

論文

초음속 복합재료 날개의 변형특성

김은석* · 이 인*

Deformation Characteristics of Composite Wing in Supersonic Speed

E.S. Kim* and I. Lee*

ABSTRACT

Deformation characteristics in subsonic and supersonic speeds has been studied for the tapered backward swept wing with 45° leading edge sweep angle. Both isotropic aluminum wing and T300/5208 Graphite/Epoxy composite wing are examined to see wing flexibility effects. This analysis uses two methods. One is the finite element method(F.E.M) for the plate structural analysis and the other is the Gustavsson program based on Woodward panel method for the aerodynamic analysis. Two programs are combined by a surface spline interpolation procedure. The final deformed shape of wing due to applied aerodynamic forces is determined by iterative manner using FEM and Gustavsson program. The effect of compressibility and wing flexibility on the wing deformation in supersonic speed is discussed in this analysis. The wing deformation are greatly affected by the fiber orientation of the composite wing.

초 록

아음속 및 초음속에서 45° 앞전 후퇴각을 갖는 날개에 대해 변형해석이 수행되었다. 날개의 탄성 특성을 알아보기 위해 등방성 알루미늄과 T300/5208 Gr/Ep 복합재료 날개가 사용되었다. 구조해석에는 유한요소법을 이용하였고, 공기역학 해석에는 Woodward Panel method에 근거한 Gustavsson program을 이용하였다. 이 두개의 프로그램은 표면 보간법을 이용하여 연결시켜 주었고, 날개의 마지막 변형된 형상은 유한요소법과 Gustavsson Program을 반복 계산함으로써 얻었다. 초음속에서 압축성 및 탄성효과가 날개의 변형에 미치는 영향에 대해 연구하였다. 날개의 변형은 복합재료의 섬유방향에 따라 큰 영향을 받는다.

* 정회원, 한국과학기술원 항공공학과

1. 서 론

고속 비행중인 항공기의 날개는 탄성체이므로 공기력에 의해 변형되고, 이로 인해 국부적인 받음각(Local Angle of Attack)이 변하게 되어 공기역학적 특성이 강제로 가정했을 때와 크게 달라지게 된다. 특히 초음속 영역에서는 날개의 미소한 받음각 변화가 공기역학적 특성에 크게 영향을 미쳐 항공기 날개의 변형특성이 아음속과는 현저히 달라지게 된다. 즉 변형된 날개의 특성을 정확히 예측하는 것이 설계시 중요한 문제가 된다.

근래에 와서 복합재료가 그 우수한 특성으로 인해 항공기 구조, 특히 날개구조 설계에 이용됨으로써 항공기 성능을 아주 좋게 할수 있게 되었다. 복합재료의 적층 순서를 적절히 배열함으로써 무게의 증가 없이도 날개의 비틀림이나 굽힘에 대한 특성을 좋게 할수 있다.

최근에는 복합재료 날개에 대한 연구가 활발하게 진행되고 있다. Hollowell[1] 등은 복합재료 평판에 대해 구조적으로는 Rayleigh-Ritz 에너지 방법을 사용하고, 공기역학적으로는 Camber 변화를 고려할 수 있도록 이차원 Strip 이론을 수정하여 연구를 수행하였다.

Landsberger[2]는 복합재료로 된 사각 날개와 전진 날개에 대해 Rayleigh-Ritz 에너지 방법과 비정상, 비압축성, 이차원 Strip 이론을 사용하여 공력 탄성학적 변형과 다이버전스(Divergence) 및 플러터(Flutter)의 거동을 해석적인 방법과 실험적인 방법을 통해 비선형 효과도 고려하여 연구를 하였다. 이와 같이 지금까지는 공기 역학적 해석에 주로 Strip 이론을 사용하고 있는데, 이 이론은 후퇴각도가 크고 날개의 총횡비가 작은 경우에는 오차가 심하고 복잡한 형상의 날개에 대해서는 적용이 안될 뿐만 아니라 날개의 시위방향에서의 국부적 받음각 변화를 고려하지 못한다. 그래서 Kim[3]은 공기 역학적 해석에 V.L.M(Vortex Lattice Method)을 사용하고, 구조 해석에는 F.E.M(Finite Element Method)을 이용하여 아음속 영역에서 여러 형상의 복합재료 날개에 대한 정적 공탄성 문제를 비교적 정확하게 계산하였다.

