

論文

유전자 알고리즘을 이용한 복합재료 날개의 정적 공탄성 최적화

김동현* · 이 인*

**Static Aeroelastic Optimization of a Composite Wing
Using Genetic Algorithm**

Dong-Hyun Kim* and In Lee*

ABSTRACT

Today, the use of composite materials become an essential part in the design and manufacturing process of the flight vehicles to reduce the structural weight. Since the structural properties can be varied largely due to the stacking sequence of ply angles, it is very important problem to determine the optimized ply angles under a design objective. Thus, in this study, the analysis of static aeroelastic optimization of a composite wing has been performed. An analytical system to calculate and optimize the aero-structural equilibrium position has been developed and incorporated with the genetic algorithm. The effects of stacking sequence on the structural deformation and aerodynamic distribution have been studied and calculated with the condition of minimum structural deformation for a swept-back composite wing. For the set of practical stacking angles, the design results to maximize the performance of static aeroelasticity are also presented.

초 록

오늘날 항공기의 경량화를 위해 복합재료를 사용하는 것은 필수적인 설계 및 제작 요건이 되고 있다. 복합재료로 제작된 날개는 적층각에 따라 구조적 특성이 심하게 변화될 수 있기 때문에 설계시 최적의 적층각을 결정하는 것이 매우 중요한 문제이다. 따라서, 본 연구에서는 복합재료 날개의 적층각에 대한 정적 공탄성 최적화 연구를 수행하였다. 이를 위해 공력하중에 대한 복합재료 날개의 구조 평형상태를 구할 수 있는 정적 공탄성(하중재분포) 해석 시스템을 개발하였으며, 유전자 알고리즘을 활용한 최적화 프로그램이 통합 개발되었다. 후퇴각이 있는 복합재료 날개에 대하여 적층각 변화가 정적 공탄성 변형에 미치는 영향을 고찰하였으며, 구조 변형이 최소가 되는 경우의 최적 적층각 조건을 구하였다. 이를 토대로 실제 제작에 실용적인 적층각 조합에 대하여 정적 공탄성 특성을 최대화 할 수 있는 최적 적층각 조건이 제시되었다.

* 정회원. 한국과학기술원 기계공학과 (항공우주공학전공)

1. 서 론

공기 중을 비행하는 항공기는 그 구조물이 탄성체이므로 주변의 공기와 서로 작용을 하여 변형을 일으키게 된다. 공기력과 탄성력 그리고 관성력이 서로 상호작용을 함으로써 특이한 현상을 수반하게 되는데, 이러한 현상을 해석하고 항공기 설계에 응용하는 분야를 공력탄성학이라 한다. 본 연구에서는 공력탄성학 분야에서도 가장 기본이 되면서도 중요한 분야인 정적공탄성 최적화 문제를 다루었다. 대표적인 정적공탄성 문제로는 하중재분포(load distribution), 다이버전스(divergence) 그리고 조종면 역전(control surface reversal) 현상 등이 있다[1]. 고속 비행중인 항공기는 공기력의 작용에 의해 날개 구조가 변형하게 되며 이는 다시 공력분포의 변형을 초래하게 된다. 따라서 비행상태에서의 공력분포나 공력계수들(양력, 모멘트, 항력계수 등)은 일반적으로 계산하는 강체(rigid) 모델의 경우와 많은 차이가 발생할 수 있다. 특히, 천음속(transonic)이나 저초음속(low-supersonic)의 경우는 충격파와 연계된 공기력의 강한 비선형성으로 인하여 정량적인 탄성 변형의 영향이 더욱 심각할 수 있다.

항공기가 개발 및 제작되기 시작한 이래로 정적 공탄성 현상에 관련된 연구들이 활발히 수행되어 왔으며, 근래에는 경량화 및 여러 공학적 장점들로 인하여 복합재료 날개에 대한 공력탄성학적 해석 및 실험 연구들이 다수 수행되어 왔다[1-8]. 이외에도 비교적 최근에 등방성 날개에 대하여 전산유체역학(CFD) 코드와 유한요소해석(FEM)을 적용한 정적공탄성 연구사례들도 있다[9-13]. 국내의 경우도 CFD 및 FEM코드를 연계(連繫)하여 복합재료 날개에 대한 아음속/천음속 영역에서의 정적공탄성 해석 관련 연구가 시도되었으며[14], 이를 통하여 정적공탄성 해석 연구에 대한 일련의 해석 체계가 구축되었다. 하지만, 현재까지 대부분의 국내외 논문들은 단순히 정적공탄성 효과에 대한 복합재료 날개의 매개변수 연구를 수행한 것일 뿐이며 적층각 효과에 대한 특성을 파악하는 정도였다.

복합재 날개를 설계하는 경우 설계조건에 부합하는 최적의 적층각을 선택하는 문제는 가장 기본이 되면서도 중요한 문제이다. 본 연구에서는 복합재료 날개의 적층각에 대한 정적 공탄성 최적화 연구를 수행하였다. 이를 위해 임의 비행조건 공력하중에 대한 복합재료 날개의 구조변형 평형상태를 구할 수 있는 정적 공탄성(하중재분포) 해석시스템을 개발하였으며, 유전자 알

고리즘을 활용한 최적화 프로그램이 통합 개발되었다. 이를 활용하여 후퇴각이 있는 복합재료 날개에 대하여 적층각 변화가 정적 공탄성 변형에 미치는 영향과 구조 변형이 최소가 되는 경우의 적층각 조합을 계산하였다. 실용적인 적층각 조합에 대하여 정적 공탄성 특성을 최대화 할 수 있는 적층각 조건들이 제시되었다.

2. 이론적 배경

2.1 하중재분포 해석

정적공탄성 해석의 기본이 되는 하중 재분포 해석은 일반적으로 초기 날개 형상에서 계산된 공력하중을 구조 평형 방정식의 힘 벡터 항에 대입하여 구조 변형을 구하고 변형된 날개 형상에 대해 다시 계산된 공력하중으로 구조 평형방정식을 다시 푸는 일련의 과정을 공력계수 또는 구조 변형이 수렴된 값을 가질 때까지 반복하게 된다. 하중재분포 해석에 관련된 지배방정식은 유한요소 해석의 힘-변위 관계식과 거의 동일하며 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$[K_s] \{u_k\} = \{F\} \quad (1)$$

여기서, $[K_s]$ 는 구조의 강성행렬, $\{u_k\}$ 는 구조의 정적변형벡터, $\{F\}$ 는 공력분포에 의한 외력항을 의미한다.

