

시뮬레이티드 어닐링을 이용한 스마트 무인기 덕트의 최적화

Optimization of an Exhaust Duct of Smart UAV by Simulated Annealing

임종빈*, 윤동영, 박정선(한국항공대학교)

1. 서론

무인항공기는 고온의 연소가스등으로 인하여 많은 구성부품에 고온이 발생하므로 고온 내열 재료의 사용이 필요하다. 이에 따라 최근 들어 연구되고 있는 많은 신소재 중에서 경사기능재료(functionally graded material, FGM)와 같은 이질재료가 초고온의 열을 받는 분야에서 주목을 끌고 있다[1]. 이 경사기능재료는 고온의 환경에서 열에 저항하기 위해 한쪽 재료는 세라믹으로, 다른 쪽 재료는 가볍고 구조적 강성을 지닌 금속재료로 하고 중간층은 점차적으로 변화된 재료를 사용한 일종의 복합재료이다. 이러한 소재는 재료의 물성치가 위치 및 온도에 대해 연속적인 함수관계를 가지게 된다[2]. 경사기능재료는 구성요소의 적당한 조합에 의해 열응력을 줄일 수 있으므로 초고온 환경에 적합한 항공우주 분야 및 핵 연료반응분야 등에서 지속적인 개발 및 발전이 이루어져 활용범위를 넓히고 있다. 경사기능재료는 뛰어난 내열성을 지니는 특성으로 고온 상태에서 많이 사용된다.

경사기능재료의 이러한 특성은 경사기능 층이 많은 영향을 주는 것으로 알려져 있다. 그러므로 본 논문에서는 이러한 경사기능재료의 경사기능 층을 최적화 하였다. 최적화 방법은 전역적 최적화 기법은 시뮬레이티드 어닐링(simulated annealing)을 이용하였다[3].

2. 이론적 배경

2.2 경사기능재료의 물성

경사기능재료 양단은 Fig. 1에서 보는 것과 같이 한쪽은 구조물을 지지하기 위하여 가벼운 금속으로 하고, 다른 한쪽은 고온의 열하중에 견디기 위하여 세라믹 재료로 구성된다. 경사기능재료의 중간의 재료는 두 소재의 임의의 배합

으로 만들어지고, 각 소재의 기능성을 보이기 위하여 체적비와 기공률이 점진적인 변화를 갖는다. 열 및 기계적 물성치는 위치에 따라 연속적으로 변화하고, 구성소재의 적당한 배합에 의해 열응력을 완화시키는 것이 가능하다. 본 연구에서는 원통의 경사기능재료에 대한 물성치가 선형적으로 변한다는 가정을 가지고 혼합법칙(rule of mixture)과 Green 함수를 이용하여 경사기능재료에 대한 물성치를 식(1)-(6)로 나타낸다.



Fig. 1. A shape of FGM

$$\lambda = \frac{\lambda_c + 3\lambda_c(\lambda_m - \lambda_c)V_m}{3\lambda_c + (\lambda_m - \lambda_c)V_c} \quad (1)$$

$$E = \frac{E_c\{E_c + (E_m - E_c)V_m^{2/3}\}}{E_c + (E_m - E_c)(V_m^{2/3} - V_m)} \quad (2)$$

$$\alpha = \frac{\alpha_m K_m V_m + \alpha_c K_c V_c}{K_m V_m + K_c V_c} \quad (3)$$

$$\nu = \nu_m V_m + \nu_c V_c \quad (4)$$

$$\rho = \rho_m V_m + \rho_c V_c \quad (5)$$

$$C = \frac{C_m \rho_m V_m + C_c \rho_c V_c}{\rho_m V_m + \rho_c V_c} \quad (6)$$

$$K_m = \frac{E_m}{2(1-\nu_m)}, K_c = \frac{E_c}{2(1-\nu_c)}, V_c = 1 - V_m$$

여기서 λ 는 열전도도, E 는 탄성계수, α 는 열팽창계수, ν 는 포와송비, ρ 는 밀도, C 는 비열을 나타내며, V_m 은 금속의 체적비이며, 하첨자 m 과 c 는 각각 금속과 세라믹 재료를 나타낸다.