따라서 본 논문에서는 아음속과 초음속에서 정확한 공기력을 구하기 위해 Woodward Panel Method[4]에 기초한 Gustavsson Program[5]를 이용하였으며, 구조해석에는 F.E.M.을 이용하였다.

지금까지의 연구를 살펴보면, 초음속 영역에서의 날개의 변형특성에 대해서는 거의 찾아볼 수가 없다. 따라서 본 논문에서는 초음속에서의 공기 역학적 특성이 좋은 후퇴각이 크고, 총횡비가 작은 등방성 날개와 이방성 복합재료 날개에 대해 아음속 및 초음속 영역에서 날개의 변형특성 문제를 다루었다. 특히 복합재료의 적층 순서가 날개의 변형된 형상에 미치는 영향을 살펴봄으로써 다이버전스를 방지할 수 있는 적층 순서에 대해서도 연구하였다.

본 논문에서는 날개구조를 평판으로 가정하고 유한요소법으로 구조해석을 하며, 공기력의 계산은 날개의 두께가 아주 작은 평판에 대해 Gustavsson Program 을 이용하였다. 또한 정확한 공기력의 계산과 횡방향 변위의 정확한 적용을 위하여 Surface Spline[6]을 이용하였다.

2. 이론전개

본 연구의 계산은 날개의 변형된 형상이 안정된 형상으로 수렴할 때까지 반복하게 된다. Gustavsson Program 을 이용하여 날개에 작용하는 공기력을 구하고 Surface Spline 변환을 이용하여 공기력을 유한요소의 절점력으로 바꾼다음 F.E.M. Program 을 통해 날개의 변위를 구한다.

날개의 형상이 바뀌면 다시 Surface Spline 변환을 통해 유한요소 절점의 변위에서 Gustavsson Program 에 쓰인 날개 격자의 새로운 좌표를 얻게 된다. 이 과정을 날개의 변위가 수렴할때까지 반복한다.

본 연구에서는 날개를 평판으로 가정하고 이방성 복합재료 적층 평판에 대해 유한요소식을 세웠다. 횡방향 전단 변형을 고려하지 않는 고전적 평판이론은 유한요소의 C^1 연속성을 요구하므로 사용하기가 불편하다. 따라서 본 연구에서는 횡방향 전단 변형을 고려하여 C^0 연속성을 갖는 요소를 사용할 수 있게 하였다.

체적력을 무시한 평형 방정식을 적분함으로써 다음과 같은 평판에 대한 지배 방정식을 얻을수 있다.

$$\frac{\partial}{\partial x} \left[A_{45} \left(\frac{\partial w}{\partial y} + \phi_y \right) + A_{55} \left(\frac{\partial w}{\partial x} + \phi_x \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[A_{44} \left(\frac{\partial w}{\partial y} + \phi_y \right) + A_{45} \left(\frac{\partial w}{\partial x} + \phi_x \right) \right] + q = 0 \quad (1)$$

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial x} \left[D_{11} \frac{\partial \phi_x}{\partial x} + D_{12} \frac{\partial \phi_y}{\partial y} + D_{16} \left(\frac{\partial \phi_x}{\partial y} + \frac{\partial \phi_y}{\partial x} \right) \right] \\ & + \frac{\partial}{\partial y} \left[D_{16} \frac{\partial \phi_x}{\partial x} + D_{26} \frac{\partial \phi_y}{\partial y} + D_{66} \left(\frac{\partial \phi_x}{\partial y} + \frac{\partial \phi_y}{\partial x} \right) \right] - A_{45} \left(\frac{\partial w}{\partial y} + \phi_y \right) - A_{55} \left(\frac{\partial w}{\partial x} + \phi_x \right) = 0 \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial x} \left[D_{16} \frac{\partial \phi_x}{\partial x} + D_{26} \frac{\partial \phi_y}{\partial y} + D_{66} \left(\frac{\partial \phi_x}{\partial y} + \frac{\partial \phi_y}{\partial x} \right) \right] \\ & + \frac{\partial}{\partial y} \left[D_{12} \frac{\partial \phi_x}{\partial x} + D_{22} \frac{\partial \phi_y}{\partial y} + D_{26} \left(\frac{\partial \phi_x}{\partial y} + \frac{\partial \phi_y}{\partial x} \right) \right] - A_{44} \left(\frac{\partial w}{\partial y} + \phi_y \right) - A_{45} \left(\frac{\partial w}{\partial x} + \phi_x \right) = 0 \end{aligned} \quad (3)$$