식(1)에서 외력항은 Fig.1과 같이 각 단계에서의 구조 변형을 고려하여 새롭게 구한 공력 하중벡터를 유한요소 격자로 보간(interpolation)하여 구해야 한다. 식(1)에서 날개의 변형상태를 구하면, 이는 전체적인 하중재분포 해석과정에서의 순간 변형상태를 나타내며, 격자 재생성 과정을 거쳐 수렴된 상태 구해질 때까지 Fig.1과 같이 반복적인 하중재분포(load distribution) 해석을 수행하게 된다. 진행 과정을 간략히 설명하면 다음과 같다. 우선 유동장 해석을 통하여 날개에 대하여 정상 공기력을 구한다. 일반적으로 공기력 격자와 구조해석을 위한 유한요소 격자는 일치하지 않으므로, 계산된 공기력을 외력으로 가하기 위해서는 중간 단계로 서로 상이한 격자간에 보간이 필요한데 이를 위하여 표면보간법을 적용한다. 이렇게 구조 격자로 치환된 외력을 이용하여 복합재 날개에 대한 유한요소 구조해석을 수행하면 해당 공기력에 대한 정적 변위를 구할 수 있게 된다. 구조격자로 구해진 정적 변위는 3차원

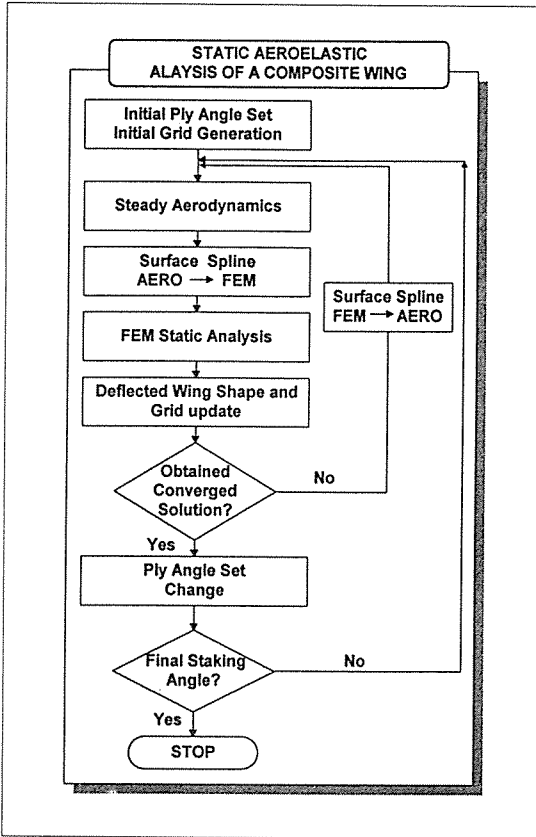


Fig. 1. Load map of the load-distribution analysis of a composite wing

공기력 격자의 재생성을 위하여 공기력 격자로 다시 보간 되게 된다. 변형된 격자에 대하여 공기력을 새롭게 재계산하고, 계산된 공기력은 다시 신규 외력으로 작용되게 된다. 앞에서 설명한 일련의 과정을 날개의 최대 변위나 공력 계수가 일정한 값으로 수렴된 해가 얻어질 때까지 반복 계산하면 날개의 구조-공력 평형 상태를 구할 수 있다. 참고로, 본 연구에서의 정적공탄성 해석시스템은 Ref.14에서 개발된 해석시스템을 기본으로 고속계산이 가능하도록 재구성한 것이다. 다른 기법과의 검증 결과 등은 Ref.14를 참조하기 바란다.

2.2 정상유동장 해석

정적공탄성 해석에서의 외부 정상 유동장 해석을 위하여 와류격자법(Vortex Lattice Method, VLM)을 적용되었다. VLM은 계산 속도가 빠르고 아음속 영역에서 매우 정확한 결과를 제공해 주기 때문에 실용 공

학해석 분야에서 널리 사용되어온 유동장 해석기법이다. 비점성, 비압축성, 비회전 유동을 가정하는 경우 연속방정식은 다음과 같이 간소화 될 수 있다[15].

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

여기서, Φ 는 속도포텐셜(velocity potential)을 의미한다. 유체 내에 잠겨있는 물체(body) 면에 수직인 속도 성분은 0이며, 물체 고정좌표계(body fixed coordinate)에서 다음 조건이 만족된다.

$$\nabla(\Phi + \Phi_\infty) \cdot n = 0 \quad (3)$$

$$\Phi_\infty = U_\infty x + V_\infty y + W_\infty z \quad (4)$$

위 식은 선형화된 양력면(lifting-surface) 이론에 의해 면와류(surface-vortex) 분포의 향으로 다음과 같이 유도할 수 있다[15].

$$\begin{aligned} & -\frac{1}{4\pi} \int_{\text{wing+wake}} \frac{\gamma_y(x-x_0) + \gamma_x(y-y_0)}{[(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2 + z^2]^{3/2}} dx_0 dy_0 \\ & = Q_\infty \left(\frac{\partial \eta_c(x,y)}{\partial x} - \alpha \right) \end{aligned} \quad (5)$$

여기서, 미지 변수 γ_x 와 γ_y 는 각각 x-방향과 y-방향 와도(vortice) 분포를, Q_∞ 는 자유흐름 속도를, $\eta_c(x,y)$ 는 에어포일의 평균 캠버선(mean camber line)를 의미한다. VLM에서는 날개가 각 양력 패널들의 조합으로 모델링 될 수 있으며, 각 패널들은 하나의 와류고리(vortex ring) 요소를 포함하게 되며, 한 개의 와류고리는 네 개의 와류선(vortex line)으로 구성된다(Fig.2).

VLM에서 패널의 기저와류(bound vortex)는 1/4 패널코드에 위치하며, 각 패널에 대해 요구되는 기저와류의 강도는 날개 표면에서 수직속도가 0이라는 식(3)의 경계조건을 적용함으로써 구해지게 된다. 제어점(control point)은 각 패널 3/4시위의 중간지점이 되며 여기에 경계조건이 적용된다. 수직방향 속도는 자유흐름과 유도흐름(induced flow)의 성분으로 만들어지며, 날개면에 있는 모든 와류패널 강도의 함수이다. 따라서, 지배방정식은 모든 패널강도의 선형조합으로 구성될 수 있다. 영향계수(influence coefficient) 행렬요소

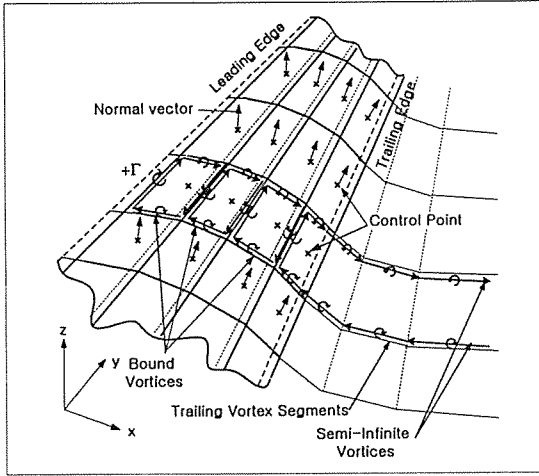


Fig. 2. Influence of a straight vortex line segment at point P

(a_{ij}) 는 와류강도(vortex strength)와 자유흐름 효과에 의한 우변 항을 등치 함으로써 다음과 같이 구할 수 있다.

