

## 論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(12), 931-939(2013)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.12.931>

## 양력선 방법을 이용한 다양한 형상의 날개 공력해석에 관한 연구

이창호\*, 강형민, 김철완

Study on the Aerodynamic Analysis for Wings with Various Shapes  
Using Lifting-line MethodsChang Ho Lee\*, Hyung Min Kang and Cheolwan Kim  
Aerodynamics Team, Korea Aerospace Research Institute

## ABSTRACT

In this paper, we try to find the lifting-line method which is applicable to the conceptual design of aircraft wings, and analyze the accuracy and coverage of the method. Two methods that are extended from the lifting-line theory of Prandtl are selected. One of the methods is Weissinger's method which imposes the velocity boundary condition at the control points located at the quarter chord, and the other is Phillips's method which combines the three-dimensional vortex lifting law. Calculations are performed for an elliptic wing, a swept back wing, and a tapered unswept wing with dihedral angle and geometric twist. The aerodynamic data of the potential flow such as spanwise distributions of circulation and downwash, lift and induced drag are obtained through calculations, and these data are compared with theoretical results and wind tunnel test data. As a result, Weissinger's method showed good accuracy and reliability regardless of wing shapes, but Phillips's method revealed inaccurate results for a swept back wing.

## 초 록

본 논문에서는 항공기 날개의 개념 설계에서 적용하기에 적합한 양력선 방법을 찾고 정확성과 적용범위를 분석한다. Prandtl의 양력선 이론에서 발전된 두 가지 양력선 방법으로서는 얇은 익형의 가정을 갖고 3/4 시위의 제어점에서 속도경계조건을 부여하는 Weissinger 방법과 3차원 와류 양력법칙을 적용한 Phillips의 방법을 택하였다. 계산 대상은 타원형 날개, 후퇴각이 있는 날개, 그리고 상반각과 비틀림이 있고 후퇴각 없는 테이퍼 날개이다. 계산을 통해 포텐셜 유동의 공력 데이터로 날개의 순환분포, 내리흐름 분포, 양력과 유도항력을 추출하여 이론식 결과 및 풍동시험 데이터와 비교하였다. Weissinger 방법은 날개의 형상에 상관없이 정확도와 신뢰성 있는 결과를 보여주지만 Phillips 방법은 후퇴각이 있는 날개에서는 부정확한 결과를 나타내었다.

**Key Words** : Potential Flow(포텐셜 유동), Lifting-line Theory(양력선 이론), Lift(양력), Induced Drag(유도항력), Downwash(내리흐름), Circulation(순환), Horseshoe Vortex(말굽와)

† Received: September 9, 2013 Accepted: November 22, 2013

\* Corresponding author, E-mail : leech@kari.re.kr

<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

## I. 서 론

항공기의 개념설계단계에서는 날개의 형상이 중요한 설계 대상이다. 날개의 형상을 정의하는 기하학적 변수들은 날개의 공력 성능에 큰 영향을 주게 되므로 각 변수의 변화에 대한 날개의 공력 성능을 빠르고 정확하게 예측하는 것이 필요하다. 하지만 현재의 컴퓨터 환경에서도 3차원 날개의 유동해석을 전산유체해석(CFD) 코드로 계산하는 것은 많은 시간이 필요하고, 더욱이 날개 형상이 일부 바뀔 때 마다 3차원 격자를 다시 만들어야 하는 어려움이 있다. 따라서 항공기의 초기 설계 단계에서는 3차원 날개의 다양한 형상에 대해 빠르고 정확하게 공력해석을 할 수 있는 방법이 요구된다. 비점성, 비압축성 유동의 포텐셜(potential) 이론에 근거한 양력선 이론(lifting line theory)은 이러한 조건을 충족할 수 있는 방법의 하나이다. 잘 알려진 Prandtl의 양력선 이론은 최초로 3차원 날개의 양력과 유도항력을 계산함으로써 날개 유동의 이론적 해석의 시초가 되었고 또한 날개 주위 유동현상에 대한 지식과 이해의 폭을 넓히는 데 기여해왔다[1,2,3].

Prandtl 이후로 양력선 이론은 많은 연구를 거쳐 해석범위가 확장되어 왔고 지금도 발전하고 있다. Weissinger[4]는 날개에서 3/4 시위길이(chord length) 위치에서 표면 수직방향 속도 성분이 0이 되는 조건을 적용하여 후퇴각이 있는 날개도 해석 가능하도록 양력선 이론을 확장하였다. Anderson et al.[5]은 Prandtl의 양력선 이론에 풍동시험에서 얻은 익형의 공력데이터와 수치적 반복계산법을 적용하여 날개의 실속 이후까지 해석하였다. Rasmussen and Smith[6]는 날개의 스팬방향 순환(circulation) 분포를 Fourier 급수로 계산하는데, 날개의 평면형상과 비틀림도 Fourier 급수로 나타내고 순환 분포의 계산에 사용하였다. 이 방법은 다양한 날개 형상을 다룰 수 있지만 후퇴각이 없는 경우에 한정된다. Phillips and Snyder[7]는 3차원 와류 양력법칙(three-dimensional vortex lifting law)을 양력선 이론에 결합하여 날개의 후퇴각, 상반각이 존재하는 경우도 해석할 수 있는 방법을 제안하였다. Jacobs et al.[8]은 Phillips의 방법에 XFOIL 및 MSES로 만든 익형의 공력데이터를 결합하여 아음속과 천음속에서 다수 날개의 공력해석을 수행하였다. 이러한 연구 외에도 양력선 이론의 기본적인 틀과 장점을 유지하면서 적용범위를 확대하기 위한 여러 방법들이 발표되었다.