이제 (1)~(3)식을 이용하여 유한요소법의 수식화를 하자. 본 연구에서는 횡방향 변위 w 와 X, Y 축을 중심으로한 회전각 ϕ_x, ϕ_y 를 변수로 삼았다. Weak Form 을 얻기 위하여 (1)~(3)식의 좌변에 하중함수(Weight Function) $\psi_i (i=1, 2, 3)$ 를 곱하고, 임의의 유한요소의 영역 Ω_e 에서 적분한다. 유한요소식을 얻기 위해 형상함수 ψ_i (Shape Function)를 이용하여 변수 w, ϕ_x, ϕ_y 를 표시하면 다음과 같다.

$$w = \sum_{i=1}^n w_i \psi_i, \quad \phi_x = \sum_{i=1}^n \phi_x^i \psi_i, \quad \phi_y = \sum_{i=1}^n \phi_y^i \psi_i \quad \dots (4)$$

하중함수 $\psi_\alpha = \psi_i$ 로 놓고($\alpha=1, 2, 3$) (4)식을 이용하면 유한요소에 대한 다음 식을 얻는다.

$$\begin{bmatrix} [K^{11}] & [K^{12}] & [K^{13}] \\ & [K^{22}] & [K^{23}] \\ \text{sym.} & & [K^{33}] \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \{w\} \\ \{\phi_x\} \\ \{\phi_y\} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \{F^1\} \\ \{F^2\} \\ \{F^3\} \end{Bmatrix} \quad (5)$$

여기서

$$K^{11}_{ij} = \int_{\Omega_e} \left\{ A_{45} \left(\frac{\partial \psi_j}{\partial y} \frac{\partial \psi_i}{\partial x} + \frac{\partial \psi_j}{\partial x} \frac{\partial \psi_i}{\partial y} \right) + A_{55} \frac{\partial \psi_j}{\partial x} \frac{\partial \psi_i}{\partial x} + A_{44} \frac{\partial \psi_j}{\partial y} \frac{\partial \psi_i}{\partial y} \right\} dx dy$$

$$K^{12}_{ij} = \int_{\Omega_e} \left\{ A_{55} \psi_j \frac{\partial \psi_i}{\partial x} + A_{45} \psi_j \frac{\partial \psi_i}{\partial y} \right\} dx dy$$

$$K^{13}_{ij} = \int_{\Omega_e} \left\{ A_{45} \psi_j \frac{\partial \psi_i}{\partial x} + A_{44} \psi_j \frac{\partial \psi_i}{\partial y} \right\} dx dy$$

$$K^{22}_{ij} = \int_{\Omega_e} \left\{ D_{11} \frac{\partial \psi_j}{\partial x} \frac{\partial \psi_i}{\partial x} + D_{16} \left(\frac{\partial \psi_j}{\partial y} \frac{\partial \psi_i}{\partial x} + \frac{\partial \psi_j}{\partial x} \frac{\partial \psi_i}{\partial y} \right) + D_{66} \frac{\partial \psi_j}{\partial y} \frac{\partial \psi_i}{\partial y} + A_{55} \psi_j \psi_i \right\} dx dy$$

$$K^{23}_{ij} = \int_{\Omega_e} \left\{ D_{12} \frac{\partial \psi_j}{\partial y} \frac{\partial \psi_i}{\partial x} + D_{16} \frac{\partial \psi_j}{\partial x} \frac{\partial \psi_i}{\partial x} + D_{26} \frac{\partial \psi_j}{\partial y} \frac{\partial \psi_i}{\partial y} + D_{66} \frac{\partial \psi_j}{\partial x} \frac{\partial \psi_i}{\partial y} + A_{45} \psi_j \psi_i \right\} dx dy$$