$$V_n = 0 = w_i + Q_\infty \cdot n_i \quad (6)$$

$$w_i = \sum_{j=1}^N a_{ij} \cdot \Gamma_j \quad (7)$$

$$\sum_{j=1}^N a_{ij} \cdot \Gamma_j = -(U_\infty, V_\infty, W_\infty) \cdot n_i \quad (8)$$

여기서, V_n 은 날개면에 대한 수직방향 속도, Q_∞ 는 자유흐름의 속도, w_i 는 날개면 수직방향 유도속도(또는 내리흐름(downwash) 속도), Γ 는 순환강도, a 는 받음각을 의미한다. 영향계수 행렬요소(a_{ij})는 j -번째 패널의 영향에 의해 i -번째 패널에 유도되는 흐름을 나타낸다. N 은 한쪽 날개의 총 패널 수이며, 양쪽날개의 공력효과를 모두 고려하는 경우는 이미지방법(image method)에 의해 모두 $2N$ 개의 패널이 적분되게 된다.

와류고리를 이루고 있는 임의 와류선에 대해 Bio-Savart 법칙을 적용함으로써 하나의 와류선에 기인한 유도속도는 다음과 같이 계산할 수 있다. 한 개의 패널에 기인한 순수 유도속도는 4개의 와류모서리에 대해 각각 유도된 속도를 모두 중첩하면 된다.

$$q_{1,2} = \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{r_1 \times r_2}{|r_1 \times r_2|^2} r_0 \cdot \left(\frac{r_1}{r_1} - \frac{r_2}{r_2} \right) \quad (9)$$

$$w_i = \frac{\Gamma}{4\pi |r_1 \times r_2|^2} \left(\frac{r_0 \cdot r_1}{r_1} - \frac{r_0 \cdot r_2}{r_2} \right) (r_1 \times r_2)_i \quad (10)$$

여기서, 1, 2는 임의 와류선의 양 끝점 번호를, w_i 는 날개면 수직방향의 유도속도를 의미한다. 또한 각 위치 벡터들의 정의는 다음과 같다.

$$r_1 \times r_2 = (r_1 \times r_2)_x \bar{i} + (r_1 \times r_2)_y \bar{j} + (r_1 \times r_2)_z \bar{k}$$

$$|r_1 \times r_2|^2 = (r_1 \times r_2)_x^2 + (r_1 \times r_2)_y^2 + (r_1 \times r_2)_z^2$$

$$(r_1 \times r_2)_x = (y_p - y_1)(z_p - z_2) - (z_p - z_1)(y_p - y_2)$$

$$(r_1 \times r_2)_y = -(x_p - x_1)(z_p - z_2) - (z_p - z_1)(x_p - x_2)$$

$$(r_1 \times r_2)_z = (x_p - x_1)(y_p - y_2) - (y_p - y_1)(x_p - x_2)$$

$$(r_0 \cdot r_1) = (x_2 - x_1)(x_p - x_1) + (y_2 - y_1)(y_p - y_1) + (z_2 - z_1)(z_p - z_1)$$

$$(r_0 \cdot r_2) = (x_2 - x_1)(x_p - x_2) + (y_2 - y_1)(y_p - y_2) + (z_2 - z_1)(z_p - z_2)$$

$$r_1 = \sqrt{(x_p - x_1)^2 + (y_p - y_1)^2 + (z_p - z_1)^2}$$

$$r_2 = \sqrt{(x_p - x_2)^2 + (y_p - y_2)^2 + (z_p - z_2)^2} \quad (11)$$

단, 식(9)-(10)에서 점 P가 와류선상에 위치하거나 또는 매우 가까운 거리($1.E-10$) 이내에 위치하는 경우는 특이점(singular point)으로 처리하여 각 방향의 유도속도를 모두 0으로 설정하였다.

각 패널의 와류강도에 대한 해는 식(8)의 행렬식을 수치 계산함으로써 구할 수 있다. 특정 패널에 대한 양력은 Kutta 조건을 이용하여 구할 수 있으며, 총 양력계수는 주어진 받음각에 대해 각 패널요소의 양력을 적분함으로써 다음과 같이 구한다.

$$L = \sum_{i=1}^N \rho Q_\infty \Gamma_i \Delta y_i \quad (12)$$

여기서, ρ 는 자유흐름의 공기밀도를 그리고 Δy 은 각 격자의 기저와류(bound vortex) 폭을 의미한다. 날개 공력하중 강도가 알려지면 임의의 패널에서의 내리흐름(downwash) 속도가 계산될 수 있다. 내리흐름의 결과로 각 국부 패널의 양력벡터는 후방으로 기울어지게 되며, 양력에 기인한 유도항력 성분이 발생되게 된다.

유도항력은 유도받음각(α_i)의 함수로 다음과 같이 유도된다.

$$D = \sum_{j=1}^N \rho Q_{\infty} \Gamma_j \Delta y_j \sin(\alpha_i) \quad (13)$$

$$\alpha_i = -w_i' / |Q_{\infty}| \quad (14)$$

단, VLM의 경우 공력 작용점은 각 패널 기저와류선(1/4 panel chord)의 중간 지점에 위치하게 된다.

2.3 유한요소 구조 해석

본 연구에서는 날개 외피(skin)의 정성적인 경향성 파악을 위해 날개를 복합재료 등가평판으로 가정하였다. 외부 공력하중에 대하여 복합적층판의 변형을 구하기 위해 1차 횡전단 변형이론(First-order shear deframable theory, FSDT)에 근거한 변위 유한요소법을 이용하였다. 해석에 사용된 유한요소는 절점당 5개($u, v, w, \theta_x, \theta_y$)의 자유도를 가지며 4-절점 라그랑지(Lagrange) 보간 함수가 적용되었다. 에너지 방법(energy method)과 같이 전형적인 유한요소 수식화 과정을 거치면, 힘-변위장 해석을 위한 최종적인 유한요소 지배방정식을 식(1)과 같이 얻을 수 있다. 본 연구에서 적용한 유한요소 해석 기법의 자세한 이론적 내용과 강성행렬 등은 Ref.16-17을 참조하기 바란다.