2.2 시뮬레이티드 어닐링

시뮬레이티드 어닐링은 이름에서도 알 수 있듯이 물리적인 풀림(annealing)개념을 도입한 것이다. 풀림은 고체를 녹는 점 이상으로 가열한 후에 다시 서서히 조절하여 냉각시켜 매우 낮은 내부 에너지 상태의 결정 구조를 갖게 하는 방법이다. 풀림 과정에서 시스템의 에너지 변화는 다음과 같다. 열을 가해서 에너지를 끌어올린 다음, 에너지 변화 결과를 계산하는데, 에너지의 차 ($E_j - E_i$)가 0보다 작거나 같으면 상태 j 는 현재의 상태로 받아들여지고, 에너지의 차가 0보다 크면, 그 시스템은 식(7)에 의하여 새로운 상태로 전환될 수도 있고 그렇지 않을 수도 있다. 이 과정은 시스템이 안정된 상태로 진입될 때까지 지속적으로 매 온도 상태마다 행해진다.

$$\exp\left(\frac{E_i - E_j}{k_B T}\right) \quad (7)$$

여기서, k_B 는 볼츠만 상수이고, T 는 온도, E_i 는 현재상태의 에너지, E_j 는 다음상태의 에너지이다. 이것을 metropolis criterion이라 하고, 알고리즘을 metropolis algorithm이라 한다. 열적 평형은 다음의 볼츠만 분포로 특성지어진다.

$$P_T \frac{1}{Z} = \frac{1}{Z(T)} \exp\left(\frac{-E_i}{k_B T}\right) \quad (8)$$

$$Z(T) = \int \exp\left(\frac{-E_i}{k_B T}\right)$$

시뮬레이티드 어닐링은 국소적 최소해로부터의 천이(transition)가 가능한 목적함수를 무작위로 평가하여 최적해를 구하는데, 이때 함수는 앞에서 설명한 metropolis criterion에 의하여 평가된다. 여기서는 온도를 조절하는 패러미터 c 를 도

입한다. 그러면 acceptance probability는 다음과 같다.

$$P_c\{\text{accept } j\} = \begin{cases} 1 & \text{if } f(j) \leq f(i) \\ \exp\left(\frac{f(i) - f(j)}{c}\right) & \text{if } f(j) > f(i) \end{cases} \quad (9)$$

목적함수를 구해가면서 최적해를 찾는 과정에 있어서 시뮬레이티드 어닐링의 경우 목적함수 값이 향상되는 방향과, 퇴보하는 방향 모두가 탐색경로에 포함이 되며 c (control parameter) 값이 0에 가까울수록 가치 퇴보는 점점 적게 허용이 되며 c 값이 0이 되면 결국 가치 퇴보는 전혀 허용되지 않는다. 이것은 시뮬레이티드 어닐링이 국부적 탐색방법에서 자주 범하기 쉬운 국부적 최소화를 어떻게 벗어나는지를 보여준다. 가치퇴보는 $\exp\left(\frac{f(i) - f(j)}{c}\right)$ 값과 [0, 1]사이의 난수를 비교하여 적용시킨다. 또한 매개변수 c 의 선택에 따라 수렴속도가 변하는 것을 알 수 있다. 비록 이 방법은 최적해를 구하기 위해서는 매우 많은 함수를 평가해야 되는 단점을 가지고 있지만, 나쁜 구속 조건(ill-conditioned)의 함수에서도 높은 정확성을 가지고 전역적 최적해를 구해낼 수 있다는 강한 장점을 지니고 있다.

