

## 論文

## 경사기능재료를 사용한 스마트 무인기 덕트의 열해석과 크리프 해석

임종빈\*, 윤동영\*, 이정진\*\*, 박정선\*\*\*

## Thermal and Creep Analysis of an Exhaust Duct of Smart UAV with FGM

Jong-Bin Im\*, Dong-Young Yoon\*, Jung-Jin Lee\*\* and Jung-Sun Park\*\*\*

## ABSTRACT

The high temperature occurs due to the combustion gas from engine in unmanned aerial vehicles (UAV). The high temperature may cause serious damages in UAV structure. The Functionally Graded Material (FGM) is chosen as a candidate material of the engine duct structure. A functionally graded material (FGM) is a two-component mixture composed by compositional gradient materials from one material to the other. In contrast, traditional composite materials are homogeneous mixtures, and involve compositions between the desirable properties of the component materials. Since significant proportions of an FGM contain the pure form of each material, the need for compromise is eliminated. The properties of both components can be fully utilized. Thermal stress analysis of FGM layers (20, 40, 60, 80 and 100) is performed in this paper. In addition, the creep behavior of FGM applied in duct structure of an engine is analyzed for better understanding of FGM characteristics.

## 초 록

무인항공기는 엔진에서 연료의 연소, 배기관에서 고온의 연소 배기 가스등으로 인하여 많은 부분에 고온이 발생한다. 이는 전체 구조물의 안정성에 심각한 영향을 미칠 수 있는 사항이다. 경사기능재료는 고온의 환경에서 열에 저항하기 위해 한쪽 재료는 세라믹으로, 다른 쪽 재료는 가볍고 구조적 강성을 지닌 금속재료로 점차적으로 변화된 재료를 사용한 일종의 복합재료이다. 경사기능재료는 뛰어난 내열성을 가지는 특성으로 고온 상태에서 많이 사용된다. 이에 따라 본 논문에서는 경사기능재료를 무인항공기의 엔진 배기 덕트에 적용하여 열적 거동을 고찰하였고, 경사기능 층이 20개, 40개, 60개, 80개, 100개인 경사기능재료를 덕트 구조물에 적용하여 각각의 열 및 열응력 해석을 수행하여 비교 분석하였다. 또한, 경사기능재료를 사용한 고온 내열 배기 덕트의 크리프 해석을 수행하여 그 특성에 대해 고찰하였다.

**Key Words** : Functionally Graded Material(경사기능재료), Creep Analysis(크리프 해석) Unmanned Aerial Vehicle(무인항공기), Thermal Stress(열응력)

† 2005년 8월 11일 접수 ~ 2005년 11월 3일 심사완료

\* 정회원, 한국항공대학교 대학원

\*\* 정회원, 항공우주연구원 스마트무인기사업단

\*\*\* 정회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부  
연락처, E-mail : jungsun@mail.hangkong.ac.kr  
경기도 고양시 덕양구 화전동 200-1

## 1. 서 론

무인항공기는 고온의 연소가스등으로 인하여 많은 구성부품에 고온이 발생하므로 고온 내열 재료의 사용이 필요하다. 이에 따라 최근 들어

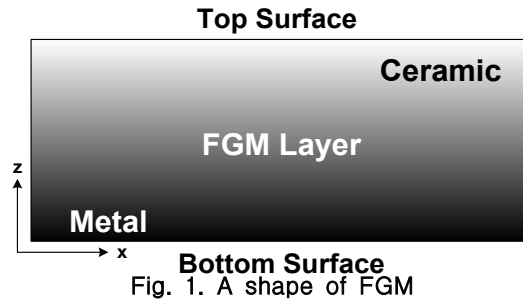
연구되고 있는 많은 신소재 중에서 경사기능재료(functionally graded material, FGM)와 같은 이질재료가 초고온의 열을 받는 분야에서 주목을 끌고 있다[1]. 이 경사기능재료는 고온의 환경에서 열에 저항하기 위해 한쪽 재료는 세라믹으로, 다른 쪽 재료는 가볍고 구조적 강성을 지닌 금속 재료로 하고 중간층은 점차적으로 변화된 재료를 사용한 일종의 복합재료이다. 이러한 소재는 재료의 물성치가 위치 및 온도에 대해 연속적인 함수관계를 가지게 된다[2]. 경사기능재료는 구성요소의 적당한 조합에 의해 열응력을 줄일 수 있으므로 초고온 환경에 적합한 항공우주 분야 및 핵연료반응분야 등에서 지속적인 개발 및 발전이 이루어져 활용범위를 넓히고 있다. 경사기능재료는 뛰어난 내열성을 지니는 특성으로 고온 상태에서 많이 사용되며, 이러한 특성 때문에 경사기능재료의 사용을 위해 열응력 해석 및 크리프 특성에 대한 이해가 필요하다[3-4].

