



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 48(6), 411-418(2020)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2020.48.6.411

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

적층 파라미터를 활용한 복합재 팬 블레이드의 적층 패턴 최적설계

성운주¹, 전용운², 박정선³

Optimal Design of the Stacking Sequence on a Composite Fan Blade Using Lamination Parameter

Yoonju Sung¹, Yongun Jun² and Jungsun Park³Graduate School of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University^{1,2}Department of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University³

ABSTRACT

In this paper, approximation and optimization methods are proposed for the structural performance of the composite fan blade. Using these methods, we perform the optimal design of the stacking sequence to maximize stiffnesses without changing the mass and the geometric shape of the composite fan blade. In this study, the lamination parameters are introduced to reduce the design variables and space. From the characteristics of lamination parameters, we generate response surface model having a high fitness value. Considering the requirements of the optimal stacking sequence, the multi-objective optimization problem is formulated. We apply the two-step optimization method that combines gradient-based method and genetic algorithm for efficient search of an optimal solution. Finally, the finite element analysis results of the initial and the optimized model are compared to validate the approximation and optimization methods based on the lamination parameters.

초 록

본 논문에서는 복합재 팬 블레이드의 구조적 성능에 대한 근사 및 최적설계 기법을 제안하였다. 그리고 이들을 활용하여 복합재 팬 블레이드의 질량 및 형상의 변화 없이 강성을 최대화하기 위한 적층 패턴의 최적설계를 수행하였다. 이 때 설계 변수 및 설계 영역을 축소하기 위하여 적층 파라미터를 도입하였고, 적층 파라미터의 특성을 활용하여 높은 적합도를 갖는 반응표면 근사모델을 생성하였다. 또한 효율적인 최적해 탐색을 위해 도함수 기반 방법과 유전자 알고리즘을 결합한 2단계 최적화 방법을 적용하였으며, 다양한 요구조건들을 고려한 다목적 최적설계를 수행하였다. 마지막으로 초기 모델과 최적설계 모델의 유한요소해석 결과를 비교하여 적층 파라미터 기반의 근사 및 최적설계 기법을 검증하였다.

Key Words : Composite Fan Blade(복합재 팬 블레이드), Optimal Design(최적설계), Lamination Parameter(적층 파라미터), Finite Element Method(유한요소법), Response Surface Method(반응표면법), Genetic Algorithm(유전자 알고리즘)

† Received : February 19, 2020 Revised : May 11, 2020 Accepted : May 19, 2020

^{1,2} Graduate Student, ³ Professor

³ Corresponding author, E-mail : jungsun@kau.ac.kr

© 2020 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

I. 서 론

최근 항공기 엔진의 연료 소모율을 감소시키기 위한 방안으로써 팬 블레이드를 포함한 엔진 구조물의 경량화를 이루기 위한 연구가 진행되고 있다. 팬 블레이드는 엔진의 높은 rpm에 따른 많은 양의 공기 유량이 유입되며, 그에 따라 발생하는 높은 압력은 팬 블레이드의 형상 변형을 유발한다. 이러한 변형은 초기 설계 시 고려되었던 공기역학적 성능 등의 변화를 발생시키므로, 팬 블레이드의 경량화와 함께 강성 및 강도를 높이기 위한 최적설계 연구가 필요하다.

이에 따라 팬 블레이드에도 복합재를 적용하기 위한 연구가 수행되고 있다. 복합재는 높은 비강성 및 비강도 외에도 두께나 형상의 변화 없이 적층된 ply의 각도와 순서를 조절하여 하중조건에 적합한 방향으로 구조적 성능을 증대시킬 수 있다는 장점을 갖고 있다. 따라서 팬 블레이드와 같이 기하학적 형상이 공기역학적 성능에 크게 영향을 미치는 구조물에서 복합재를 적용하고 적층 순서와 각도를 변화시켜 강성 및 강도를 향상시키는 것이 유리하다[1,2].

복합재 팬 블레이드는 Fig. 1에 나타난 것과 같이 비틀린 형상과 다양한 두께를 지니며 계단식으로 적층된 적층판이고, 적층판 내의 강성이 전체적으로 균일하지 않아 고려해야 할 설계 변수가 매우 많다. 또한 구조물의 강성을 정의하는데도 어려움이 따르며, 이들은 최적설계 문제의 복잡성을 증가시키는 원인이 된다. 그러므로 복합재 팬 블레이드의 특성을 고려하여 일반적인 알고리즘을 개선한 적층 패턴 최적설계 알고리즘이 필요하다.

이와 같이 구조가 복잡하며 강성이 일정하지 않은 복합재 구조물의 적층 패턴 최적설계에는 적층 파라미터가 많이 사용된다. 적층 파라미터는 적층판의 강성과 적층 패턴 사이의 관계를 정의하는 변수로써 적층 패턴의 최적설계에 유용하게 사용될 수 있다. 이에 따라 복잡한 적층 구조를 갖는 복합재 날개 구조 및 보강재 패널 등 다양한 구조물의 적층 패턴 최적설계에 적층 파라미터를 도입한 연구가 수행되었다[3-6]. 이처럼 강성에 대한 최적설계에 적층 파라

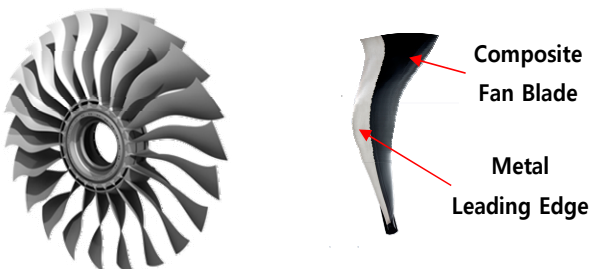


Fig. 1. Configuration of composite fan blade

미터를 설계 변수로 활용하면 설계 영역을 효율적으로 축소할 수 있으며, 적층 패턴의 변화에 대한 구조물의 강성을 간단하게 표현할 수 있다[7].