본 연구에서는 항공기 날개의 초기 설계과정에서 적용하기에 적합한 양력선 방법을 찾고 코드

를 만들어 여러 날개 형상에 대한 공력해석을 수행하여 정확성과 적용범위를 분석하고자 한다. 자료조사를 통해 후보가 되는 이론적 방법으로 Weissinger[4]의 방법과 Phillips[7]의 방법을 택한다. 검증 대상은 타원 날개와 후퇴각을 갖는 날개, 그리고 상반각과 비틀림이 있고 후퇴각 없는 테이퍼 날개를 선택한다. 계산결과로 스팬 방향의 순환분포, 받음각 변화에 대한 양력 및 유도항력 등을 추출하여 이론식 결과 및 풍동시험 결과와 비교하여 각 방법의 특성을 파악한다.

## II. 본 론

### 2.1 양력선 이론

양력선 이론에서 날개는 스팬 방향으로 놓인 구속와(bound vortex)로 대체하고, 와류의 강도는 스팬 방향으로 변한다. 다양한 날개 형상을 다루기 위해 날개의 평면 형상을 스팬 방향으로 유한한 수의 요소로 나누고, 각 요소에는 말굽와(horseshoe vortex)를 분포시키는 방법을 사용한다. 말굽와는 날개의 1/4 시위 선에 놓인 구속와와 구속와의 양 끝점에서 뒤로 무한히 이어진 2개의 뒷전와(trailing vortex)로 구성된다. 구속와는 날개에서 1/4 시위 점을 잇는 선에 평행한 방향으로 구속와가 놓인 요소의 스팬 방향 길이를 가지게 되고, 뒷전와는 자유류 방향으로 반무한(semi-infinite) 길이를 가진다. 그리고 하나의 말굽와는 구속와와 뒷전와가 같은 크기의 강도를 가진다. Fig. 1은 좌표계 및 날개에 놓인 하나의 말굽와를 보여준다. Weissinger[4]는 말굽와가 위치한 요소에서 3/4 시위길이의 위치를 제어점(control point)으로 정하고 제어점에서 표면에 수직한 속도성분이 0이 되는 경계조건을 적용한다. 즉, 임의의 제어점에서 자유류에 의한 표면 수직속도 성분과 날개 전체 말굽와들에 의해 유도되는 속도의 표면 수직성분은 서로 상쇄되어야 한다. 말굽와에 의해 제어점에 유도되는 속도는 Biot-Savart 법칙 식으로 계산할 수 있다. Fig. 1에서 말굽와에 의해 제어점 C에 유도되는 속도는 다음 식들로 계산한다[2,3,7]. 먼저 구속와 성분에 의한 유도속도는 다음과 같다.

$$\vec{V} = \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{\vec{r}_1 \times \vec{r}_2}{|\vec{r}_1 \times \vec{r}_2|} \left[ \vec{r}_0 \cdot \left( \frac{\vec{r}_1}{r_1} - \frac{\vec{r}_2}{r_2} \right) \right] \quad (1)$$

여기서

$$\vec{r}_1 = (x - x_1)\vec{i} + (y - y_1)\vec{j} + (z - z_1)\vec{k} \quad (2)$$

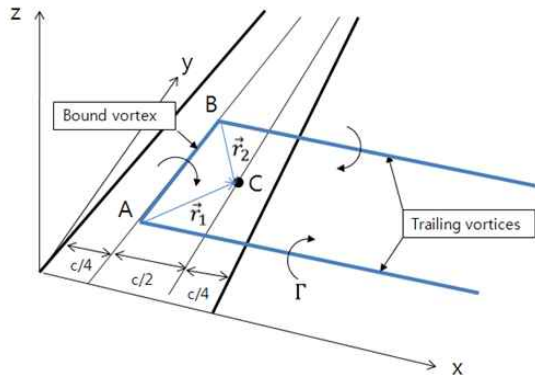


Fig. 1. Horseshoe Vortex Element

$$\vec{r}_2 = (x - x_2)\vec{i} + (y - y_2)\vec{j} + (z - z_2)\vec{k} \quad (3)$$

뒷전와에 의해 유도되는 속도는 다음과 같다.

$$\vec{V} = \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{\vec{e}_\infty \times \vec{r}_1}{r_1(r_1 - \vec{e}_\infty \cdot \vec{r}_1)} \quad (4)$$

여기서  $\vec{e}_\infty$ 는 자유류 방향 단위벡터이다. 날개의 스패 방향으로  $N$ 개의 말굽와가 존재하면 모든 말굽와들에 의해  $i$ 번째 제어점에 유도되는 속도는 다음과 같이 계수벡터  $\vec{C}_{ij}$ 와  $\Gamma$ 로 표현된다.

$$\vec{V}_i = \sum_{j=1}^N \vec{C}_{ij} \Gamma_j \quad (5)$$

제어점에서 표면 수직속도 경계조건을 적용하면 다음식으로 나타낼 수 있다. 여기서  $\vec{n}$ 은 제어점에서 표면에 수직인 단위벡터이다.

$$\sum_{j=1}^N \vec{C}_{ij} \cdot \vec{n}_i \Gamma_j = -\vec{V}_\infty \cdot \vec{n}_i \quad (6)$$

따라서 전체  $N$ 개의 제어점에 대해  $N$ 개의 선형 방정식이 성립되므로  $\Gamma$ 의 분포를 구할 수 있다.