2.4 표면보간법

유한요소법의 격자와 공력해석에 사용된 격자는 해석기법의 차이로 인해 대부분 일치하지 않게 된다. 따라서, 서로 다른 두 격자 체계에서의 하중과 변위 정보의 상호 보간이 필요하며, 하중과 변위 정보의 보간을 위해 무한평판의 처짐 방정식을 응용한 표면보간법(surface spline method, SSM)이 프로그램 모듈로 개발되어 적용되었다. 유한요소 해석을 통해 유한요소 절점에서의 변위벡터 $\{u_g\}$ 를 구하면 날개면 공기역학 격자 점에서의 변위벡터 $\{u_k\}$ 는 다음과 같은 관계식에 의해서 구해질 수 있다.

$$\{u_k\} = [G_{kg}]\{u_g\} \quad (15)$$

여기서, $[G_{kg}]$ 행렬은 두 격자(공력 날개 표면격자 및 유한요소 격자)의 기하학적 좌표 점들에 의해 결정되는 변환(보간)행렬을 의미한다. 변환행렬($[G_{kg}]$)에 관련된 자세한 수식은 Ref.18를 참조하기 바란다. 식

(15)에 의해 변형된 날개형상에 대해 격자를 새로 형성한 후 유동장 해석을 다시 수행하게된다. 각 패널에서의 공력 분포가 구해지면, 다음 관계식을 이용하여 유한요소 격자로신규 절점하중(또는 분포하중)을 전달할 수 있다.

$$\{F_g\} = [G_{kg}]^T \{F_k\} \quad (16)$$

위 식에서 $[G_{kg}]$ 행렬은 두 격자 시스템의 초기 x, y 좌표만으로 결정되는 값이다.

2.5 유전자 알고리즘의 적용

본 연구에서는 최적해를 구하기 위한 도구로써 유전자 알고리즘(genetic algorithm, GA)을 적용하였다. GA는 자연계의 진화과정을 컴퓨터 상에서 시뮬레이션(모사)하여 복잡한 실세계의 문제를 해결하고자 하는 계산모델이다. 이미 다양한 공학분야에서 광범위하게 응용되고 있으며, 미적분에 근간을 둔 기존의 고전적 최적화 기법에 비하여 강건한 계산이 가능한 실용적인 장점이 있다. 고전적 최적화 방법의 경우는 응용이 까다롭고 범용성이 떨어지며, 설계 문제마다 설계자가 최적화 모델을 결정해야 하는 번거로움이 있다. GA는 연속이나 미분가능 등의 조건이 필요하지 않기 때문에 다양한 문제에 적용할 수 있다. GA는 확률론적 방법으로 다수의 설계점을 동시에 사용하여 최적화 과정을 수행해 감으로 인해 국부 최소점을 벗어나 전체 최소점에 수렴할 가능성이 매우 높은 도구이다. 또한, 다목적 함수 최적화에 응용될 경우 한 번의 과정으로도 많은 파레토(Pareto) 최적해를 얻을 수 있으며, 이들로부터 해 공간의 정보를 폭넓게 얻음으로써 설계자는 매우 만족스러운 선택을 수행할 수 있다. 그러나, 기존의 최적화 방법에 비해 계산 시간이 증대되는 단점이 있다.

일반적으로 최적설계의 3대 요소로는 설계변수(design variables), 목적함수(object function), 제약조건(constraint) 등을 들 수 있다. 본 연구에서는 설계변수로 복합재료의 적층각을, 목적함수로는 날개 최소 변형 조건을 두었다. 제약조건은 본 연구에서의 최적화 목적에 따라 적절히 부가하였다. 복합재료 구조물 설계에 있어 적층각은 가장 기본적인 설계변수에 해당한다. 상기 유전자 알고리즘에서는 적용할 적층각 조합을 이진(binary) 문자열로 정의된다. 예를 들면, $[0^\circ] = 000$, $[30^\circ] = 001$, $[-30^\circ] = 010$, $[45^\circ] = 011$, $[-45^\circ] =$

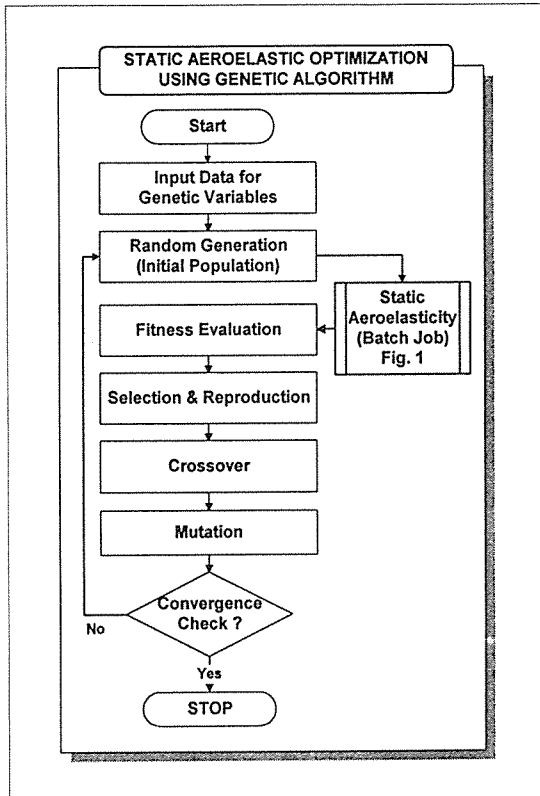


Fig. 3. Load map for the optimization process using genetic algorithm

100, $[60^\circ] = 101$, $[-60^\circ] = 110$, $[90^\circ] = 111$ 과 같이 적층각들을 이진수로 정의할 수 있다. 이러한 이산적 설계변수 표현은 적층각과 같은 최적화 연구를 매우 용이하게 해주는 장점이 된다.

Fig.3에서 유전자 알고리즘의 계산은 다음과 같이 진행된다. (1) 설계변수들을 적절한 이진 문자열 구조로 코딩한 후 적절한 평가함수가 정의된다. (2) 개체수와 최대 세대수, 교배 및 변종확률을 선택하고 초기 무리를 임의로 선택한다. (3) 정의된 목적함수에 의해 각 개체를 평가한다. (4) 도태(reproduction), 교배(crossover), 변종(mutation)의 3가지 연산자를 이용하여 후손세대를 생성한다. 해가 수렴될 때까지 (1)~(4)의 과정을 반복하며, 이는 자연진화설과 유전학을 이용한 것이다. 인공적인 생명체(이진 문자열로 표현된 설계점)들이 생성되어 목적과 적합성에 따라 다음세대로 선택되어지고 교배와 돌연변이 과정을 거쳐 향상된 적합성을 가지는 방향으로 설계점들을 진화시

켜 나가는 것이다.

유전자 알고리즘의 대표적 설정 인수들은 한 세대의 설계점 개수, 최대 세대수, 교배확률, 변종확률, 토너먼트(tournament) 선택 인수, 난수발생 상수(seed) 등이다. 이들은 경우에 따라 수렴 방향과 속도 및 최종적인 최적해의 값에 민감한 영향을 미칠 수 있기 때문에, 안전한 최적해를 구하기 위해 다양한 값들에 대해 반복계산을 수행하였다. 하중재분포 해석을 수행하기 위해 Fig.1과 같이 전체적인 기본 반복계산이 필요하지만, 유전자 알고리즘을 사용한 최적해 수렴과정 또한 반복계산이 요구된다. 따라서 본 연구를 위한 해석시스템은 두 가지 해석시스템이 동시에 연계(連繫)되어 있다. 본 연구에서 적용한 유전자 알고리즘에 관련된 이론적 사항들은 상당부분 Ref.19에 근간을 두고 있으며, Ref.20-21도 유용한 참고자료가 되었다.

