형 및 비선형 와류격자법으로 계산한 사각날개의 공력계수는 종횡비가 증가함에 따라 그 차이가 줄어드는 경향을 보인다(그림 11 참조).

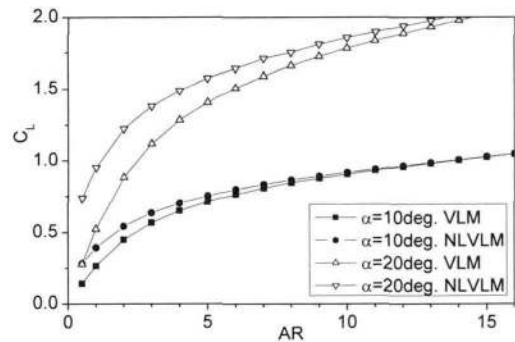


Fig. 11. Comparison of VLM and NLVLM for various ARs

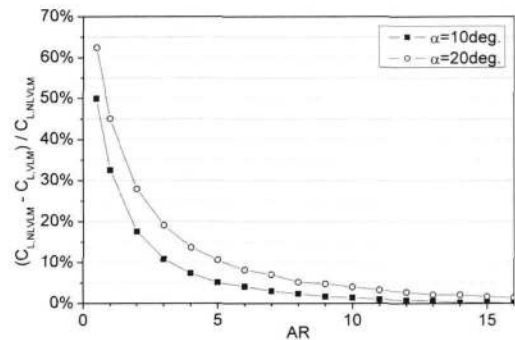


Fig. 12. Relative difference in CL from VLM and NLVLM

이는 종횡비가 증가할수록 사각날개 측연에서 박리된 유동에 의해 영향을 받는 날개 부분의 비율이 감소하기 때문이다. 그림 12는 선형 및 비선형 와류격자법으로 계산한 사각날개의 공력계수 값의 차이를 비선형 와류격자법 계산결과에 대해 상대적으로 나타낸 것이다. 만약 “선형 및 비선형 와류격자법 계산 결과의 차이가 5% 이하일 경우에는 선형 와류격자법을 사용하는 것이 경제적이다”고 한다면, 받음각 10도의 공력계수를 기준으로 했을 경우에는 종횡비 6, 받음각 20도의 공력계수를 기준으로 했을 경우에는 종횡비 9 이상의 사각날개에 대해서는 선형 와류격자법을 사용하는 것이 경제적이라고 할 수 있다.

삼각날개는 전연에서 분리된 유동에 의해 날개 전체가 영향을 받는다. 따라서 삼각날개의 공력계수를 계산하기 위해서는 종횡비에 관계없이 비선형 와류격자법을 사용하는 것이 적절하다.

IV. 결 론

본 논문에서는 선형 및 비선형 와류격자법 코



드를 개발하였고, 개발된 코드를 이용하여 다양한 종횡비의 사각날개 및 삼각날개 공력특성을 성공적으로 계산하였다.

기존의 비선형 와류격자법을 수정하여 알고리즘을 간단하게 개선하였고, 수치적 안정성도 향상시켰다. 기존의 방법은 분절들의 이완을 통해 수렴된 해를 얻는 방법으로 반드시 내부 반복계산과 하향이완법을 사용해야 하지만, 본 논문의 방법은 분절들의 홀림을 통해 수렴된 해를 얻는 방법으로 내부 반복계산과 하향이완법을 사용하지 않고도 보다 안정적으로 해를 구할 수 있다. 본 논문의 방법은 기존의 방법보다 알고리즘이 간단하여 프로그램으로 구현하기가 한결 쉬우며, 해를 구하기 위해 수행해야 하는 계산의 양도 작다. 또한 하향이완계수들의 값을 고민하지 않아도 된다.

또한 본 논문의 방법은 비정상 방법과 수치적으로 흡사하기 때문에 계산되는 공력계수가 깔끔하게 수렴되지 않고 미약하게 요동치는 경우가 발생하기도 한다. 이러한 요동을 억제하기 위하여 분절 방향 평균화 과정과 같은 간단한 수치적 안전장치를 도입하였다.