크리프 변형은 탄성이나 소성 변형과는 달리 시간에 따른 변형 과정으로 재료의 특성과 외적 변수에 좌우된다. 외적 변수 중에서 온도와 응력은 크리프 변형의 최소 크리프 속도와 파단 수명을 결정하는 중요한 인자이다. 로켓엔진 노즐이나 군용 항공기 엔진의 터빈 블레이드와 같이 수명이 짧은 경우, 재료의 크리프 반응을 평가 할 때는 주어진 온도와 응력에서의 파단 수명이 주로 고찰되며, 수십 년 동안 작동해야 하는 핵발전소의 부품과 같은 장수 재료의 응용에서는 최소 크리프 속도가 주요 재료 반응으로 연구된다[5-6]. 본 연구에서는 경사기능재료를 고온 상태의 스마트 무인기 엔진 덕트 구조에 적용하여 고온에서의 열적 거동과 정상 상태 크리프 해석을 수행하여 그 특성을 파악하였다.

## II. 이론적 배경

### 2.1 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 배합으로 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.



경사기능재료와 같은 이질재료의 물성치는 위치의 함수이므로 비선형 비정상 열 전도 문제를 해결하는 어려움으로 인해 비정상문제의 해석적인 해에 관한 연구는 그리 많지 않다. 해석적인 방법으로는 라플라스 변환과 섭동이론을 적용한 연구와[7-8], 라플라스 변환과 적층복합이론을 적용한 연구가 수행되어왔다[9-10].

이러한 방법들은 역 라플라스 변환으로 인한 어려움으로 경사기능재료의 물성치의 근사화에 한계가 있다. 그래서 본 논문에서는 이질재료의 물성치가 위치의 함수로 주어졌을 때, 정규 섭동이론 및 수정 그린함수를 이용하여 구해진 경사기능재료의 물성치에 대한 식을 사용하였다[11-12]. 본 연구에서는 원통의 경사기능재료에 대한 물성치가 선형적으로 변한다는 가정을 가지고 혼합법칙(rule of mixture)과 그린 함수를 이용하여 경사기능재료에 대한 물성치를 식(1)-(6)로 나타낸다.

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

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

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

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

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

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

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

여기서  $\lambda$ 는 열전도도,  $E$ 는 탄성계수,  $\alpha$ 는 열팽창계수,  $\nu$ 는 포아송비,  $\rho$ 는 밀도,  $C$ 는 비열을 나타내며,  $V_m$ 은 금속의 체적비이며, 하첨자  $m$ 과

c는 각각 금속과 세라믹 재료를 나타낸다. 경사 기능 층의 물성은 금속의 체적비의 증가와 그에 상응하는 세라믹의 체적비에 의해서 구할 수 있다.

## 2.2 응력과 온도 변화에 의한 크리프 변형률 해석

일반적인 금속재료는 고온에서 재료에 일정한 하중이나 응력이 가해지면 소성 변형이나 크리프 변형과 같은 영구 변형이 발생한다. 크리프 변형은 장시간에 걸쳐 하중을 작용시킬 때 추가적인 변형이 발생한다. 크리프는 상온보다는 고온에서 영향을 크게 받으므로 엔진 및 오랜 시간동안 높은 온도에서 작동하는 구조물의 설계에서 반드시 고려하여야 한다. 크리프 변형은 일반적으로 시간이 지남에 따라 응력이나 온도가 증가하여 크리프 변형률이 증가하는데, Fig. 2와 같은 거동을 보인다[13-14]. Fig. 2는 시간에 대한 일반적인 크리프 곡선을 보여주고 있으며, 세 가지 영역의 특징들을 살펴볼 수 있다. 초기 탄성 변형률 ( $\epsilon_e$ )은 하중을 가하는 순간부터 나타나기 시작하며, 응력이 항복응력을 넘게되면 소성변형률 ( $\epsilon_p$ )이 발생한다. 탄성 변형률은 매우 짧은 시간동안 일어난다. 소성 변형률은 탄성 변형률보다는 오랜 시간동안 발생하지만, 크리프 변형이 일어나는 시간을 비교해 보았을 때는 아주 짧은 시간이다. 따라서 탄성 변형률과 소성 변형률은 순간에 일어난다고 가정한다.