3. 해석결과 및 검토

3.1 해석모델

본 연구에서는 고속항공기 날개 형상의 기하학적 모델을 설정하였다. 2가지의 유사 모델이 설정되었으며, 그 중 하나의 크기는 향후 풍동시험(wind tunnel test)의 비교자료로 활용될 수 있도록 적정 비율로 축소하였다. 세부적인 기하학적 형상들은 Fig.4에 제시되어 있다. 복합재료 적층 수에 따른 기본 두께 때문에 (a)와 (b)의 두 가지 모델을 설정하였는데, (a)의 경우 축소 형상 모델에 해당하며, (b)의 경우는 실제 F-16 전투기 수평꼬리 날개와 유사한 기하학적 형상으로 설정한 것이다. 적층각 방향에 대한 정의는 그림에 제시되어 있으며, 0° 방향은 날개 뿌리(root)와 끝단(tip) 코드의 중점을 연결한 선으로 정의하였다.

Fig.5에는 계산에 사용된 날개면 격자가 나타나 있는데, 아음속 영역에서의 유동장 해석을 위하여 날개면에 15×15 개의 격자를 적용하였다. VLM의 경우 이 정도 격자로도 충분히 정확한 공력해석이 가능하다. 구조해석에 사용된 날개는 일정 두께의 복합재료 평판 구조로 가정하였으며, 4절점 쉘(shell) 요소가 사용되었다. 10×10 개의 유한요소로 나누어져 총 100개의 유한요소가 사용되었으며 총 절점(node)수는 121개이다. 유한요소법의 계산시 날개의 뿌리 쪽에 사용된 경계조건은 완전고정(clamped) 조건을 부가하였다.

알루미늄 날개의 재질은 6061-T6를, 복합재료 날개

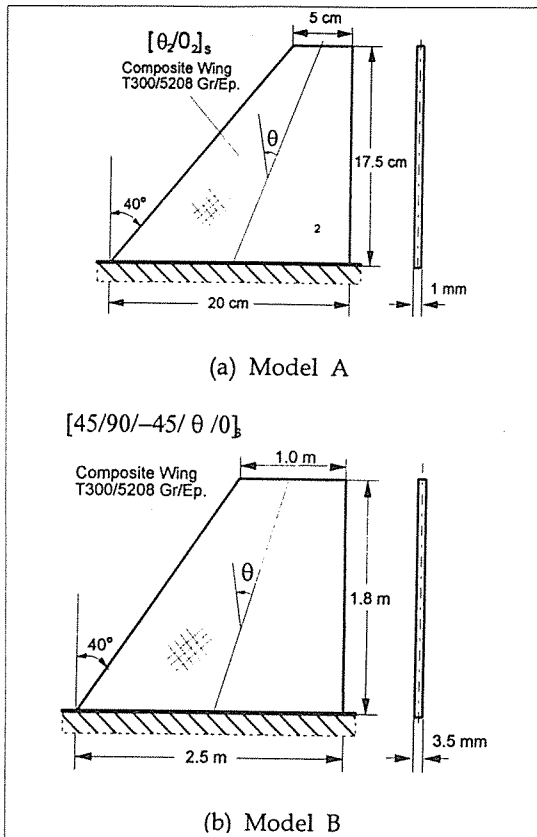
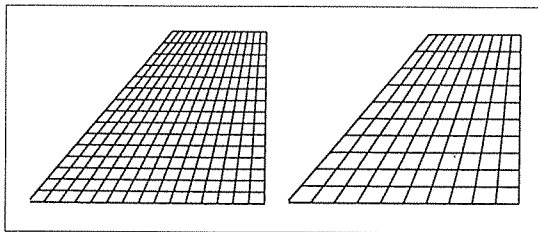


Fig. 4. Geometry of a composite wing model



(a) AERO(VLM) (15x15) (b) FEM (10x10)

Fig. 5. CFD and FEM mesh on the wing surface

모델의 재질은 T300/5208 Graphite/Epoxy를 가정하였으며, 계산에 사용한 물성치들을 Table 1에 제시하였다.

3.2 공력해석 결과 및 검증

본 연구에서 적용한 VLM코드의 공력해석 결과를 강체날개에 대한 풍동 실험결과와 비교해 보았다.

Table 1. Material properties of T300/5208 Graphite/Epoxy

Properties	Aluminum (6061-T6)	T300/5208 Gr/Ep
E_1 (GPa)	73.0	138.0
$E_2 = E_3$ (GPa)	73.0	9.7
$G_{12} = G_{13}$ (GPa)	27.4	5.5
G_{23} (GPa)	27.4	4.1
ν_{12}	0.33	0.28
ρ (kg/m ³)	2700	1580
t_{ply} (mm)		0.125

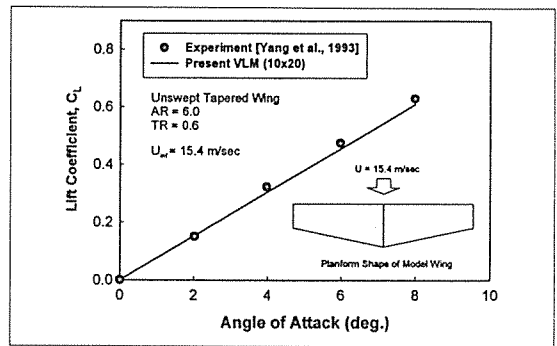


Fig. 6. Comparison of total wing lift coefficients between present VLM and experiment (AR = 6.0, TR = 0.6, U = 15.4 m/s)

Fig.6은 VLM코드의 해석결과와 실제 풍동시험 결과를 비교한 것으로 받음각에 따른 날개의 양력계수 변화를 보여주고 있다. 본 연구에서의 VLM코드가 실제 실험결과를 잘 예측하고 있음을 알 수 있다. 그림에서 실험결과는 Ref.7에서 수행한 것이다. 다음절에서 정적공탄성 해석의 상호 비교검증에 사용된 천음속/초음속 공력해석(TSD) 코드는 Ref.22에서 개발한 것을 적용한 것이며, 세부적인 이론적 배경, 공력해석 및 비교 결과들은 Ref.22-23을 참조하기 바란다.