본 논문에서는 복합재 팬 블레이드의 특성을 고려하여 적층 파라미터를 도입하였으며, 이를 활용한 근사 기법 및 최적설계 알고리즘을 제안하였다. 설계된 형상의 팬 블레이드의 구조적 성능을 최대화하기 위한 적층 패턴 최적설계를 수행하였다. 효율적인 최적설계를 위하여 2단계 최적화 방법을 도입하였으며 다양한 설계 요구조건을 고려한 다목적 최적설계를 수행하고자 한다. 또한 초기 모델과 최적설계 후 모델을 비교하여 적층 파라미터 기반의 근사 및 최적설계 기법을 검증하고자 한다.

II. 적층 파라미터 기반의 구조적 성능 근사 및 최적설계 기법

2.1 적층 파라미터

적층판의 강성행렬 $[A]$, $[B]$, $[D]$ 의 각 요소들은 적층 파라미터와 불변량(invariant)의 선형 결합으로 표현될 수 있다. 이때 불변량은 적층판을 이루는 lamina의 축소 강성행렬 $[Q]$ 의 요소들을 활용하여 식 (1)과 같이 정의된다.

$$\begin{aligned} U_1 &= \frac{1}{8}(3Q_{11} + 3Q_{22} + 2Q_{12} + 4Q_{66}) \\ U_2 &= \frac{1}{2}(Q_{11} - Q_{22}) \\ U_3 &= \frac{1}{8}(Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 4Q_{66}) \\ U_4 &= \frac{1}{8}(Q_{11} + Q_{22} + 6Q_{12} - 4Q_{66}) \\ U_5 &= \frac{1}{8}(Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} + 4Q_{66}) \end{aligned} \quad (1)$$

중심면에 대해 대칭인 적층판의 경우, 면 내 강성행렬 $[A]$ 와 굽힘 강성행렬 $[D]$ 만을 고려할 수 있다. 이러한 경우에는 강성행렬 $[A]$, $[D]$ 에 각각 대응되는 8개의 적층 파라미터 V_i , W_i ($i=1,2,3,4$)로 전체 강성행렬을 나타낼 수 있다. 적층 파라미터 V_i , W_i 는 각각 식 (2), (3)과 같이 정의된다.

$$\begin{bmatrix} V_1 \\ V_2 \\ V_3 \\ V_4 \end{bmatrix} = \frac{1}{h} \int_{-h/2}^{h/2} \begin{bmatrix} \cos 2\theta \\ \sin 2\theta \\ \cos 4\theta \\ \sin 4\theta \end{bmatrix} dz \quad (2)$$

$$\begin{bmatrix} W_1 \\ W_2 \\ W_3 \\ W_4 \end{bmatrix} = \frac{12}{h^3} \int_{-h/2}^{h/2} \begin{bmatrix} \cos 2\theta \\ \sin 2\theta \\ \cos 4\theta \\ \sin 4\theta \end{bmatrix} z^2 dz \quad (3)$$

따라서 식 (1)~(3)에 나타난 불변량 및 적층 파라미터의 1차 결합을 통해 강성행렬을 식 (4)~(5)와 같이 표현할 수 있다. 이처럼 적층판의 ply수에 상관없이 최대 12개의 적층 파라미터만으로 적층판의 전체 강성행렬을 나타낼 수 있다. 그러므로 적층 패턴의 최적설계에 설계 변수로 각 ply의 적층 각도 대신 적층 파라미터들을 활용하면 설계 변수의 개수를 줄일 수 있다. 또한 적층 파라미터와 불변량의 선형 결합으로 강성 행렬을 표현할 수 있으므로, 설계 공간의 비선형성을 줄일 수 있다[8].

$$\begin{bmatrix} A_{11} \\ A_{12} \\ A_{22} \\ A_{16} \\ A_{26} \\ A_{66} \end{bmatrix} = h \begin{bmatrix} U_1 & U_2 & 0 & U_3 & 0 \\ U_1 - U_2 & 0 & U_3 & 0 & 0 \\ U_4 & 0 & 0 & -U_3 & 0 \\ U_5 & 0 & 0 & -U_3 & 0 \\ 0 & 0 & U_2/2 & 0 & U_3 \\ 0 & 0 & U_2/2 & 0 & -U_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 \\ V_1 \\ V_2 \\ V_3 \\ V_4 \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\begin{bmatrix} D_{11} \\ D_{12} \\ D_{22} \\ D_{16} \\ D_{26} \\ D_{66} \end{bmatrix} = \frac{h^3}{12} \begin{bmatrix} U_1 & U_2 & 0 & U_3 & 0 \\ U_1 - U_2 & 0 & U_3 & 0 & 0 \\ U_4 & 0 & 0 & -U_3 & 0 \\ U_5 & 0 & 0 & -U_3 & 0 \\ 0 & 0 & U_2/2 & 0 & U_3 \\ 0 & 0 & U_2/2 & 0 & -U_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 \\ W_1 \\ W_2 \\ W_3 \\ W_4 \end{bmatrix} \quad (5)$$