Phillips[7]는 Weissinger와 다르게 각 요소에서 제어점을 3/4 시위길이 위치가 아닌 1/4 시위길이 위치 즉 구속와에 위치시키고 3차원 와류 양력 법칙을 적용한다. 제어점  $i$ 에서 속도벡터와 강도  $\Gamma$ , 스패방향 미소길이  $ds$ 의 와류 벡터에 의해 발생하는 힘은 다음과 같다. 여기서 속도는 자유류 속도와 날개 전체의 말굽 와들에 의해 유도되는 속도의 합이다.

$$d\vec{F}_i = \rho \Gamma_i \left( \vec{V}_\infty + \sum_{j=1}^N \vec{C}_{ij} \Gamma_j \right) \times d\vec{s}_i \quad (7)$$

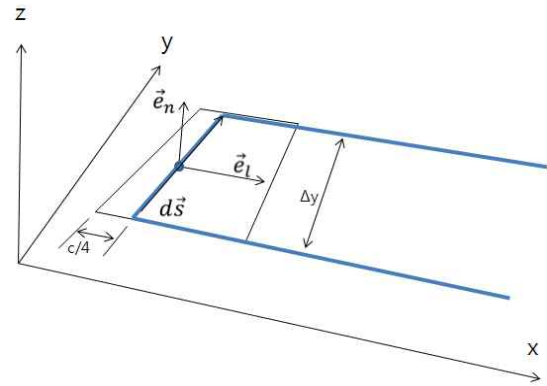


Fig. 2. Elemental Panel and Vectors

한편 같은 제어점에서 요소에 작용하는 양력은 다음 식으로 쓸 수 있다.

$$|d\vec{F}_i| = \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 C_{li} c_i \Delta y_i \quad (8)$$

여기서  $c_i$ 는 제어점  $i$ 에서의 시위길이,  $C_{li}$ 는 익형의 양력계수이고 유효받음각(effective angle of attack)  $\alpha_e$ 의 함수가 된다. 유효받음각은 다음 식으로 계산한다.

$$\alpha_{ei} = \tan^{-1} \left( \frac{\vec{V}_{ti} \cdot \vec{e}_{ni}}{\vec{V}_{ti} \cdot \vec{e}_{li}} \right) \quad (9)$$

여기서  $\vec{V}_{ti}$ 는 제어점  $i$ 에서 자유류 속도와 유도 속도의 합이고,  $\vec{e}_{ni}$ 와  $\vec{e}_{li}$ 는 각각 단면 익형의 수직방향과 시위방향 단위벡터로 Fig. 2는 한 요소에서 이러한 벡터 관계를 도식한 것이다. 식(7)과 식(8)로부터 다음과 같은 식을 얻을 수 있다.

$$\frac{2}{V_\infty^2 c_i \Delta y_i} \left| \left( \vec{V}_\infty + \sum_{j=1}^N \vec{C}_{ij} \Gamma_j \right) \times d\vec{s}_i \right| \Gamma_i - C_{li}(\alpha_i) = 0 \quad (10)$$

이식은  $N$ 개의 제어점에서 성립한다. 따라서 미지수인  $\Gamma_i$ 에 대한  $N$ 개의 비선형방정식계가 만들어지는데 Newton 방법으로 풀 수 있다. Newton 방법을 적용하기 위해 방정식계는 다음과 같이 벡터식으로 나타내면

$$\mathbf{f}(\boldsymbol{\Gamma}) = \mathbf{R} \quad (11)$$

여기서

$$f_i(\boldsymbol{\Gamma}) = \frac{2}{V_\infty^2 c_i \Delta y_i} \left| \left( \vec{V}_\infty + \sum_{j=1}^N \vec{C}_{ij} \Gamma_j \right) \times d\vec{s}_i \right| \Gamma_i - C_{li}(\alpha_i) \quad (12)$$

이고  $\mathbf{R}$ 은 잔류벡터(residual vector)이다. 식(11)

에 Newton 방법을 적용하면

$$\frac{\partial f(\Gamma)}{\partial \Gamma} \Delta \Gamma = -R \quad (13)$$

이고 반복계산마다  $\Gamma$  는 다음과 같이 개선한다.

$$\Gamma = \Gamma + \Delta \Gamma \quad (14)$$

반복계산을 통해 잔류벡터의 *norm*이 기준값 이하로 수렴하면 날개전체의 스패방향 순환 분포를 구할 수 있다.

임의의 스패방향 요소에서 단위길이당 양력  $l$ , 내리흐름각(downwash angle)  $\alpha_i$  및 유도항력(induced drag)  $d_i$ 는 다음과 같이 계산한다.

$$l(y) = \rho V_\infty \Gamma(y) \quad (15)$$

$$\alpha_i(y) = \frac{1}{4\pi V_\infty} \int_{-b/2}^{b/2} \frac{d\Gamma(\bar{y})/d\bar{y}}{y-\bar{y}} d\bar{y} \quad (16)$$

$$d_i(y) = \rho V_\infty \Gamma(y) \alpha_i(y) \quad (17)$$

날개 전체의 양력과 유도항력은 다음과 같이 계산한다.

$$L = \int_{-b/2}^{b/2} \rho V_\infty \Gamma(y) dy = \rho V_\infty \sum_{n=1}^N \Gamma_n \Delta y_n \quad (18)$$

$$D_i = \rho V_\infty \sum_{n=1}^N \Gamma_n \alpha_{in} \Delta y_n \quad (19)$$

## 2.2 계산 및 결과

### 2.2.1 Case 1

앞 절에서 기술한 2가지의 방법을 검증하기 위해 타원형 날개에 대한 해석을 수행한다. 잘 알려진 바와 같이 타원형 날개에 대해서는 Prandtl의 양력선 이론으로 양력과 유도항력을 엄밀하게 계산할 수 있다. Prandtl의 양력선 이론에서 타원형 날개에 대한 스패방향 순환분포는 다음과 같이 표현된다[3].