1차 크리프 영역 (primary creep region)은 시간이 증가함에 따라서 크리프 변형률 속도가 감소하는 구간으로 과도 상태 크리프 영역이라 불리기도 한다. 긴 시간의 크리프 거동을 고려한다면 이 구간에서 발생하는 변형률은 다음 단계에

서 축적되는 변형률에 비해 아주 작기 때문에 일반적으로 무시할 수 있다. 그러나 하중이 작용하는 시간이 짧고 응력이 시간에 대하여 일정하지 않을 경우에는 이 1차 크리프 영역이 대단히 중요하게 다루어진다. 2차 크리프 영역 (secondary creep region)은 변형률의 증가와 관계없이 시간이 경과함에 따라 크리프 변형률 속도가 일정하게 유지되는 구간으로 정상 상태 크리프영역으로 불린다. 높은 응력과 고온 상태의 어떤 재료에 대해서는 2차 크리프 영역이 없을 수도 있다. 다시 말해서 1차 크리프 영역에서 바로 3차 크리프 영역으로 전이됨을 말한다.

3차 크리프 영역(tertiary creep region)에서는 크리프 변형률 속도가 구조물이 파괴될 때까지 증가하는 구간이다. 시간이 계속 증가함에 따라 크리프 변형률 속도가 가속화되는 구간으로 구조물의 파괴가 임박하는 구간이다. Fig. 2로부터 전체 변형률은 식(7)으로 나타낸다.

$$\epsilon(t) = \epsilon_e + \epsilon_p + \epsilon_c(t) \tag{7}$$

여기서  $\epsilon_c(t)$ 는 임의의 시간  $t$ 에 대해서 크리프 변형률을 나타낸다.

## III. 경사기능재료를 적용한 덕트의 거동 해석

스마트 무인기의 배기 덕트 내부는 고온을 견딜 수 있고 주위 구조물에 피해를 주지 않는 재료가 필수적일 것이다. Fig. 3은 스마트 무인기의 엔진 및 덕트의 형상을 나타낸다.

본 논문에서는 최근에 연구되고 있는 많은 신소재 중에서 경사 기능 재료(functionally graded material, FGM)를 엔진 배기 덕트 구조에 적용하여 열응력과 크리프 해석을 수행하였다.

Fig. 4는 4개의 경사기능 층을 가진 경사기능 재료를 사용한 덕트의 단면을 보여주고 있다. 덕

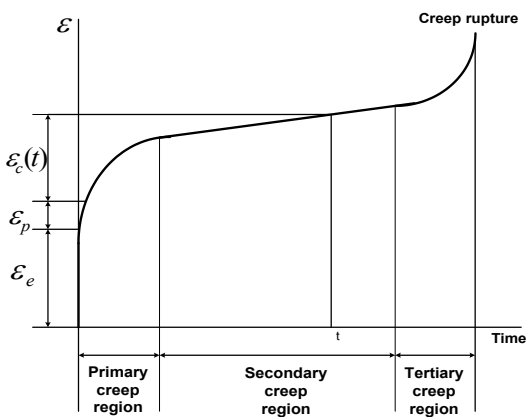


Fig. 2. Typical creep curve

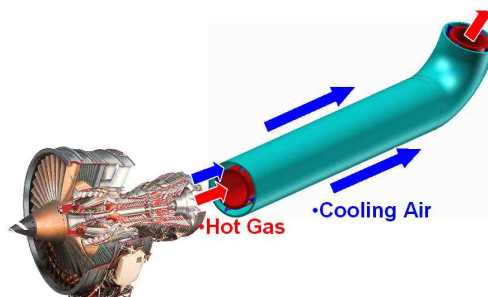


Fig. 3. An engine duct of smart UAV

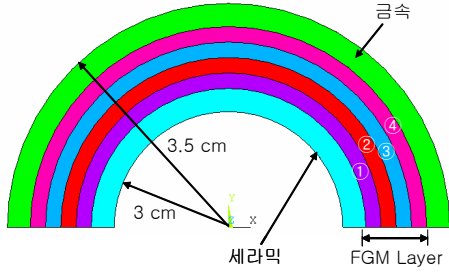


Fig. 4. Cross sectional view of exhaust duct with FGM

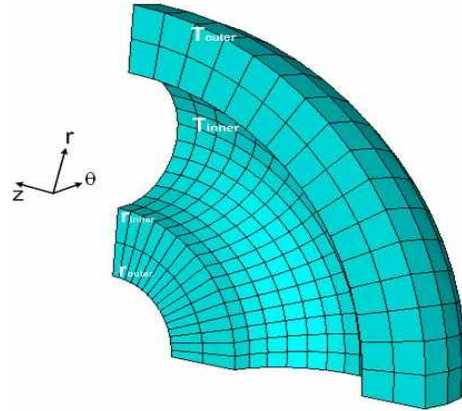


Fig. 5. Finite element model of duct

트의 안쪽부분은 열저항에 강한 세라믹으로 구성되어 있고 바깥부분은 구조를 지탱하기 위한 금속으로 구성되어 있다.