$$K^{33}_{ij} = \int_{\Omega_e} \left\{ D_{22} \frac{\partial \psi_j}{\partial y} \frac{\partial \psi_i}{\partial y} + D_{26} \left(\frac{\partial \psi_j}{\partial y} \frac{\partial \psi_i}{\partial x} + \frac{\partial \psi_j}{\partial x} \frac{\partial \psi_i}{\partial y} \right) + D_{66} \frac{\partial \psi_j}{\partial x} \frac{\partial \psi_i}{\partial x} + A_{44} \psi_j \psi_i \right\} dx dy$$

$$F^1_i = \int_{\Omega_e} q \psi_i dx dy + \int_{\Gamma_e} Q_n \psi_i ds, \quad Q_n = Q_x n_x + Q_y n_y$$

$$F^2_i = \int_{\Gamma_e} M_n \psi_i ds, \quad M_n = M_x n_x + M_{xy} n_y$$

$$F^3_i = \int_{\Gamma_e} M_{ns} \psi_i ds, \quad M_{ns} = M_y n_y + M_{xy} n_x$$

하중 행렬은 Gustavsson Program 에 의해 계산된 힘을 Surface Spline 변환을 통해 구할수 있다. 여기서는 4절점 Isoparametric 요소를 사용하였다.

공기역학 계산에는 Woodward Panel Method [4]에 기초한 Gustavsson Program 을 이용하였는데, 아음속 및 초음속에서 날개의 공기역학적 특성을 계산할 수 있다. 날개는 선형화된 Potential Equation 을 만족시키는 많은 분포된 특이점(Singularity)-source, doublet, vorticity 들로 나타내어진다.

날개의 두께에 대한 효과는 표면에 분포된 source 들에 의해, camber 에 대한 효과는 vorticity 의 표면분포에 의해서 나타내어지는데, 본 연구에서는 두께를 고려하지 않을 것이다. 특이점의 강도는 날개 표면에서의 접선방향 흐름의 경계조건이 만족되도록 결정되는데 주어진 날개 형상에 대해 특이점의 강도를 구하면 날개 위에서의 압력분포와 양력, 항

력 그리고 피칭 모멘트를 구할 수 있다.

유한요소법의 Grid 와 Gustavsson Program 에 사용된 Panel Grid 는 여러가지 이유로 반드시 같은 필요가 없다. 따라서 임의의 서로 다른 두 격자계의 변위와 힘을 서로 정확하게 연관시키기 위해서 참고문헌[6]에서 제안된 Surface Spline 방법을 사용한다.

F. E. M. 해석을 통해 유한요소 절점에서의 변위 u_g 를 구하면 공기역학 Panel 절점에서의 변위 u_k 는 다음과 같은 관계식에 의해서 구해진다.

$$\{u_k\} = [G_{kg}] \{u_g\} \dots\dots\dots (6)$$

이 변형된 형상에 대해 각 판넬에서의 힘이 구해지면(이때 힘은 판넬의 중심점에 작용한다), 다음 관계식을 이용하여 이 힘을 유한요소 절점력으로 바꿀 수 있다.

$$\{F_g\} = [G_{kg}]^T \{F_k\} \dots\dots\dots (7)$$

여기서 $[G_{kg}]$ 와 $[G_{kg}]^T$ 는 Surface Spline을 이용하여 구한다. Surface Spline이란 점 하중들에 의해 변형된 무한 평판의 변위를 함수로 나타내는 방법을 말한다. G_{kg} 행렬은 두 격자 시스템의 x, y 좌표값 만으로 결정되므로 한번만 구하면 같은 형상(Planform)을 갖는 나머지 반복계산에서는 계속 이용할 수 있으므로 편리하다.

3. 계산결과 및 토론

본 연구의 프로그램 검증을 위해 참고문헌[2], [3] 및 [9]와의 비교결과를 각각 Table 1에 나타내었다. Table 1에서는 Semi-span 300inch, Chord 200inch, 두께 2inch 인 사각날개와 45° 후퇴날개, 그리고 45° 전진날개에 대해 받음각이 2°일때 최대 변형의 값을 문헌[3]의 결과와 비교해 나타내었다.