$$\Gamma(y) = \Gamma_{\max} \left[ 1 - \left( \frac{y}{2b} \right)^2 \right]^{1/2} \quad (20)$$

여기서

$$\Gamma_{\max} = \frac{2b V_\infty \alpha}{1 + \frac{\pi AR}{a_0}} \quad (21)$$

양력계수와 항력계수는 다음과 같이 계산한다.

$$C_L = \frac{\pi b \Gamma_{\max}}{2 S V_\infty} \quad (22)$$

$$C_D = \frac{\pi \Gamma_{\max}^2}{4 S V_\infty^2} \quad (23)$$

따라서 양력계수와 항력계수는 가로세로비의 함수가 되고 양력기울기는 얇은 익형의 이론값인  $a_0 = 2\pi$ 로 가정한다.

Figure 3은 계산대상인 가로세로비 5와 10의 타원 날개를 보여준다. 먼저 스패방향의 말굽와수에 대한 공력계수의 변화를 분석하여 적합한 말굽와수를 결정하기 위해 말굽와수를 100, 200, 400, 800 개로 변화시키며 계산한다. Fig. 4는 가로세로비가 5이고 날개의 받음각은 3° 일 때 말굽와 분포수에 대한 양력계수의 변화를 비교한 것이다. 결과를 보면 Phillips의 방법은 격자수에 따라 양력계수의 변화가 거의 없어 말굽

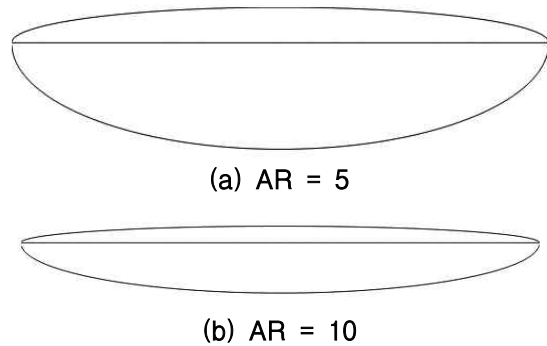


Fig. 3. Wing Planform of Case 1

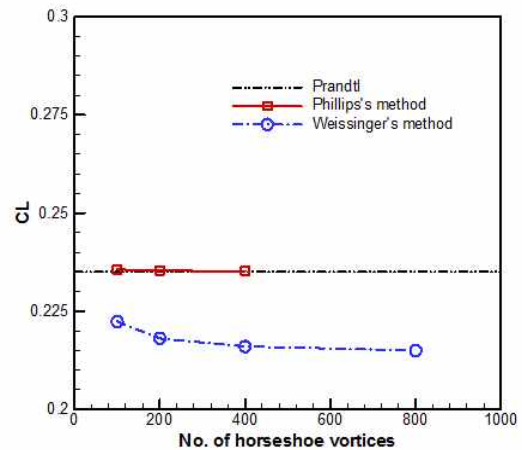


Fig. 4. Variation of CL with No. of Horseshoe Vortices

와 수가 200개이면 Prandtl의 해와 거의 일치하고 있다. 한편 Weissinger 방법은 격자수에 따라 변화를 보인다. 격자수가 100개에서 200개로 증가하면 양력계수는 1.97% 변화하고 격자수가 200개에서 400개로 증가하면 0.95% 변화한다. 따라서 향후 모든 계산에서 Phillips 방법과 Weissinger 방법 모두 스팬 방향의 말굽과 분포수는 400개로 한다. Fig. 5는 가로세로비 5와 10인 경우에 격자수 400개일때 스팬방향의 순환분포를 비교한 것이다. Phillips의 계산 결과는 Prandtl의 해와 양쪽 날개끝을 제외하고는 정확하게 일치하고 있다. Weissinger 계산 결과는 가로세로비 5에서 Prandtl의 결과보다 작게 예측하고 가로세로비 10에서는 Prandtl의 결과와 거의 일치하고 있다. Fig. 6은 날개에 분포한 구속와 및 뒷전와에 의해 발생하는 내리흐름각을 도사한 것이다. 순환분포와 마찬가지로 Phillips 결

과는 익단을 제외한 영역에서 Prandtl의 결과와 매우 잘 일치하고 있다. Prandtl의 해에서는 타원형 날개의 경우 내리흐름각이 스팬방향으로 일정한 값을 가지지만 Phillips 방법과 Weissinger 방법에서는 익단에서 순환이 0이 아닌 유한한 값을 가지므로 익단 부근에서 오차를 보이게 된다. 그럼에도 불구하고 Phillips의 방법은 내리흐름각을 매우 정확하게 예측한다. 한편 Weissinger 방법은 내리흐름각을 Prandtl 해보다 작게 예측하고 있으며 이것은 가로세로비가 작을 때 더 두드러진다. 또한 Phillips 결과와 비교하면 익단부근에서 오차가 발생하는 영역이 더 크다. Fig. 7, Fig. 8은 받음각 0° ~ 10°에서 양력계수 및 유도항력계수 결과를 비교한다. Phillips 방법은 전체 받음각에서 Prandtl의 해와 잘 일치한다. Weissinger 방법은 양력계수와 유도항력계수를 Prandtl 해보다 작게 예측하는데 그 이유는 앞의