추가적인 가정을 적용하여 설계 변수로 사용되는 적층 파라미터의 수를 줄일 수 있다. 중심면에 대해 대칭인 적층판 내 $+\theta$ 와 $-\theta$ 의 적층 각도를 갖는 ply가 동시에 존재하면 $V_2=0$ 이 되고, ply 적층 각도가 0° , $\pm 45^\circ$, 90° 로 제한되면 $V_4=W_4=0$ 이 된다. 적층판이 위 조건들을 만족하면 총 8개의 적층 파라미터 중 V_1, V_3, W_1, W_2, W_3 만을 설계변수로 활용할 수 있으며, 본 논문에서는 5개의 적층 파라미터만을 활용하여 최적설계를 수행하였다. W_2 가 다른 적층 파라미터들에 비해 작다고 가정하면 적층 파라미터의 유용 영역은 식 (6)과 같이 포물선의 영역으로 존재한다[9].

$$\begin{aligned} 2V_1^2 - 1 &\leq V_3 \\ 2W_1^2 - 1 &\leq W_3 \end{aligned} \quad (6)$$

적층판을 이루는 ply 두께가 일정할 경우, V_1, V_3 은 식 (2)를 변형하여 식 (7)과 같이 계산된다.

$$V_{1,3} = \frac{1}{h} \sum_{k=1}^N [\cos 2\theta_k, \cos 4\theta_k] t_{ply} \quad (7)$$

위 식에서 h 는 전체 적층판의 두께, N 은 총 적층 수, θ_k 는 k 번째 적층판의 적층 각도, t_{ply} 는 ply 두께를 나타낸다. 즉 V_1, V_3 은 적층 순서에 무관하게 적층 각도가 θ_k 인 ply의 개수 및 구성 비율의 함수임을 위 식을 통해 알 수 있다. 또한 ply 적층 각도가 0° , $\pm 45^\circ$, 90° 로 제한될 경우, 식 (8)이 성립한다.

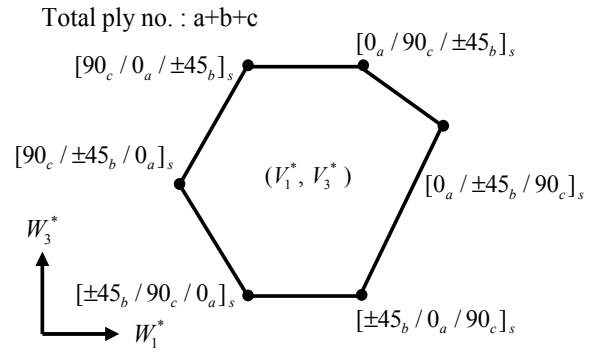


Fig. 2. Feasible region of the out-of-plane lamination parameters

$$V_1 = \frac{n_0 - n_{90}}{n_0 + n_{90} + 2n_{45}}, \quad V_3 = \frac{n_0 + n_{90} - 2n_{45}}{n_0 + n_{90} + 2n_{45}} \quad (8)$$

굽힘 강성에 대한 적층 파라미터 W_i 는 V_i 와 달리 적층 수와 함께 적층 순서에도 영향을 받는다. V_i 의 값이 결정되면 적층 각도 별 ply 개수가 결정되며, 이들의 적층 순서를 조합하여 W_i 의 유용 범위를 계산할 수 있다. Fig. 2는 고정된 V_i 값에 대하여 계산될 수 있는 W_i 의 유용 범위를 나타낸다. 이 때 W_i 의 유용 범위는 육각형의 영역으로 존재하며, 각 꼭짓점은 서로 다른 적층 패턴을 의미한다[10].

2.2 적층 파라미터 기반의 근사 기법

복합재 구조물의 적층 패턴 최적설계에서는 무게나 강성, 최대 변위 등의 구조적 성능이 목적함수 및 제약조건으로 사용된다. 본 연구에서는 복합재 팬 블레이드의 형상 변화 없이 강성을 최대화할 수 있도록 적층 패턴만을 변화해가며 설계하는 것을 목표로 하였다. 이에 따라, 강성 및 구조적 성능에 대한 목적함수, 제약조건의 계산이 필요하다. 그러나 복합재 팬 블레이드와 같이 적층 패턴 및 형상이 일정하지 않은 경우에는 해석적으로 구조물의 강성을 정의하기가 어렵다. 이러한 경우에는 목적함수 및 제약조건의 계산에 유한요소해석을 주로 사용하나, 이는 복잡한 구조물의 형상에 대한 강성 정의가 어렵고 계산 시간이 증가하게 된다는 단점이 있다. 따라서 최적설계 과정에서 필요한 유한요소해석의 수행 횟수를 줄여 최적화 효율을 높이기 위해 복합재 팬 블레이드의 구조적 성능에 대한 반응표면모델을 활용하였다. 적층 패턴은 복합재 팬 블레이드의 구조적 반응에 직접적으로 영향을 미치는 인자이므로, 본 논문에서는 적층 파라미터를 예측 변수로 선정하였다.

2.2.1 실험계획법

반응표면모델의 적합도를 높이기 위해서는 예측 변수들의 실험점을 적절히 설계하는 과정이 필요하다. 예측 변수인 면 내 강성 적층 파라미터 V_1, V_3 과