사각날개와 후퇴날개에서는 오차가 5% 이내로 작은 반면, 전진날개에서는 약 10%의 약간 큰 오차를 보여주고 있는데 이러한 오차는 문헌 [3]에서 사용된 V.L.M.과 본 연구의 Gustavsson Program 의 계산방법, 즉 국부적 받음각(Local angle of attack)을 계산할때의 방법 차이에서 오는 것으로 생각된다.

Table 1. Comparison of V.L.M. [3] and gustavsson program for aerodynamic properties

Wing Type	Max Deflection
Rectangular (M=0.224)	
Ref. [3]	9.20 inch
Present	8.91 inch
Error	3 %
Swept Back (M=0.224)	
Ref. [3]	10.67 inch
Present	10.59 inch
Error	0.7 %
Swept Forward (M=0.135)	
Ref. [3]	14.04 inch
Present	12.66 inch
Error	9.8 %

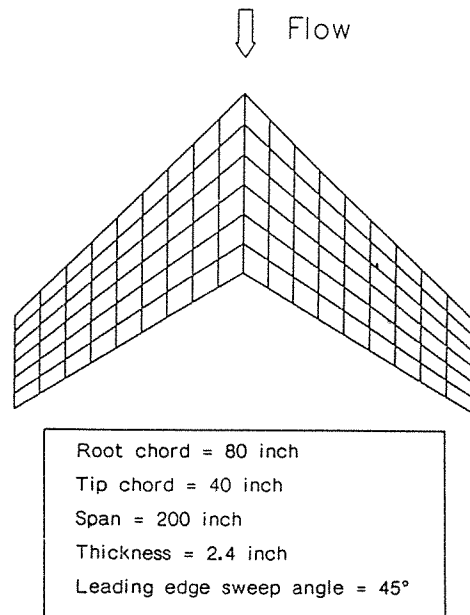
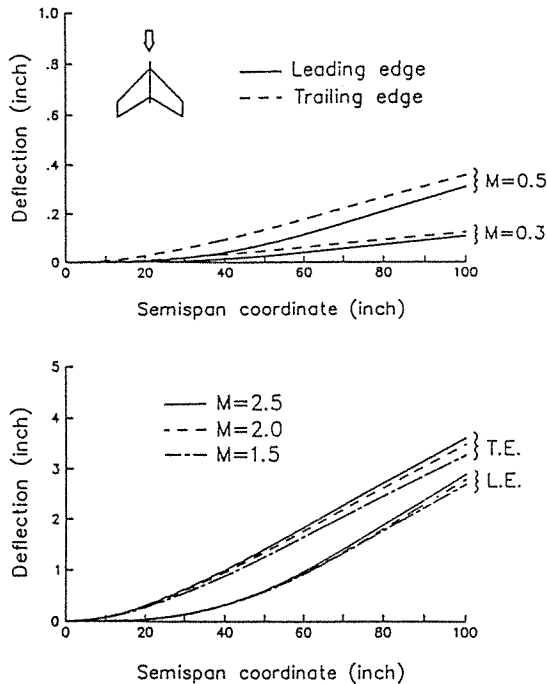


Fig. 1 Geometry of backward swept wing.

본 연구에서 수행된 날개의 형상과 데이터를 Fig. 1에 나타내었다. 초음속에서의 공력특성이 좋은 후퇴날개를 선택했으며, 구조해석에 사용된 유한요소의 수는 4절점 54개(6×9)로 하고, 공기력 해석에 사용된 Gustavsson program 에서의 판넬의 수는 80개(8×10)로 하였다. 재질은 알루미늄으로 된 등

Table 2. Material properties

Properties	Aluminum	T300/5208 Gr/Ep
E_1	10.5×10^6 psi	20×10^6 psi
E_2	10.5×10^6 psi	1.4×10^6 psi
G_{12}	3.8×10^6 psi	0.8×10^6 psi
G_{13}	3.8×10^6 psi	0.8×10^6 psi
G_{23}	3.8×10^6 psi	0.6×10^6 psi
ν_{12}	0.3	0.3

Fig. 2 Deflections of backward swept wing with various speeds at $\alpha=2^\circ$.