3.3 정적공탄성 해석 및 비교

기존의 논문이나 문헌상에 제시되어 있는 천음속 및 초음속 정적 공탄성 문제에 대한 연구결과는 많지 않으며, 더군다나 제시된 자료 또한 불충분하기 때문에 사실상 객관적인 비교가 불가능한 경우가 많다. 우선, 검증 차원에서 자체적으로 개발한 서로 다른 공기력 코드를 사용하고 있는 정적공탄성 해석시스템(VLM vs. TSD) 해석결과를 상호 비교하였다. 또한 특정 적층각의 지배적 특성 파악을 위해 $[\theta_2/0_2]_s$ 의 단순 적층

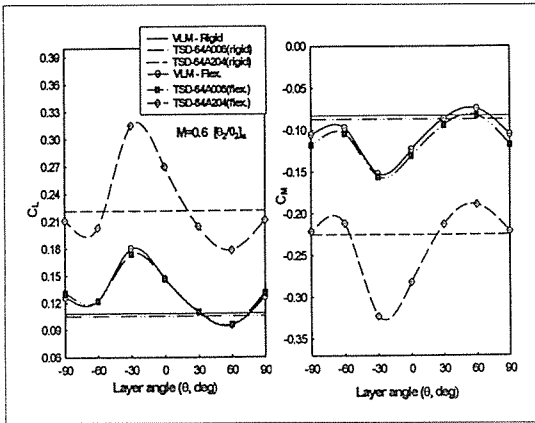
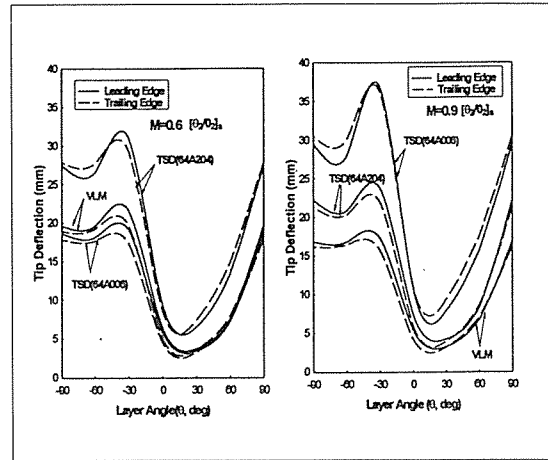


Fig. 7. Aerodynamic lift and moment coefficients between rigid and elastic wing model ($M = 0.6$)

조건에 대하여 매개변수 해석을 수행하였다. 날개 모델은 Fig.4의 Model A이며, 해석조건은 자유흐름의 받음각을 2° 로 설정하였다. 동압(dynamic pressure)의 경우는 가급적 실제 풍동 실험조건에 부합될 수 있는 조건을 가정하였다. 본 예제에서의 유동 조건은 마하수 0.6에서 $U = 135.01 \text{ m/sec}$, $\rho_\infty = 0.3675 \text{ kg/m}^3$ 이다. 날개 단면은 대칭형인 NACA64A006과 캠버가 있는 NACA64A204 에어포일이 고려되었다.

Fig.7은 적층각에 대한 양력계수와 모멘트계수의 변화를 보여주고 있다. 모멘트 계수는 날개의 앞전을 기준으로 구한 값이다. 그림에서 볼 수 있듯이 강체 날개와 탄성변형을 고려한 날개의 공기력 계수가 현저하게 다르게 나타나고 있다. 최대양력이 발생하는 지점은 $\theta = -30^\circ$ 부근에서 나타나고 있으며, 최소 양력지점은 $\theta = 60^\circ$ 부근에서 나타나고 있다. 대칭 에어포일(64A006)의 경우를 보면 패널코드인 VLM과 CFD 코드인 TSD가 거의 같은 결과를 보임을 알 수 있는데, 이는 충격파가 존재하지 않는 마하수 수($M = 0.6$)에서 물리적으로도 타당한 결과이다. 하지만, 비대칭 에어포일(64A204)의 경우는 TSD해석 결과와 정성적인 경향은 유사하나 보다 큰 양력 및 피칭 모멘트 수준을 보여주고 있다. 이는 현재 VLM 해석의 경우 캠버 효과를 고려하지 않았기 때문이다.

Fig.8은 공기력의 비선형성이 존재하는 천음속 영역에서의 처짐 해석결과를 아음속의 경우와 비교한 것이다. 본 비교의 목적은 아음속 영역에서의 적층각 영향과 천음속 영역에서의 영향을 함께 고찰하기 위함이다. Fig.8(b)에서는 천음속 공력 비선형성을 고려할 수 있



(a) $M = 0.6$

(b) $M = 0.9$

Fig. 8. Effect of layer angle upon wing tip deflection

는 TSD코드의 해석결과가 더 정확하다고 할 수 있다. 중요한 점은 정량적인 구조 변형 값에는 차이가 있으나, 정성적인 경향성에 있어서는 아음속과 천음속 영역 모두 서로 유사하다는 점이다. 이는 복합재 날개의 정적 공탄성 최적화 설계시 아음속 영역에서의 정적 특성들을 천음속 영역까지 확장 가능함을 보여주는 유용한 결과이다. 천음속 영역에서의 정교한 공탄성 해석을 위해서는 주로 CFD코드를 연계해야 하기 때문에 계산시간이 방대하게 소요되는 단점이 있다. 이는 수많은 반복계산이 요구되는 최적설계 과정에서 엄청난 계산시간의 증가를 초래하게 되어, 결국 CFD 코드를 직접 연계한 공탄성 최적화 연구의 난점이 되고 있다.

3.4 정적공탄성 최적화

최소 변형 조건

최적설계 시스템을 적용하여 정적공탄성 효과에 의한 날개 끝단 변위가 최소로 유지되는 적층각 조건을 구하였다. 계산은 Fig.4의 Model B에 대하여 수행되었다. 본 모델의 경우 그 크기에 있어서는 실제 전투기의 수평 꼬리날개와 유사하며, 표피(skin) 구조만의 강성효과에 대한 최적화를 수행하는 것으로 고려될 수 있다. 실제 꼬리날개의 구조는 내부에 주름스파(corrugated spar)가 있는 복잡한 3차원 구조로 되어 있다. 본 연구에서의 모델은 이중에서 표피 구조만을 떼어내어 고려하는 경우로 볼 수 있으며, 따라서 적용한 동압도 실제 날개의 변위와 유사하도록 설정하였다. 본 연구에서는 72 Pa의 동압을 가정하여 계산을 수행하였으

Table 2. Design results for the minimum tip deflection of a composite tail wing

Case	Best stacking sequence [45/90/-45/θ/0]s	Objef Fn. = Min(δ)
1	$\theta = 0/45/0/45/45/0/0/0/0$	0.128 m ($C_L = 0.462$)
2	$\theta = 30/30/30/0/30/30/45/30/30/45$	0.109 m ($C_L = 0.457$)
Rigid	None	0.0 m ($C_L = 0.44$)
Al-2024	None	0.31 m ($C_L = 0.485$)

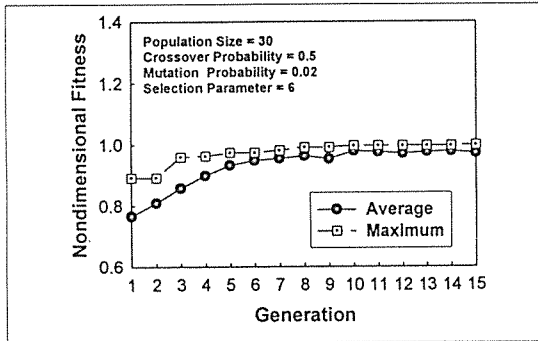


Fig. 9. Convergence iteration of fitness value

며, 자유흐름의 받음각은 10° 로 설정하였다.