3. 덕트의 최적화

3.1 경사기능재료를 적용한 덕트

스마트 무인기의 배기 덕트 내부는 고온을 견딜 수 있고 주위 구조물에 피해를 주지 않는 재료가 필수적일 것이다. Fig. 2은 스마트 무인기의 엔진 및 덕트의 형상을 나타낸다.

본 논문에서는 최근에 연구되고 있는 많은 신소재 중에서 경사기능재료(functionally graded material, FGM)를 엔진 배기 덕트 구조에 적용하여 열응력과 크리프 해석을 수행하였다. Fig. 3는 4개의 경사기능 층을 가진 경사기능재료를 사용한 덕트의 단면을 보여주고 있다. 덕트의 안쪽부분은 열저항에 강한 세라믹으로 구성되어 있고 바깥부분은 구조를 지탱하기 위한 금속으

로 구성되어 있다.

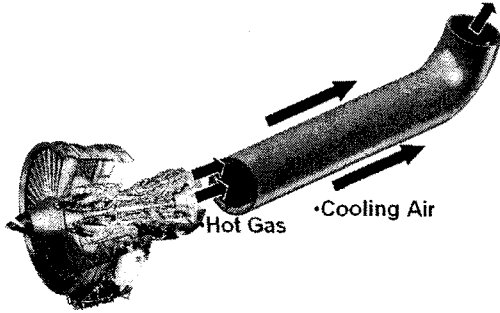


Fig. 2. An engine duct of smart UAV

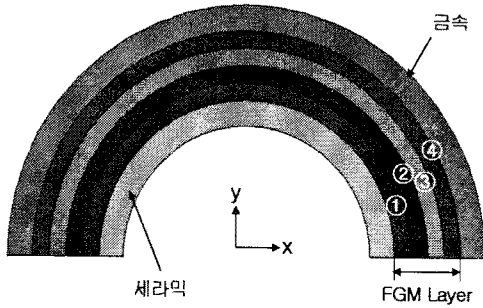


Fig. 3. Cross section view of duct with FGM

3.2 경사기능 층의 최적화

경사기능재료와 같은 이질재료가 극한적인 열 하중을 받는 구조설계분야에서 주목을 끌고 있다. 이러한 이질재료는 물성치가 다른 두개의 재료로 구성되며, 하나는 고온의 환경에서 극한적인 열 하중을 견딜 수 있는 세라믹과 같은 내열재료이며, 다른 하나는 구조적 강성을 담당하는 경량의 금속재료이다. 이러한 재료들은 서로 다른 두 재료의 임의의 조성을 지닌 일종의 혼합물로서 재료의 조성분포에 따라 열응력의 분포가 변화하게 된다. 즉 열 응력분포는 두 재료의 열적 및 기계적 물성치와 재료의 조성분포에 관한 연속적인 함수관계를 가지게 된다. 그러므로 두 재료의 조성분포를 조절함으로써 열응력을 감소시키는 것이 가능하며, stepwise한 경사기능재료의 경우 경사기능 층의 수를 결정하는 것도 열응력을 최대로 줄이기 위한 방법이다. 본 연구에서는 stepwise 경사기능재료의 층에 대한 최적화를 전역적 최적화 기법인 시뮬레이티드 어닐링을 적용하여 최적화를 수행하였다.

본 연구에서는 stepwise 경사기능재료의 층의 수에 대한 최적화를 수행하였다. 본 연구에서 사용한 경사기능재료는 세라믹은 zirconium oxide를 금속재료는 titanium 4AV-4V 이다. 경사기능재료 각각의 경사기능 층의 기공률과 체적비는 층의 수에 비례하여 고르게 분포한다고 가정하였으며, 1차원 문제로 가정하여 FVM(Finite Volume Method)을 이용하여 경사기능재료의 온도분포를 계산 하였다.