굽힘 강성 적층 파라미터 W_1, W_2, W_3 는 각각의 유용 영역이 존재한다. 그러나 이들은 서로 독립적이지 않으며 간단한 수식으로 연계되어있기 때문에 유용 영역 내에서 단순히 등 간격으로 생성된 실험점 (V_1, V_3, W_1, W_2, W_3)이 항상 실현 가능한(feasible) 적층 패턴이 되는 것은 아니다. 그러므로 목적함수 및 제약조건의 근사 모델을 생성하기 위해 두 가지의 적층 파라미터가 모두 필요한 경우에는 이 방법을 적용할 수 없다. 굽힘 강성 적층 파라미터의 유용 영역은 면 내 강성 적층 파라미터의 값에 의해 결정된다. 그리고 면 내 강성 적층 파라미터는 $0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ$ ply의 구성 비율을 통해 계산될 수 있다. 따라서 본 논문에서는 적층 파라미터의 특성을 활용하여 실험계획을 생성하는 방법을 제안하였으며, 그 과정은 다음과 같다. 먼저 적층 각도 구성 비율의 경우의 수를 활용하여 V_1, V_3 의 유용 영역 내 실험점들을 구한다. 그리고 V_1, V_3 의 실험점에 대응하는 W_1, W_2, W_3 의 범위를 Fig. 2에 나타낸 적층 패턴에 대하여 계산하며, 각각을 실험점으로 활용한다. 즉, 하나의 V_1, V_3 실험점에 대하여 각각 6개의 W_1, W_2, W_3 실험점이 생성된다. 마지막으로 적은 수의 실험점으로 높은 적합도의 근사 모델을 생성할 수 있도록 D-optimality criterion을 활용하여 실험점들을 선택한다[11].

2.2.2 반응표면모델의 생성

반응표면법(response surface method)은 다중 회귀분석을 수행하여 설계 변수들의 향으로 반응값을 근사화하는 기법이다. 본 논문에서는 비교적 간단한 식으로 높은 적합도의 반응표면모델을 생성할 수 있는 2차 다항식 모형을 사용하였으며, 이는 식 (9)와 같다[11].

$$y = \beta_0 + \sum_{i=1}^n \beta_i x_i + \sum_{i=1, j>i}^n \beta_{ij} x_i x_j \quad (9)$$

위 식에서 x_i 와 y 는 각각 설계 변수와 반응값을 나타내며, β_i 는 회귀분석을 통해 계산되는 미정계수이다. 이 때 설계 변수 x_i 는 5개의 적층 파라미터 V_1, V_3, W_1, W_2, W_3 이고, 반응값 y 는 실험계획법에 의해 생성된 실험점에 대하여 계산된다. 구조적 성능에 대한 근사 모델을 생성하기 위해 강성, 변위, 파손지수, 고유진동수를 반응값으로 선정하였으며, 유한요소해석을 수행하여 실험점에 대한 반응값을 계산하였다. 반응표면모델의 근사 성능은 수정 결정계수 R_{adj}^2 를 통해 평가되며, R_{adj}^2 값이 클수록 좋은 근사 성능을 갖는다.

2.3 적층 파라미터 기반의 최적설계 기법

복합재 구조물의 적층 패턴 최적설계는 유전자 알고리즘과 같은 직접 탐색법(direct search method)이 주로 사용된다. 직접 탐색법은 이산 변수의 순열 문제인 적층 패턴의 최적설계에 적용하기 편리하며 전

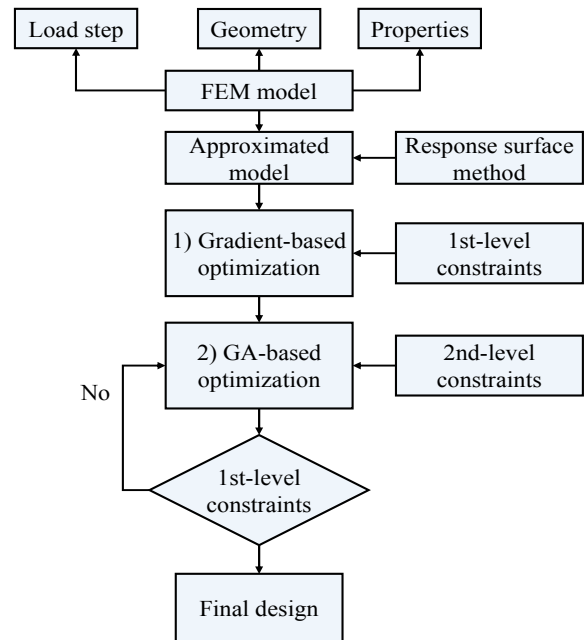


Fig. 3. Flowchart of the two-step optimization

역(global) 최적해를 찾을 수 있다는 장점이 있다. 그러나 설계 영역이 넓을 경우 수렴 속도가 느리며, 많은 양의 계산이 필요하다는 단점이 있다. 이에 따라, 적층 파라미터 기반의 적층 패턴 최적설계에서 도함수 기반 방법과 유전자 알고리즘을 결합한 2단계 최적화 방법이 제안되었다. 최적설계를 2단계로 나누어 수행하며, 1단계에서는 도함수 기반 방법을 활용하여 적층 파라미터의 최적값을 계산한다. 그리고 2단계에서는 유전자 알고리즘을 활용하여 1단계의 결과와 근접한 적층 패턴을 탐색한다[12]. 본 논문에서는 기존에 제안된 2단계 최적화 방법을 응용하여 복합재 팬 블레이드의 적층 패턴 최적설계에 적용하였으며, 이를 도식화하여 나타내면 Fig. 3과 같다.

2.3.1 1단계 최적설계

1단계 최적설계에서는 5개의 적층 파라미터 V_1, V_3, W_1, W_2, W_3 를 설계 변수로 설정하고, 도함수 기반 방법을 활용하여 그 최적해를 탐색한다. 적층 파라미터의 최적해 V_i^* 는 $0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ$ ply의 갯수를 결정하며, W_i^* 는 최적 적층 패턴의 기준이 된다. 목적함수는 강성의 역수인 컴플라이언스의 최소화이며, 구조적 성능에 대한 제약조건은 최대 톱 변위, 최대 파손 지수, 1차 고유진동수를 사용하였다. 또한 식 (6)으로 나타낸 적층 파라미터의 유용 영역에 대한 조건과 함께 Diaconu[13]가 제시한 면 내/굽힘 강성 적층 파라미터 사이의 관계식을 제약조건으로 활용하였다.