Table 2에는 정적공탄성 변형효과를 고려하여 날개의 끝단 앞전(tip leading edge) 변위가 최소가 되는 최적 적층각 조건을 제시하였다. CASE 1의 경우는 [45/90/-45/θ/0]s의 적층각 조건에서 θ 에 대하여 0° , $\pm 45^\circ$, 90° 의 선택조건을 CASE 2의 경우는 0° , $\pm 30^\circ$, $\pm 45^\circ$, $\pm 60^\circ$, 90° 의 선택조건을 가지는 경우이다. 목적함수(obj.)는 날개 끝단 앞전에서의 처짐 변위를 나타내며 단위는 미터(m)이다. 하지만, 가정된 동압 상태에 따라 최적화 수렴결과에 다소 차이가 발생할 수 있다는 점은 유의할 사항이다. 등방성 재질의 알루미늄 날개의 경우는 복합재료 날개와 동일한 무게($t = 2.05$ mm)를 가지는 경우의 결과이다. 알루미늄 날개의 물성치는 Table 1에 제시되어 있다.

Fig.9는 Table 2의 CASE 2에 대한 적합도(fitness) 수렴과정의 예로 최대값과 평균값을 나타내었다. 그림에서 적합도는 날개 끝단(tip) 앞전 최대 처짐을 무차원화한 값이다. 약 10번째 세대부터는 거의 최대

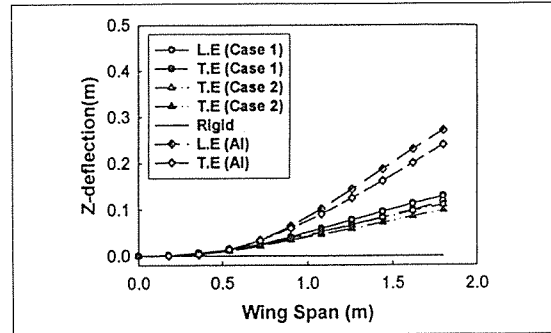


Fig. 10. Deformed shape of wing at leading and trailing edge

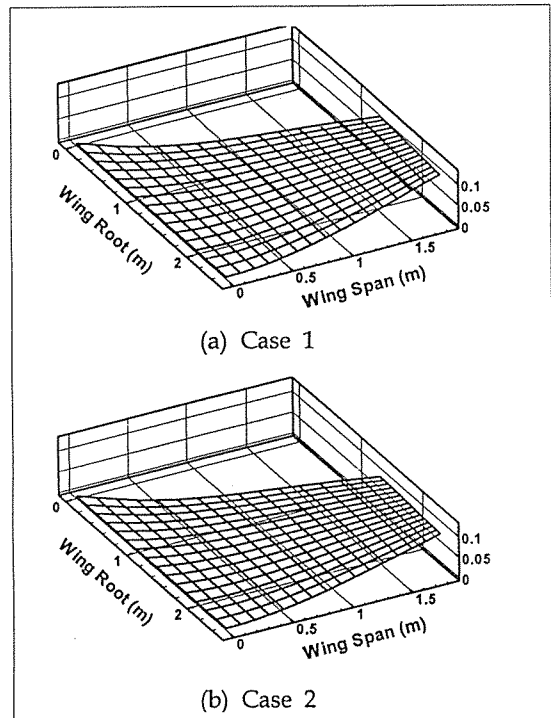


Fig. 11. Deflected wing shape at the minimum deflection condition

적합도에 수렴하였음을 알 수 있다. Fig.9와 같은 수렴도는 교배확률, 변종확률, 토너먼트 선택인수 등의 유전인자 설정 값에 따라 다소 차이가 발생할 수 있다. 따라서 안전한 수렴해를 얻기 위해서는 수치를 바꾸어가며 계산을 수행해 보아야 한다.

Fig.10은 앞전과 뒷전에서 최종 처짐 변위를 그린 것이다. 일반적으로 후퇴각이 있는 탄성날개의 경우 wash-out 효과에 의해 앞전이 숙여지는 전형적인 현

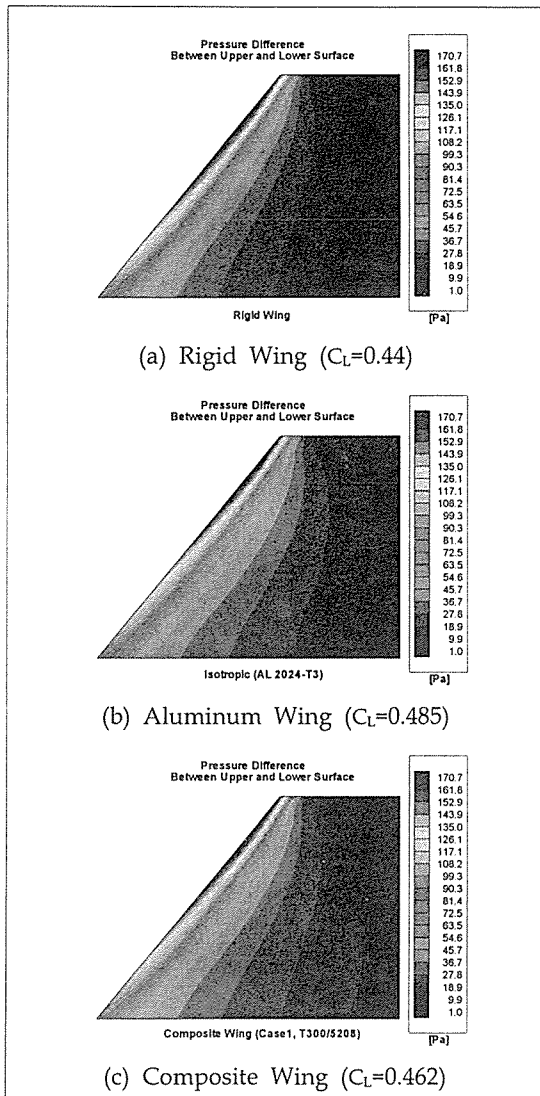


Fig. 12. Contour plot of pressure difference between upper and lower surface

상이 발생되게 된다. 하지만, 적층각 최적화가 수행된 경우 오히려 앞전이 들리는 wash-in 효과를 보이고 있다. 복합재료 날개의 경우 적층각 조합이 좋지 않으면 오히려 wash-in 효과가 너무 크게 나타날 수 있어 정적공탄성 특성 및 스톨(stall) 특성이 취약해질 수 있음에 유의해야 한다.