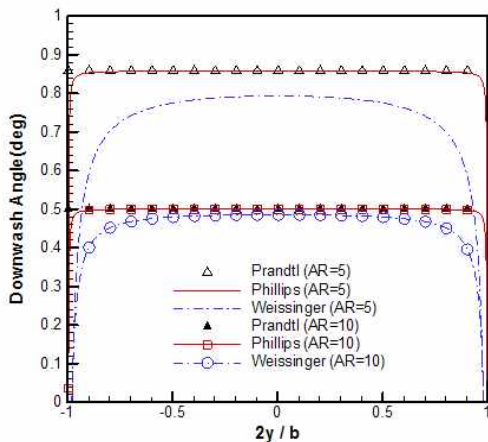


Fig. 5. Comparisin of Spanwise Distribution of Downwash Angle

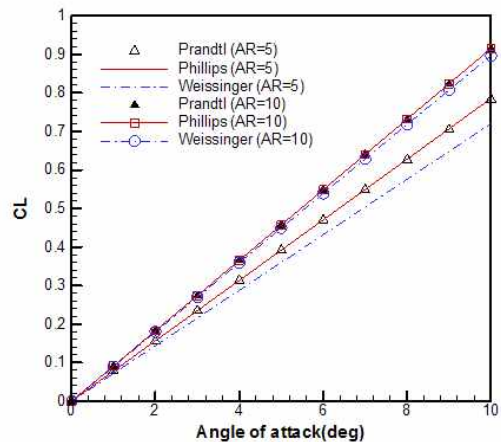


Fig. 7. Comparison of Lift Variations with Angle of Attack

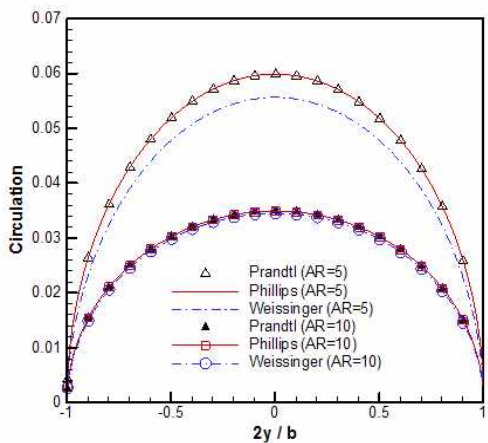


Fig. 6. Comparisin of Spanwise Distribution of Circulation

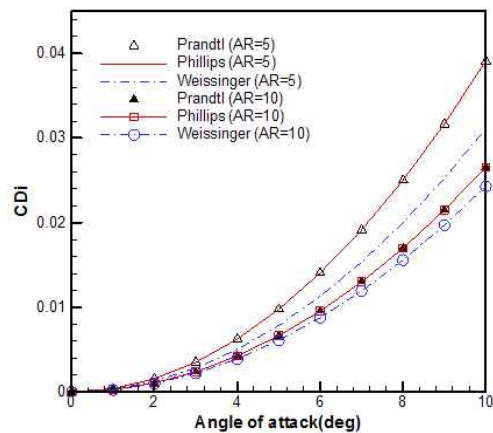


Fig. 8. Comparison of Induced Drag Variations with Angle of Attack

결과에서 나타난 바와 같이 스펠방향의 순환과 내리흐름각을 Prandtl의 결과보다 작게 예측하기 때문이다. Weissinger 결과는 받음각이 커질수록 양력과 항력의 오차가 커지지만 날개의 가로세로비가 증가하면 오차가 크게 줄어드는 것을 볼 수 있다.

2.2.2 Case 2

이번 계산은 후퇴각을 갖는 날개에 대해 수행한다. 날개의 후퇴각은  $45^\circ$  이고 가로세로비는 8.02, 테이퍼비는 0.45이다. Fig. 9는 날개 형상을 도시한 것이다. 이전의 계산과 마찬가지로 익형의 양력기울기는  $2\pi$ 이다. Fig. 10, Fig. 11은 날개 받음각  $4.7^\circ$  일때 스펠방향으로 양력과 내리흐름각 분포 계산결과를 비교한 것이다. 스펠방향 양력분포는 참고문헌[9]의 풍동시험데이터가 있으므로 같이 비교한다. 결과를 보면 순환분포에서 Weissinger 방법은 시험 데이터와 잘 일치하지만 Phillips 방법은 큰 차이를 보인다. 내리흐름각의 분포에서도 Phillips 방법의 결과는 Weissinger 방법 결과와 큰 차이를 보인다. 이러한 경향은 후퇴각이 없는 타원형 날개의 결과와는 매우 다른 것이다. 즉 Phillips의 방법은 날개의 후퇴각이 있는 경우는 스펠 방향의 와류 분포 및 내리흐름 예측이 부정확하다는 것을 알 수 있다. 한편 Weissinger 방법은 날개의 후퇴각이 있는 경우도 스펠 방향의 와류 강도 분포가 시험 데이터와 비교적 잘 일치하며 안정된 결과를 보인다. Fig. 12는 받음각 변화에 대한 양력계수 변화를 도시한 것이다. 먼저 Weissinger 방법의 결과를 보면 양력계수의 경우 받음각이 약  $7^\circ$  이하에서는 시험 데이터와 잘 일치하고 그 이상의 받음각에서는 차이가 조금씩 증가한다. 이것은 실제 시험에서는 점성유동이므로 박리가 발생하기 때문으로 판단된다. Fig. 13에서 항력의 경우도 받음각이 작은 영역에서는 시험데이터와 일정한 간격