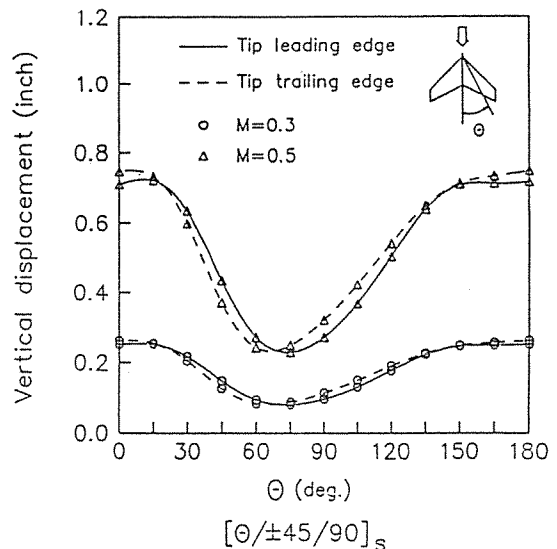
방성 날개와 T300/5208 Graphite/Epoxy로 된 이방성 복합재료 날개에 대해 계산을 수행하였으며, 이때 적층 순서는 $[\theta/\pm 45/90]_s$ 로 하였고, θ 은 날개시위(Chord) 방향에서부터 반 시계방향으로 15° 씩 변화시키면서 0° 에서 165° 까지 계산하였다. 재료의 물성치는 Table 2에 나타내었다.

두께가 2.4inch인 알루미늄 평판 날개에 대해 아음속과 초음속에서의 날개의 변형특성을 Fig. 2에 나타내었다. 이 그림에서 날개의 앞전과 뒷전의 변형을 보여주고 있는데, 뒷전이 앞전보다 변형이 커

서 비틀림이 생기며 이로 인한 받음각의 감소가 양력계수의 감소를 가져온다. 그리고 초음속에서는 속도증가에 따른 변형에 차이가 별로 없음을 볼수 있는데 이것은 압축성 효과에 의한 양력감소와 탄성효과에 의한 양력감소가 중첩되어 나타나기 때문에 속도증가에 의한 양력증가가 변형에 큰 영향을 주지 못함을 알수 있다.

한 층(ply)의 두께가 0.3inch인 T300/5208 Graphite/Epoxy로 된 $[\theta/\pm 45/90]_s$ 의 적층 순서를 갖는 8 ply 복합재료 평판 날개에 대한 해석을 Fig. 3~4에 나타내었다.

Fig. 3과 4에서는 복합재료 적층각에 따른 날개 끝단의 앞전과 뒷전의 수직변위를 아음속과 초음속 영역에서 나타내었는데, 아음속과 초음속 모두 $\theta=60^\circ$ 에서 $\theta=90^\circ$ 까지가 변형이 작게 일어남을 알수 있으며, 아음속인 경우 θ 가 15° 와 70° 사이에서 Wash-in 현상이 생기고, 나머지 영역에서는 Wash-out 현상이 생기는데 반해 초음속에서는 거의 대부분이 Wash-out 현상이 나타남을 알수 있다. 여기서 Wash-in이란 앞전이 뒷전보다 변형이 커져 Nose-up 비틀림을 유도할 때를 말하며, Wash-out은 그 반대 현상을 말한다.

Fig. 3 Vertical displacement of wing tip leading edge and trailing edge for various fiber orientations at subsonic speed and $\alpha=2^\circ$.

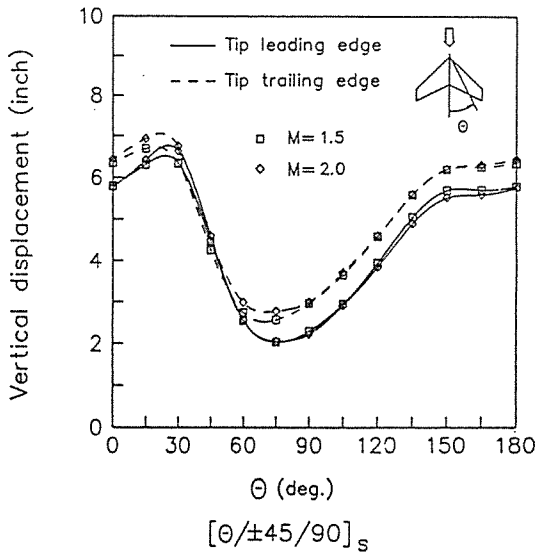


Fig. 4 Vertical displacement of wing tip leading edge and trailing edge for various fiber orientations at supersonic speed and $\alpha=2^\circ$.