2.3.2 2단계 최적설계

2단계에서는 1단계에서 결정된 적층 파라미터의 최적값을 활용하여 설계 변수인 적층 패턴의 최적설계

를 수행한다. 결정된 0°, ±45°, 90° ply의 최적 개수를 활용하여 이들의 최적 배열을 찾는 것이 2단계 최적 설계의 목표가 된다. 따라서 본 논문에서는 수정된 순열 유전자 알고리즘(modified permutation genetic algorithm)을 사용하였다. 순열 유전자 알고리즘에서는 교차(cross-over) 연산을 다른 연산으로 대체할 수 있으며, 그 중 역변환(inversion) 연산을 사용하였다. 또한 변이(mutation) 연산도 이에 적합하게 수정되었으며, 이들의 예시를 나타내면 다음과 같다[14,15].

1) 역변환(Inversion) : 개체 내 2개의 절점을 임의로 선택 후 그 사이에 있는 요소 순서 반전

Parent 1 : [1 3 | 4 5 6 | 2] → Child 1 : [1 3 | 6 5 4 | 2]

2) 변이(Mutation) : 개체 내 2개의 요소를 임의로 선택 후 순서 교환

Parent 1 : [1 2 3 4 5 6] → Child 1 : [1 2 5 4 3 6]

2단계에서는 여러 개의 목적함수를 고려한 다목적 최적설계를 수행하였다. 1단계에서 결정된 적층 파라미터의 최적값 W_i^* 과 설계된 적층 패턴에서 계산된 W_i 의 차이와 컴플라이언스를 최소화해야 할 목적함수로 사용하였다. 그리고 $+\theta$ 와 $-\theta$ ply의 대칭 조건(balanced), 연속 적층 제한 등의 적층판 설계 규칙의 위반에 대한 벌점 함수도 목적함수로 사용하였다. 따라서 총 3개의 목적함수를 고려하였으며, 다목적 최적설계 문제를 일반 최적설계 문제로 변환하기 위하여 식 (10)과 같은 가중치 합 방법을 사용하였다.

$$f = w_1f_1 + w_2f_2 + \dots + w_n f_n = \sum_{i=1}^n w_i f_i \quad (10)$$

III. 근사 및 최적설계 기법의 적용

3.1 복합재 팬 블레이드의 구조해석 모델

복합재 팬 블레이드는 Fig. 4와 같이 전체적으로 두께가 일정하지 않고 비틀린 형상을 갖고 있다. 이에 따라 ply의 형상이 일정하지 않으며, ply 수의 감소에 의해 ply-drop이 있는 테이퍼 형태의 적층판이 되고

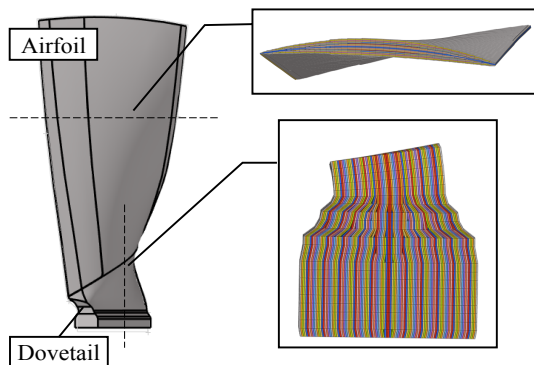
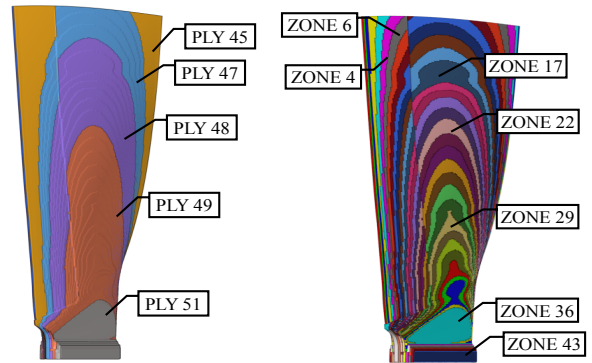


Fig. 4. The cross-sections of the composite fan blade



(a) Geometry of the plies (b) Distribution of the zones

Fig. 5. Finite element model of the composite fan blade

복합재 팬 블레이드의 적층 패턴 및 강성은 위치에 따라 변화한다. 본 논문의 복합재 팬 블레이드 모델은 중심면에 대해 대칭인 112개의 ply로 구성하였으며, 적층 각도는 0°, ±45°, 90°로 제한하였다. 최적화 문제를 단순화하기 위해 적층 패턴이 같은 요소들을 하나의 영역으로 통합하였으며, 이는 Fig. 5와 같다. 테이퍼 형태의 적층판은 모든 ply가 적층된 가장 두꺼운 영역의 적층 패턴에 의해 다른 영역의 적층 패턴이 결정된다. 따라서 112개의 모든 ply가 적층된 영역의 적층 패턴을 설계 영역으로 선정하여 최적설계를 수행하였다. 유한요소모델은 Hypermesh를 사용하여 모델링하였으며, 총 37740개의 CQUAD4 요소로 구성하였다. 유한요소해석은 Optistruct를 활용하여 수행하였고, 최적화 프로그램은 MATLAB을 활용하여 작성되었다. 이 때 적용된 물성 및 하중/경계조건은 각각 Table 1과 Table 2에 나타내었다.