경사기능재료의 최적화에서 목적함수는 경사기능재료의 응력을 최소화하는 것이며, 설계변수는 경사기능재료의 층의 수로 설정하였다. 또한 제한조건은 각각의 경사기능재료 층의 응력이 세라믹 재료인 지르코늄의 허용응력을 넘지 않게 설정하였으며, 이 때 안전계수는 2를 사용하였다.

$$\text{Minimize : } F(\vec{X}) = \sum_{i=1}^{NE} \sqrt{(\sigma_{fgm})_i^2} \quad (10)$$

Subject to :

$$\frac{\frac{3}{4} \sigma_{fgm}}{(\frac{3}{4} \sigma_c)_y} - 1 \leq 0 \quad (11)$$

여기서, σ_{fgm} 는 경사기능재료 각 층의 응력이며, $(\sigma_c)_y$ 는 지르코늄의 허용응력을 나타낸다.

3.3 경사기능 층의 최적화 결과

Stepwise 경사기능재료 층의 수에 대한 최적화는 경사기능재료의 체적비가 층의 수에 비례하여 변화한다고 가정하여 수행되었다. 그 결과 본 경사기능재료의 해석조건과 크기에 대한 경사기능 층의 최적화 수는 21개로 나타났다. 이러한 결과는 Table 6에서 확인할 수 있다.

Table 1. Optimization results

	Initial	Optimum
목적함수 (Mpa)	0.449	0.443
설계변수	4	21

4. 결 론

무인항공기 배기 덕트에 경사기능재료를 적용하였고, 그 때의 경사기능재료의 경사기능 층을 시뮬레이티드 어닐링 기법을 이용하여 최적화하였다. 경사기능재료는 경사기능 층의 영향으로

열응력을 완화 할 수 있다. 본 연구에서는 이러한 특성을 스마트 무인기 배기 덕트의 환경에서 최적화 할 수 있는 경사기능 층을 1차원으로 가정하여 최적화 하였다. 최적화 결과 21개의 경사기능 층을 가짐을 보였다.

이러한 결과는 앞으로의 경사기능재료의 특성 분석 연구에 기본 토대를 마련 할 수 있을 것이다.

후기

본 연구는 스마트무인기기술개발사업에 의해서 지원되었으며 스마트무인기기술개발사업 연구그룹 여러분께 감사드립니다.

참고문헌

- 1) Cho, J. R. and Ha, D. Y., "Volume Fraction Optimization for Minimizing Thermal Stress in Ni-Al₂O₃ Functionally Graded Materials," *Materials Science and Engineering A334*, 2002, pp. 147-155.
- 2) Cho, J. R. and Kim, B. G., "Finite Element Analysis of Thermal Stresses in Functionally Graded Layered Composites," *KSME International Journal*, Vol. 13, No. 2, 1999, pp. 108-115.
- 3) Jungsun Park and Miran Ryu, "Optimal Design of Truss Structures by Rescaled Simulated Annealing," *KSME International Journal*, Vol. 18, No. 7, 2004, pp. 1512-1518.
- 4) Pham, D.T. and Karaboga, D., *Intelligent Optimization Techniques*, Springer-Verlag London Ltd, London, 1998.
- 5) Kirkpatrick, S., Gelatt, C.D.Jr and Vecchi, M.P., "Optimization by Simulated Annealing," *Science*, Vol. 220, 1987, pp. 671-680.
- 6) Aarts, E.H.L., van Laarhoven, P.J.M., *Simulated Annealing: Theory and Applications*, Kluwer Academic Publishers, 1987.
- 7) Ootao, Y. and Tanigawa, Y., "Three Dimensional Transient Thermal Stress Analysis of Non-homogeneous Hollow Sphere with Respect to Rotating Heat Source," *Transactions of the Japan Society of*

Mechanical Engineers, Series A, 60(578), 1994, pp. 2273-2279.

8) Obata, Y. and Noda, N., "Unsteady Thermal Stresses in a Functionally Gradient Material Plate (Influence of Heating and Cooling Conditions on Unsteady Thermal Stresses)," *Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers*, Series A, 59(560), 1993, pp. 1097-1103.