또한 그림에서 아음속인 경우는 앞전과 뒷전의 변형이 거의 같아 비틀림이 없는 $\theta=70^\circ$ 근방에서 최소의 변형이 일어나는 반면, 초음속에서는 앞전과 뒷전의 변형 차이가 비교적 큰 75° 근방에서 최소 변형이 일어나고 있음을 볼수 있는데 특이한 것은 초음속인 경우 θ 가 $0^\circ \sim 30^\circ$ 사이와 $150^\circ \sim 180^\circ$ 사이는 앞전과 뒷전의 변형에 차이가 크게 나타나고 있음에도 불구하고 날개의 전체적 변형이 큰 값으로 나타나고 있다. 이는 이 영역에서 X축에 대한 굽힘 강성이 작게 나타나기 때문이다.

날개의 전체적 변형은 비틀림(Wash-in 혹은 Wash-out) 보다는 복합재료의 굽힘강성이 미치는 영향이 더 지배적이어서 아음속과 초음속 모두 굽힘 강성이 큰 θ 의 범위($60^\circ \sim 90^\circ$)에서 변형이 가장 작게 나타남을 알수 있다.

4. 결 론

본 논문에서는 유한요소법과 Gustavsson Program, 그리고 Surface Spline을 이용하여 아음속 및 초음속 영역에서의 하중 재분포에 대한 정적 공

탄성 문제를 45° 후퇴각을 갖는 등방성 알루미늄 날개와 이방성 복합재료 날개에 대해 해석을 한 결과 다음과 같은 결론을 얻었다.

1. 날개의 전체적 변형은 비틀림(Wash-in 혹은 Wash-out) 보다는 복합재료의 굽힘강성이 미치는 영향이 더 지배적이어서 아음속과 초음속 모두 굽힘 강성이 큰 θ 의 범위($60^\circ \sim 90^\circ$)에서 변형이 가장 작게 나타남을 알수 있다.

2. 초음속에서는 탄성효과와 압축성 효과가 중첩되어 양력을 감소시키기 때문에 속도가 증가하더라도 전체 양력에는 큰 차이가 없으며, 따라서 변형도 속도증가에 큰 영향을 받지 않고 거의 비슷하게 나타난다.

참고문헌

1. Hollowell, S.J. and Dugundgi, J., "Aeroelastic Flutter and Divergence of Stiffness Coupled, Graphite/Epoxy Cantilevered Plates", *J. of Aircraft*, Vol. 21, Jan. 1984, pp.69-76.
2. Landsberger, B.J. and Dugundgi, J., "Experimental Aeroelastic Behavior of Unswept and Forward-Swept Cantilever Graphite/Epoxy Wings", *J. of Aircraft*, Vol. 22, No. 8, August 1985, pp.679-686.
3. Kim, S.H., "Static Aeroelastic Analysis of Various Shaped Composite Wing", *M.S. Thesis, KAIST*, 1989.
4. Woodward, F.A., Tinoco, E.N., and Larsen, J.W., *Analysis and Design of Supersonic Wing Body Combinations Including Flow Properties in the Near Field, Part I -Theory and Application*, NASA CR-73106, 1967.
5. Gustavsson, S.A.L., "A Computer Program for the Prediction of Aerodynamic Characteristics of Wing-Body-Tail Combination at Subsonic and Supersonic Speeds", *FFA Report AU-635 Part II*, Stockholm, 1972.
6. Harder, R.L., Desmarais, R.N., "Interpolation Using Surface Splines", *J. of Aircraft*, Vol. 19, No. 2, Feb. 1972, pp.189-191.

7. Lan, C.E., "A Quasi-Vortex-Lattice Method in Thin Wing Theory", *J. of Aircraft*, Vol. 11, No. 9, September 1974, pp.518-527.

8. Giesing, J.P., "Lifting Surface Theory for Wing-Fuselage Combinations," Rept. DAC

-67212, Vol. 1, Aug. 1968, Douglas Aircraft Co., Long Beach, Calif.

9. Jones, R.T. and Cohen, D., *High Speed Wing Theory*, Princeton University Press Princeton, N.J., 1960.