Table 1. Material properties of composite fan blade

Property	Value	Property	Value
E_1 (MPa)	159000	X_t (MPa)	1827
E_2 (MPa)	8960	X_c (MPa)	1236
G_{12} (MPa)	4690	Y_t (MPa)	44.1
v_{12}	0.316	Y_c (MPa)	199
ρ (kg/m^3)	1580	S (MPa)	84.7

Table 2. Magnitude and location of loads and boundary conditions

Type	Magnitude	Location
DOF constraint	$U_x=U_y=U_z=0$	Bottom of dovetail
Aero. load (distributed)	Total 470 N in y direction	Airfoil
	Total 650 N in z direction	
Rotational velocity	7000 RPM	Rotation center

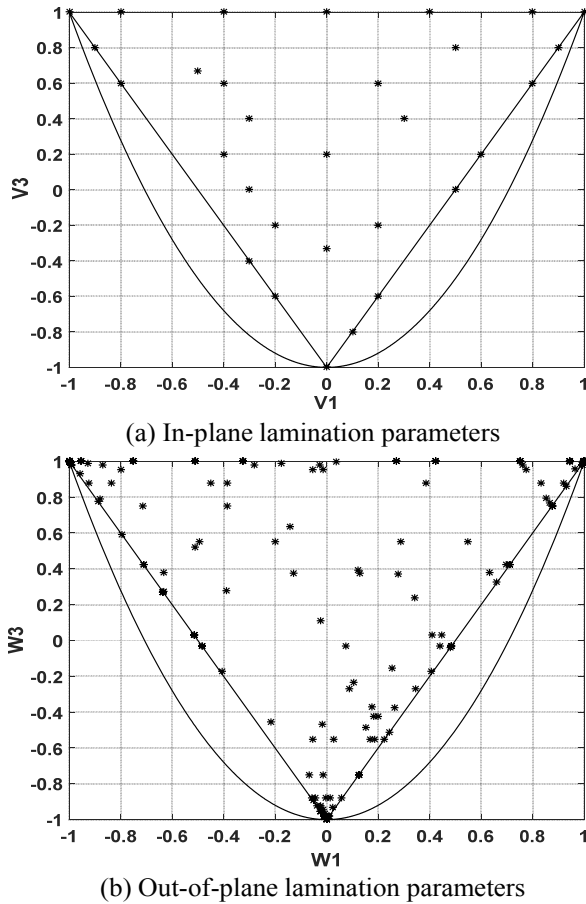


Fig. 6. Selected design points by DOE

3.2 구조적 성능 근사 기법의 적용

본 논문에서 제안된 적층 파라미터 기반의 실험계 획법을 순차적으로 적용하여 산출된 적층 파라미터들의 실험점은 Fig. 6과 같다. 각각의 실험점들에 대해 유한요소해석을 수행하여 컴플라이언스, 최대 팁 변위, Tsai-wu 파손지수, 1차 고유진동수에 대한 2차 다항식 모형의 반응표면모형을 생성하였으며, 수정 결정계수 R_{adj}^2 는 모두 95% 이상이 되도록 하였다. 반응표면모형의 근사 성능을 검증하기 위해 임의의 적층 파라미터를 갖는 5개의 적층 패턴을 생성하여 반응표면모형과 유한요소해석의 결과를 비교하였으며, 이는 Table 3과 같다. 이 때, 반응표면모형이 약 10% 내외의 오차로 유한요소해석 결과를 예측함을 확인하였다.

3.3 적층 패턴 최적설계 기법의 적용

3.3.1 1단계 최적설계 결과

1단계 최적설계에서는 모든 ply가 적층된 영역의 적층 파라미터 V_1, V_3, W_1, W_2, W_3 를 설계 변수로 사용하였다. 목적함수는 강성의 역수인 컴플라이언스의 최소화이며, 구조적 성능 및 적층 파라미터에 대한 제약조건을 적용하였다. 목적함수와 구조적 성능 제약조건

Table 3. Comparison of the results between the finite element analysis and the response surface method

Case	Error (%)			
	Compliance	Tip disp.	Failure index	Natural freq.
1	1.58	12.84	15.12	0.86
2	2.12	10.11	12.59	0.95
3	0.23	2.76	13.76	0.95
4	2.26	7.21	9.89	0.26
5	4.76	3.39	1.86	2.16
mean	2.19	7.57	10.64	1.04

Table 4. The results of 1st step optimal design

V_1	V_3	W_1	W_2	W_3
0.4643	0.4286	0.9345	0.0315	0.8750
n_0	$n_{\pm 45}$	n_{90}	n	-
66	32	14	112	-

계산에는 생성된 반응표면모형을 사용하였다. 1단계 최적설계 문제를 정식화하여 나타내면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \text{Min} & \quad f(V_i, W_i) \\ \text{Find} & \quad V_1^*, V_3^*, W_1^*, W_2^*, W_3^* \\ \text{Subject to} & \quad g_1(V_i, W_i) \leq 2.5 \\ & \quad g_2(V_i, W_i) \geq 220 \\ & \quad g_3(V_i, W_i) \leq 0.5 \\ & \quad C_k(V_i, W_i) \leq 0 \end{aligned} \tag{11-15}$$

함수 f 와 g_i 는 구조적 성능에 대한 반응표면모형을 의미한다. 식 (11)의 f 는 강성의 역수인 컴플라이언스이며, 식 (12)의 g_1 은 팁 변위, 식 (13)의 g_2 은 1차 고유진동수, 식 (14)의 g_3 은 최대 파손지수이다. 또한 식 (15)의 C_k 적층 파라미터 V_i, W_i 에 대한 제약조건들을 의미한다. 최적해 탐색 알고리즘으로는 SQP를 사용하였으며, 그 결과는 Table 4와 같다.