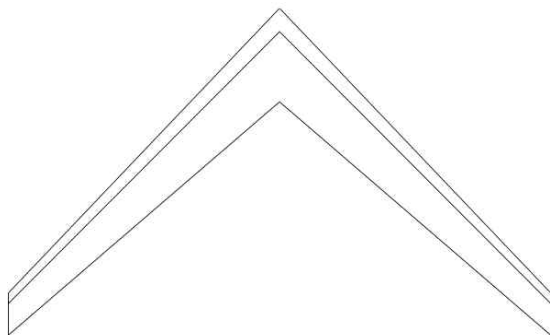


Fig. 9. Wing Planform of Case 2

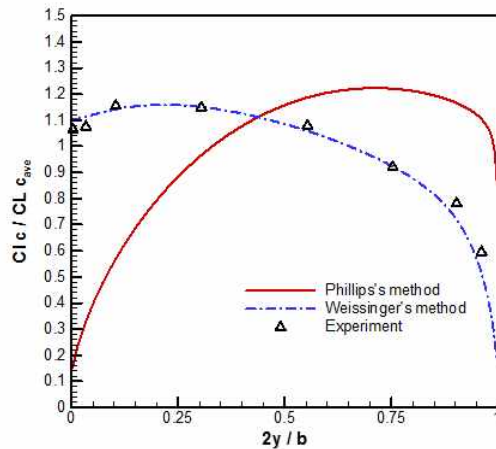


Fig. 10. Spanwise Distribution of Section Lift Coefficient (AoA= $4.7^\circ$ )

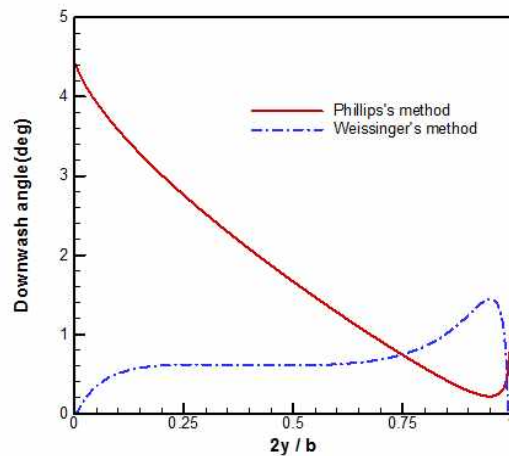


Fig. 11. Spanwise Distribution of Downwash (AoA= $4.7^\circ$ )

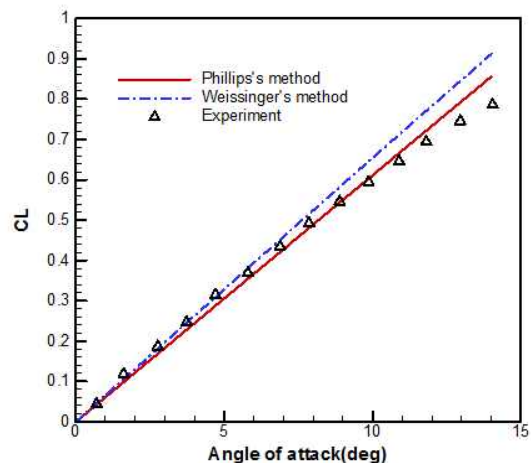


Fig. 12. Comparison of CL Variations with Angle of Attack

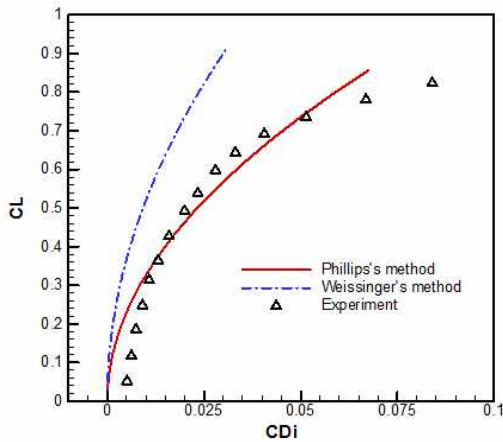


Fig. 13. Comparison of Lift to Drag Ratio

을 두고 잘 일치한다. 계산결과인 항력은 유도항력으로 점성에 의한 영향이 없으므로 풍동시험 데이터와는 차이가 있는 것은 당연하다. 받음각이 커지면서 계산결과인 유도항력과 풍동시험 데이터는 그 간격이 커져 유도 박리에 의한 항력이 증가하는 경향을 볼 수 있다. 한편 Phillips 방법은 스패 방향의 와류 분포가 맞지 않음에도 불구하고 양력계수는 비교적 시험결과와 잘 일치하고 있다. 하지만 유도항력의 경우는 매우 크게 예측하여 받음각이 증가하면서 오히려 전체항력보다 큰 값을 보이고 있다. 이와 같은 계산 결과로부터 Phillips 방법은 후퇴각이 있는 날개는 부정확한 계산 결과를 보이는 것을 알 수 있다. 그 이유는 Phillips가 날개의 요소에 적용한 3차원 와류 양력 법칙이 후퇴각이 있는 경우는 적합하지 않기 때문으로 생각되지만 그 이유에 대해서는 분석이 필요하다.