개발된 코드를 이용하여 다양한 종횡비의 사각날개 및 삼각날개에 대한 수치실험을 수행하였고, 그 결과로서 다음과 같이 결과들을 얻었다. 1) 분절의 길이는 Root Chord의 약 10% 정도가 적절하다. 2) 와류중심반경은 격자폭의 약 5~20% 정도가 적절함을 확인했다. 3) 후류영역 계산범위는 Root Chord의 1배 이상이면 적절함을 확인했다.

본 연구를 통해 축적된 선형 및 비선형 와류격자법 관련 경험 및 지식은 향후 진행될 소형 무인 비행체의 개념설계 및 예비설계 단계에서 양력면의 설계 및 공력특성 최적화 등과 같은 응용 분야에 유용하게 활용될 수 있을 것으로 기대된다.

### 후 기

본 논문은 한국과학재단 한중 국제협력연구(과제번호: F01-2006-000-10103-0)에서 수행된 연구결과 중 일부이며, 지원에 감사드립니다.

### 참고문헌

1) Rom, J., Zorea, C., and Gordon, R., "On the Calculation of Non-Linear Aerodynamic Characteristics and the Near Vortex Wake", ICAS PAPERS, 1974.

2) Mook, D. T. and Maddox, S. A., "Extension of a Vortex-Lattice Method to Include the Effects of Leading-Edge Separation", J. Aircraft, Vol. 10, No. 6, pp. 127-128, 1974.

3) Kandil, O. A., Mook, D. T., and Nayfeh, A. H., "Nonlinear Prediction of Aerodynamic Loads on Lifting Surfaces", J. Aircraft, Vol. 13, No. 1, pp. 22-28, 1976.

4) Almosnino, D. and Rom, J., "Calculation of Symmetric Vortex Separation Affecting Subsonic Bodies at High Incidence", AIAA J., Vol. 21, No. 3, pp. 398-406, 1983.

5) Rusak, Z., Wasserstrom, E. and Seginer, A., "Numerical Calculation of Nonlinear Aerodynamics of Wing-Body Configurations", AIAA J., Vol. 21, No. 7, pp. 929-936, 1983.

6) Rusak, Z., Seginer, A. and Wasserstrom, E., "Convergence Characteristics of a Vortex-Lattice Method for Nonlinear Configuration Aerodynamics", J. Aircraft, Vol. 22, No. 9, pp. 743-749, 1985.

7) Almosnino, D., "High Angle-of-Attack Calculations of the Subsonic Vortex Flow on Slender Bodies", AIAA J., Vol. 23, No. 8, pp. 1150-1156, 1985.

8) Luckring, J. M., "Comments on 'Convergence Characteristics of a Vortex-Lattice Method for Nonlinear Configuration Aerodynamics'", J. Aircraft, Vol. 23, No. 10, pp. 798-799, 1986.

9) Rusak, Z., Seginer, A. and Wasserstrom, E., "Reply to Authors to J. M. Luckring", J. Aircraft, Vol. 23, No. 10, pp. 799-800, 1986.

10) Katz, J. and Plotkin, A., "Low-Speed Aerodynamics: from Wing to Panel Method", McGraw-Hill, 1991.

11) Rom, J., "High Angle of Attack Aerodynamics: Subsonic, Transonic, and Supersonic Flows", Springer-Verlag, 1992.

12) Rom, J., Melamed, B. and Almosnino, D., "Experimental and Nonlinear Vortex Lattice Method Results for Various Wing-Canard Configurations", J. Aircraft, Vol. 30, No. 2, pp. 207-212, 1993.

13) 김규하, 손병진, 조진수, "비선형 와류격자법을 이용한 날개의 3차원 공력해석", 한국항공우주학회지, 제 23권 제 4호, pp. 14-22, 1995.

14) 김용철, 조진수, "비선형 와류격자법을 이용한 삼각날개의 공력해석", 한국항공우주학회지, 제 24권 제 6호, pp. 21-30, 1996.

15) Vinkelmans, G. S. and Leonard, A.,

"Contributions to Vortex Particle Methods for the Computation of Three-Dimensional Incompressible Unsteady Flows", J. Comp. Physics, Vol. 109, pp. 247-273, 1993.