3.3.2 2단계 최적설계 결과

2단계에서는 1단계의 결과를 활용하여 최적설계를 수행한다. 1단계에서 결정된 $0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ$ ply의 갯수는 고정되며, 최적해와 가장 근접한 적층 파라미터를 갖는 적층 패턴을 설계하는 것이 목표가 된다. 컴플라이언스와 적층판 설계 규칙에 대한 벌점함수도 최소화해야 할 목적함수가 되므로, 3개의 목적함수를 가중치 합 방법을 사용하여 하나의 목적함수로 결합하여 비제약 최적설계 문제로 변환하였다. 그리고 가중치를 조절하여 우선순위를 변경하면서 3가지 Case에 대해 최적설계를 수행하였다. 3가지 Case는 각각

적층 파라미터, 적층판 설계 규칙, 컴플라이언스에 대한 목적함수에 우선순위를 두어 수행되었다. 2단계 최적설계 문제를 정식화하면 식 (16)과 같다.

$$\begin{aligned} \text{Min } f &= \sum_{i=1}^3 w_i f_i \\ \text{Find } & \text{optimal stacking sequence} \\ & [\theta^1/\theta^2/\theta^3/\dots/\theta^n/2]_s, \theta = 0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ \end{aligned} \quad (16)$$

위 식에서 f_1 는 적층 파라미터, f_2 는 적층판 설계 규칙, f_3 은 컴플라이언스에 대한 목적함수를 의미하며, w_i 는 각 목적함수에 곱해지는 가중치 값을 나타낸다. 이 때 적층 파라미터에 대한 목적함수 f_1 은 식 (17)과 같이 정의할 수 있다.

$$f_1 = \sum_{i=1}^3 \sqrt{(W_i^* - W_i)^2} \quad (17)$$

최적해의 탐색은 순열 유전자 알고리즘을 활용하여 수행하였다. 3가지 Case에 대해 적층 파라미터의 최적값을 비교하여 유용 영역과 함께 나타내면 Fig. 7과 같다. 이 때, 적층 파라미터에 대한 가중치를 가장 높게 둔 Case 1에서 최적해와 가장 근접한 적층 파라미터가 계산됨을 확인할 수 있다. 3가지 Case의 적층 패턴에 대하여 적층 파라미터 W_1, W_2, W_3 의 최적해와 유한요소해석을 수행한 결과를 비교하면 Table 5와 같다. Case 1의 적층 패턴이 1단계의 최적해와 가장 근접한 적층 파라미터가 계산되며 가장 우수한 구조적 성능을 가지므로 이를 최적 적층 패턴으로 선정하였다. Table 6은 초기 설계와 최적 적층 패턴을 적용한 설계의 적층 파라미터와 유한요소해석 결과를 각각 비교한 것을 나타낸다. 최적설계 결과, 1 단계 목적함수인 컴플라이언스는 초기 설계 대비 약 11% 감소하였다. 또한 구조적 성능에 대한 제약조건도 모두 만족하였으며, 최대 톱 변위와 파손 지수는

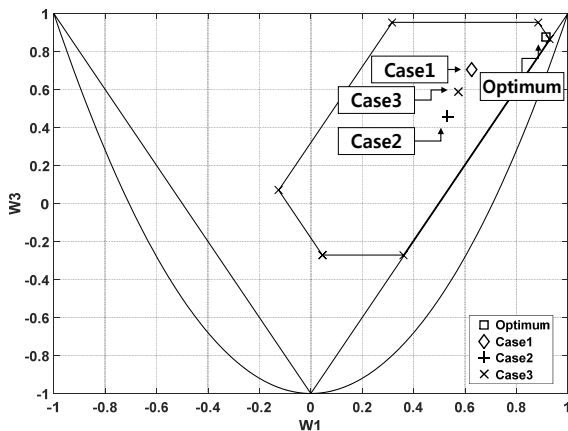


Fig. 7. The comparison of results on lamination parameters in feasible region

Table 5. The FEM results of optimal stacking sequence of 3 cases

	Case 1 ($ W_i^* - W_i $)	Case 2 (penalty)	Case 3 (compl.)
W_1, W_2, W_3	0.626, 0.024, 0.705	0.531, 0.034, 0.456	0.574, 0.012, 0.587
Compl.	4798.9	4990.9	4707.7
Tip disp. (mm)	2.481	2.214	2.319
F.I. (Tsai-wu)	0.391	0.428	0.366
1 st natural freq. (Hz)	229.676	221.922	230.53

Table 6. The comparison of results on initial and optimized designs

	Initial design	Opt. design	
V_1, V_3	0.2143, -0.1429	0.4643, 0.4286	-
W_1, W_2, W_3	0.1935, 0.0431, -0.2361	0.6264, 0.0237, 0.7048	-
$n_0, n_{\pm 45}, n_{90}$	36, 64, 12	66, 32, 14	-
Compl.	5383.6	4798.9	-11.1%
Tip disp. (mm)	2.746	2.481	-9.65%
F.I. (Tsai-wu)	0.453	0.391	-13.1%
1 st natural freq. (Hz)	218.71	229.67	+5.02%

약 10% 감소하면서 1차 고유진동수는 약 5% 증가하였다. 따라서 최적설계 후 모델이 초기 모델보다 더 향상된 강성 및 구조적 성능을 가짐을 확인하였다.

IV. 결론

본 논문에서는 설계된 복합재 팬 블레이드의 형상의 강성을 최대하기 위한 적층 패턴의 최적설계를 수행하였다. 최적설계의 효율을 높이기 위하여 적층 파라미터를 도입하였으며, 이를 활용한 구조적 성능 근사 기법을 제안하였다. 그리고 제안된 근사 기법을 활용하여 유한요소해석 결과와 비교해 보았을 때 10% 이내의 오차로 구조적 성능을 예측할 수 있는 반응표면모델을 생성하였다.