2.2.3 Case 3

다음은 상반각과 비틀림각이 있는 날개에 대해 계산한다. 날개의 1/4 시위에서 후퇴각이 없고 가로세로비는 9, 테이퍼비는 0.4이다. 상반각은 3° 이고 비틀림각은 익근에서 0°, 익단에서 -2° 이다. 날개 익형은 NACA 65-210 이고 양력이 0 이 되는 받음각 -1.2° 이다. 참고문헌[10]에 풍동시험 결과가 있으며, Fig. 14는 날개 형상을 보여준다. Fig. 15, Fig. 16은 받음각 3° 에서 날개의 스패방향으로 와 강도와 내리흐름각 분포 계산결과를 비교한 것이다. Phillips 방법과 Weissinger 방법의 결과는 날개의 가운데 부분을 제외하고는 거의 일치한다. 내리흐름각의 경우는 날개 가운데와 끝 부근에서 Weissinger 방법이 Phillips 방법보다 작은 값을 보인다. 본 계산 대상인 날개는 후퇴각이 없으므로 Phillips 방법의

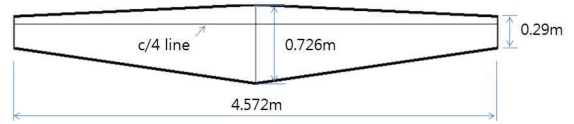


Fig. 14. Wing Planform of Case 3

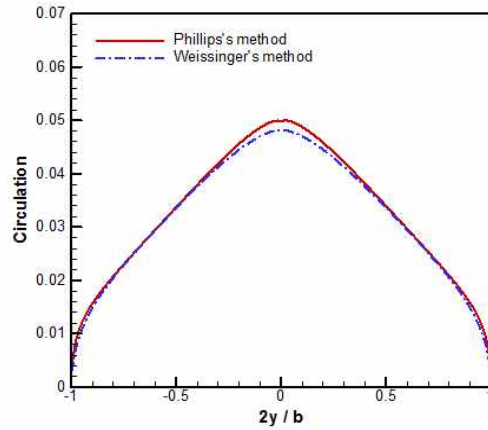


Fig. 15. Spanwise Distribution of Circulation

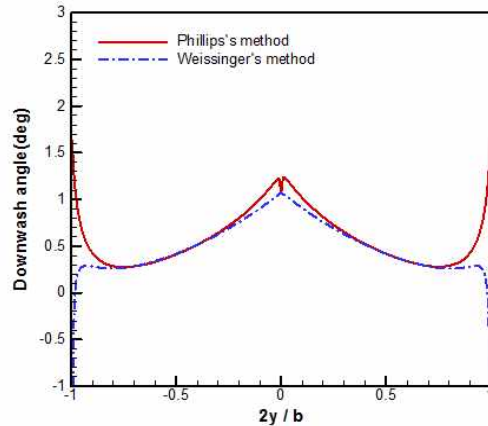


Fig. 16. Spanwise Distribution of Downwash Angle

결과도 타당할 것으로 생각되며 계산결과도 예상과 크게 다르지 않다. 다만 날개의 상반각으로 인해 가운데에서 불연속이 존재하는데 Phillips 결과를 보면 날개 가운데 부분에 꼬임(kink)이 보이고 있다. 이러한 현상은 계산이 수렴하지 못하는 경우가 될 수 있다. 따라서 Phillips 방법은 날개의 상반각이 있는 경우에 날개 가운데 부분에서 계산의 불안정이 존재하고 있음을 알 수 있다. Fig. 17, Fig. 18은 Weissinger 방법으로 계산한 결과로써 날개의 비틀림각이 주는 영향을 비교한 것이다. 날개의 비틀림 각이 있으면 익단으