Fig.11은 Table 2의 결과에 대하여 날개의 변형 후 형상을 3차원으로 그린 것이다. 그림의 물리적 의미는

비행 조건에서 외부 공력 하중과 날개 탄성 복원력의 정적 평형상태를 나타내고 있다.

Fig.12는 강체 날개와 등방성 재료의 알루미늄 날개, Case 1의 복합재료 날개에 대하여 표면 압력 분포를 그린 것이다. 그림의 명암은 날개 위, 아래 면의 압력차를 의미한다. 알루미늄 날개의 경우는 큰 변형으로 인해 강체날개의 경우와 다소 큰 차이를 보이고 있다. 적층각 최적화 연구가 수행된 복합재료 날개의 경우는 최소 변위 효과로 인해 강체 날개의 경우와 별 차이를 보이지 않고 있다. 양력계수의 경우는 알루미늄 날개가 약 9.3%, 복합재료 날개가 약 5%의 차이를 보이고 있다. 구조의 변형이 심하면 비행 상태에서의 양력이나 압력분포가 강체로 해석한 경우에 비해 상당히 달라질 수 있음에 유의해야 한다.

4. 결 론

본 연구에서는 복합재료 날개의 적층각에 대한 정적 공탄성 특성을 살펴보았으며 유전자 알고리즘을 적용하여 적층각 최적화 연구를 수행하였다. 본 연구를 통하여 복합재료 날개의 정적공탄성 특성을 최적화 할 수 있는 해석 시스템이 개발되었다. 날개의 정확한 공력 성능을 예측하기 위해서는 하중재분포 현상과 같이 날개의 변형 형상이 고려되어야 함을 확인하였다. 후퇴각이 있는 복합재료 날개에 대하여 날개의 최소 변형 조건에 대하여 정적 공탄성 특성 최적화 연구를 수행하였다. 본 연구에서의 해석 시스템은 향후 복합재료 날개의 보다 실제적인 최적화 연구 및 설계 과정에서 유용하게 활용될 수 있을 것으로 기대된다.

후 기

본 연구는 1998년도 학술진흥재단 자유공모과제 연구비 지원으로 수행되었으며, 본 과제의 지원에 협조해 주신 재단 및 관계자 여러분께 감사를 표하는 바입니다.

참 고 문 헌

1. Bisplinghoff, R. L., Ashely H. and Halfman, R. L., Aeroelasticity, Addison-Wesley Publishing

Company Inc., 1957.

2. Weisshaar, T. A., "Divergence of Forward Swept Composite Wings", *Journal of Aircraft*, Vol. 17, June 1980, pp. 442-448.

3. Sherrer, V. C., Hertz, T. J., Shirk, M. H., "Wind Tunnel Demonstration of Aeroelastic Tailoring Applied to Forward Swept Wings", *Journal of Aircraft*, Vol. 18, Nov. 1981, pp. 976-983.

4. Hollowell, S. J. and Dugunji, J., "Aeroelastic Flutter and Divergence of Stiffness Coupled, Graphite/Epoxy Cantilevered Plates", *Journal of Aircraft*, Vol. 21, Jan. 1984, pp. 69-76.

5. Lottai, I., "Flutter and Divergence Aeroelastic Characteristics for Composite Forward Swept Cantilevered Wing", *Journal of Aircraft*, Vol. 22, Nov. 1985, pp. 1001-1007.

6. Librescu, L. and Thangjitham S., "Analytical Studies on Static Aeroelastic Behaviors of Forward-Swept Composite Wing Structures", *Journal of Aircraft*, Vol. 28, No. 2, Feb. 1991, pp. 151-157.

7. 양성모, 이 인, "복합재료 평판 날개의 정적 공탄성 특성에 관한 실험적 연구", 한국항공우주학회지, 제 21권, 제2호, 1993, pp. 109~114.

8. Lee, I., Kim, S. H. and Miura H., "Static Aeroelastic Characteristics of a Composite Wing", *Journal of Aircraft*, Vol. 31, No. 6, Nov.-Dec. 1994, pp. 1413-1416.

9. Seidel, D. A., Sandford, M. C., and Eckstrom, V., "Measured Unsteady Transonic Aerodynamic Characteristics of an Elastic Supercritical Wing", *Journal of Aircraft*, Vol. 24, No. 4, April 1987, pp. 225-230.

10. Schuster, D. M., "Application of Navier-Stokes Aeroelastic Methods to Improve Fighter Wing Manuever Performance", *Journal of Aircraft*, Vol. 32, No. 1, Jan.-Feb. 1995, pp. 77-83.

11. Obayashi, S. and Guruswamy G. P., "Convergence Acceleration of a Navier-Stokes Solver for Efficient Static Aeroelastic Computations", *AIAA Journal*, Vol. 33, No. 6, June 1995, pp. 1134-1141.

12. Kapania, R. K., Bhadwaj, M. K., Reichenbach E., and Guruswamy, G. P., "Aeroelastic Analysis of Modern Complex Wings", AIAA-96-4011-CP, 1996, pp. 258-265.

13. Hooker, J. R. and Burner A. W., "Static Aeroelastic Analysis of Transonic Wind Tunnel Models Using Finite Element Methods", AIAA-97-2243, 15th AIAA Applied Aerodynamic Conference June 23~25, 1997.

14. 김동현, 이 인, "항공기 날개의 천음속 정적 공탄성 해석", 한국항공우주학회, 추계학술대회 초록집, 1998, pp. 323-326.

15. Katz, J. and Plotkin, A., *Low-Speed Aerodynamics, From Wing Theory to Panel Methods*, McGraw-Hill, Inc. 1991.

16. Reddy, J. N., *Mechanics of Laminated Composite Plates*, CRC Press, 1993.

17. Reddy, J. N., *Finite Element Method*, 2nd Ed., McGraw-Hill, Inc. 1997.

18. Harder, R. L., Desmarais, R. N., "Interpolation Using Surface Splines", *Journal of Aircraft*, Vol. 9, No. 2, Feb. 1972, pp. 189-191.

19. Goldberg, D. E., *Genetic Algorithm in Search, Optimization and Machine Learning*, Addison-Wesley, 1989.

20. 강지호, 유전자 알고리즘을 이용한 압축하중을 받는 보강된 복합적층판의 최적 설계, 한국과학기술원, 항공우주공학과 석사학위논문, 1999.

21. 이준배, 유전자 알고리즘을 이용한 전체/다목적 최적화 알고리즘의 개발, 한국과학기술원, 기계공학과 박사학위논문, 1996.

22. 김동현, 지선구, 이 인, 권장혁, "미소교란 방정식을 이용한 천음속 유동장 해석", 한국항공우주학회지, 제26권, 제2호, 1998, pp. 1~9.

23. Kim, D. H. and Lee, I., "Transonic and Low-Supersonic Aerodynamic Analysis of a Wing with Underpylon/Store", *Journal of Aircraft*, Vol. 37, No. 1, January-February 2000, pp. 189-191.