기존의 적층 파라미터 기반 2단계 최적화 방법을 응용하여 복합재 팬 블레이드의 적층 패턴 최적설계를 수행하였다. 이 때, 구조적 성능에 대한 목적함수 및 제약조건 함수를 계산하는데 반응표면모델을 활용하였다. 1단계에서는 적층 파라미터의 최적해를 탐색하였으며, 2단계에서는 1단계의 결과를 활용하여 실제 적층 패턴의 최적설계를 수행하였다. 적층 파라미터, 적층판 설계 규칙, 구조적 성능에 대한 조건을 만족하는 적층 패턴을 설계하기 위해 다목적 최적설계를 수행하였다. 이 때, 각각의 목적함수에 대해 우선순위를 다르게 하여 세 가지 case로 최적설계를 수행하였다. 최적설계 결과, 적층 파라미터에 대해 가장 높은 우선순위를 둔 적층 패턴이 최적의 적층 패턴으로 선정되었다. 1단계에서 계산된 최적해와 가장 근접한 적층 파라미터가 계산됨과 함께 1단계의 목적함수인 컴플라이언스는 초기 설계 대비 11.1% 감소하여 강성이 향상됨을 확인하였으며, 구조적 제약조건 및 적층판 설계 규칙을 만족함을 확인하였다.

따라서 본 논문에서 제안한 적층 파라미터 기반의 근사 및 최적설계 기법이 복합재 팬 블레이드와 같이 형상이 복잡하거나 ply-drop이 있는 적층판의 적층 패턴 최적설계에 효과적으로 적용될 수 있음을 검증하였다. 또한 설계된 형상과 ply 수에 대해 적층 패턴의 최적설계만으로 복합재 팬 블레이드의 강성을 향상시킬 수 있음을 확인하였다.

후 기

본 연구는 항공우주부품기술개발사업의 '10,000lbf 급 항공기 터보팬 엔진용 효율 90% 복합재 팬 원천 기술개발 및 성능시험평가' 과제의 지원에 의해 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

References

- 1) Coroneos, R. M., "Structural Analysis and Optimization of a Composite Fan Blade for Future Aircraft Engine," NASA/TM-2012-217632, 2012.
- 2) Jeong, J. Y., Cho, Y. S. and Ha, S. K., "Design of Optimal Fiber Angles in the Laminated Composite Fan Blades," *Transactions of the KSME, A*, Vol. 21, No. 11, 1997, pp. 1765~1772.
- 3) Ghiasi, H., Pasini, D. and Lessard, L., "Optimum Stacking Sequence Design of Composite Materials Part 1 : Constant Stiffness Design," *Composite Structures*, Vol. 90, No. 1, 2009, pp. 1~11.
- 4) Liu, D., Toropov, V. V., Querin, O. M. and Barton, D. C., "Bilevel Optimization of Blended Composite Wing Panels," *Journal of Aircraft*, Vol. 48, No. 1, 2011, pp. 107~118.
- 5) Enrique, H. J., Weaver, P. M. and Friswell, M. I., "Optimization of Long Anisotropic Laminated Fiber Composite Pannels with T-shaped Stiffeners," *AIAA Journal*, Vol. 45, No. 10, 2007, pp. 2497~2509.
- 6) Irisarri, F. X., Abdalla, M. M. and Gurdal, Z., "Improved Shepard's Method for the Optimization of Composite Structures," *AIAA Journal*, Vol. 49, No. 12, 2011, pp. 2726~2736.
- 7) Miki, M., "Design of Laminated Fibrous Composite Plates with Required Flexural Stiffness," *ASTM STP 864*, 1985, pp. 387~400.
- 8) Gurdal, Z., Haftka, R. T. and Hajela, P., *Design and Optimization of Laminated Composite Materials*, Wiley-Interscience, NewYork, 1999.
- 9) Fukunaga, H. and Vanderplaats, G. N., "Stiffness Optimization of Orthotropic Laminated Composites Using Lamination Parameters," *AIAA Journal*, Vol. 29, No. 4, 1991, pp. 641~646.
- 10) Liu, D. and Toropov, V. V., "Weight and Mechanical Performance Optimization of Blended Composite Wing Panels Using Lamination Parameters," *Structural and Multidisciplinary Optimization*, Vol. 52, No. 3, 2015, pp. 549~562.
- 11) Todoroki, A. and Ishikawa, T., "Design of Experiments for Stacking Sequence Optimizations with Genetic Algorithm Using Response Surface Approximation," *Composite Structures*, Vol. 64, No. 3-4, 2004, pp. 349~357.
- 12) Yamazaki, K., "Two-Level Optimization Technique of Composite Laminate Panels by Genetic Algorithms," *Proceedings of 37th AIAA/ASME/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, 1996, pp. 1882~1887.
- 13) Diaconu, C. G., Sato, M. and Sekine, H., "Feasible Region in General Design Space of Lamination Parameters for Laminated Composites," *AIAA Journal*, Vol. 40, No. 3, 2002, pp. 559~565.
- 14) Liu, B., Haftka, R. T., Akgun, M. A. and Todoroki, A., "Permutation genetic algorithm for stacking sequence design of composite laminates," *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, Vol. 186, No. 2-4, 2000, pp. 357~372.
- 15) Bates, S. T. and Sienz, J., "Formulation of the Optimal Latin Hypercube Design of Experiments Using a Permutation Genetic Algorithm," *45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, 2004, pp. 1~7.