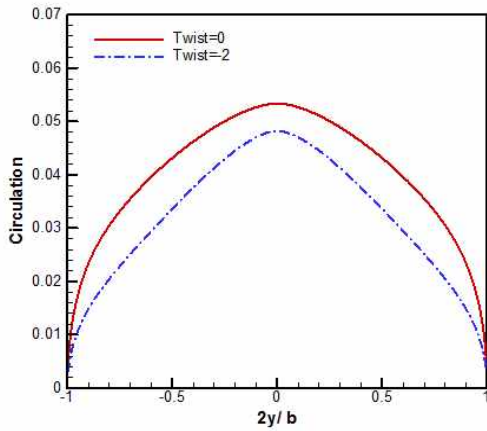


Fig. 17. Effect of Twist on Circulation Distribution

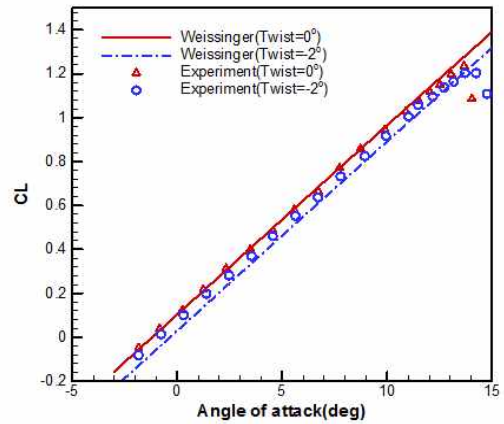


Fig. 19. Comparison of CL Variations with Angle of Attack

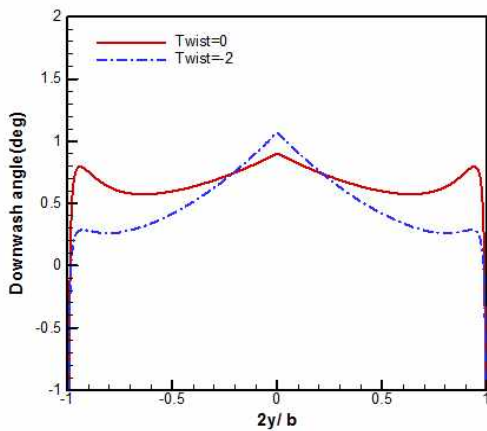


Fig. 18. Effect of Twist on Downwash Distribution

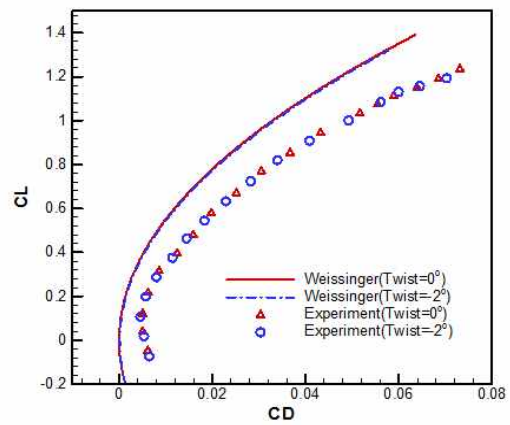


Fig. 20. Comparison of Lift to Drag Ratio

로 가면서 받음각 감소가 발생하므로 양력이 감소할 것으로 예상되는데 결과를 보면 순환분포는 스패ん 전체에서 감소하고 있다. 그리고 비틀림이 있으면 내리흐름각은 날개 가운데서 약간 증가하고 익단으로 가면서 감소를 보인다. 따라서 날개의 비틀림이 있으면 유도항력도 약간 감소할 것으로 예상할 수 있다. Fig. 19, Fig. 20은 Weissinger 방법으로 계산한 결과로 받음각 변화에 대한 양력의 변화와 양항곡선을 비틀림각이 없는 경우와 있는 경우를 같이 비교한 것이다. 예상한 바와 같이 비틀림 각이 있으면 날개의 양력과 유도항력이 약간 감소한 것을 알 수 있다. 계산 결과는 양력과 유도항력 모두 풍동시험 데이터와 잘 일치하는데, 항력 데이터를 보면 Fig. 13의 후퇴각이 있는 날개의 경우와는 패턴이 다르다. 양력이 큰 부분, 즉 받음각이 커지면서 유도항력과 풍동시험 데이터의 항력과는 차이가 후

퇴날개의 경우보다 크지 않고 거의 일정하다. 이것은 점성에 의한 항력이 받음각이 증가하면서 거의 일정하다는 것을 의미한다.

### III. 결 론

비점성, 비압축성 유동조건에서 3가지 날개에 대해 양력선 방법으로 공력해석을 하고 특성을 분석하였다. Weissinger 방법은 타원형 날개, 후퇴각이 있는 날개, 상반각과 비틀림각이 있는 날개의 계산에서 모두 정확성과 신뢰성을 보였다. 계산 결과로서 대표적인 공력데이터인 양력과 유도항력은 이론식 결과 및 풍동시험 데이터와 잘 일치하고, 매우 빠른 계산이 가능하므로 저속 항공기 날개의 초기설계과정에서 사용할 수 있을 것으로 판단된다. Phillips 방법은 기존의 양력선 이론의 접근 방법과는 다르게 3차원 와류 양력법



칙을 적용한 것인데, 후퇴각이나 상반각이 없는 날개형상에 대해서는 적은 수의 계산요소로도 매우 정확한 계산 결과를 보였다. 비선형방정식계를 Newton 방법으로 계산하지만 계산속도도 매우 빠른 편이다. 하지만 후퇴각이 있는 날개의 경우는 날개 스핀 방향으로 순환과 내리흐름 분포가 큰 오차를 보였다. 그리고 상반각이 있는 경우는 날개 가운데에서 순환과 내리흐름이 꼬이는 현상이 발견되었다. 따라서 Phillips 방법은 다양한 날개형상을 해석하기에는 부적합한 것으로 판단된다.

## 후 기

본 연구는 산업통상자원부 차세대 중형항공기 핵심기술 개발사업 수행 결과의 일부이며, 지원에 감사드립니다.

## References

- 1) Anderson, J. D., *Fundamentals of Aerodynamics*, McGraw-Hill, New York, 1991.
- 2) Bertin, J. J., and Smith, M. L., *Aerodynamics for Engineers*, Prentice-Hall International Editions, 1989.
- 3) Katz, J., and Plotkin, A., *Low-Speed Aerodynamics*, McGraw-Hill, 1991.
- 4) Weissinger, J., "The Lift Distribution of Swept-Back Wings," NACA TM-1120, 1947.
- 5) Anderson, J. D., Corda, S., and Van Wie, D. M., "Numerical Lifting Line Theory Applied to Drooped Leading Edge Wings Below and Above Stall," *Journal of Aircraft*, Vol. 17, No. 12, 1980, pp. 898-904.
- 6) Rasmussen, M. L., and Smith, D. E., "Lifting-Line Theory for Arbitrarily Shaped Wings," *Journal of Aircraft*, Vol. 36, No. 2, 1999, pp. 340-348.
- 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) Jacobs, R. B., Ran, H., Kirby, M. R., and Mavris, D. N., "Extension of a Modern Lifting Line Method to Transonic Speeds and Application to Multiple Lifting Surface Configurations," AIAA Paper 2012-2889, 2012.
- 9) Schneider, W. C., "A Comparison of the Spanwise Loading Calculated by Various Methods with Experimental Loadings Obtained on a 45° Sweptback Wing of Aspect Ratio 8.02 at a Reynolds Number of  $4 \times 10^6$ ," NACA TR-1208, 1952.
- 10) Sivells, J. C., "Experimental and Calculated Characteristics of Three Wings of NACA 64-210 and 65-210 Airfoil Sections," NACA TN-1422, 1947.