### 3.1 경사기능재료의 열응력 해석

항공기의 경량화를 위한 고온 내열 재료로는 금속수지 복합재나 세라믹 복합재, 탄소/탄소 복합재, 경사기능재료 등이 그 후보가 될 수 있으며, 본 연구에서는 스마트 무인기의 엔진 덕트 구조에 경사기능재료를 적용하여 열전달 해석과 열응력 해석을 수행하였다. 유한요소 프로그램은 ANSYS를 사용하였으며, 사용한 요소는 8 절점 6육면체 요소이다. 경사기능 층의 개수는 20, 40, 60, 80, 100개를 적용하여 정상상태 열해석을 수행하였고 열해석 결과를 토대로 대칭조건과 덕트의 양끝의 변위를 부재의 길이방향으로 구속하여 열응력 해석을 수행하였다. 이에 따른 해석 결과를 zirconium oxide의 세라믹 재료로 구성된 덕트와 titanium 금속재료로 이루어진 덕트의 각각의 해석결과와 비교하였다.

Table 1. Material properties

	zirconium oxide	titanium 4AL-4V
$\rho$ (Kg/m <sup>3</sup> ) $\times 10^{-3}$	5.331	4.430
E (GPa)	350	110
$\alpha$ (10 <sup>-4</sup> /°K)	10.0	8.80
C (W/m°K)	2.09	7.20
$\nu$	0.26	0.33

온도 조건은 세라믹(zirconium oxide)재료로 된 내부 온도  $T_{inner}$ 를 1073 K로 금속 재료(titanium)로 된 외부 온도  $T_{outer}$ 를 300 K로 설정하였다. 세라믹 (zirconium oxide)과 금속재료(titanium)의 물성치는 Table 1에 나타내었다. 덕트의 내부 면에서의 온도 분포를 계산하였고, 유

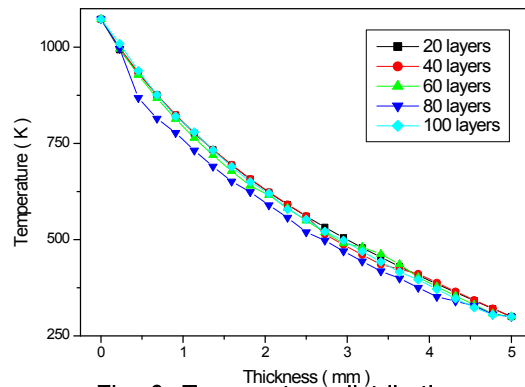


Fig. 6. Temperature distribution

동온도를 실제 구조물의 정상상태 열전달 해석의 경계조건으로 부과하여, 구조물의 온도분포를 계산하였다. 덕트의 모델은 대칭 경계조건을 적용하여 전체 모델의 1/2로 모델링하여 사용하였다. Fig. 5는 덕트의 곡선 부분에 해당하는 유한요소 모델이다. Fig. 6은 본 논문에 사용된 5 종류의 경사기능재료의 온도분포를 두께방향으로 나타내고 있다. 각각의 온도 분포는 모두 비슷한 형태로 내부 온도 1073K에서 외부 온도 300K로 온도가 떨어지는 것을 볼 수 있으며, 경사기능 층의 개수가 많을수록 차이가 미세해지는 하나 온도의 하강 기울기가 더 크다는 것을 알 수 있었다.

Table 2와 Table 3에는 단일재료를 적용한 덕트와 경사기능재료를 적용한 덕트의 내부와 외부의 전체변형률을 각도에 따라 나타내었다. Table 2에서 나타난 바와 같이  $\theta=0^\circ$ 인 경우, 덕트의 내부에서 20 층의 경사기능재료를 사용한 경우 전체변형률은  $5.871 \times 10^{-3}$  이었고, 100층인 경우에는  $5.786 \times 10^{-3}$ 이었다. 단일재료인 zirconium과 titanium을 덕트에 적용한 경우는 각각  $7.551 \times 10^{-3}$ ,  $5.70 \times 10^{-3}$

Table 2. Total strain at inner duct

	0° (10 <sup>-3</sup> )	45° (10 <sup>-3</sup> )	90° (10 <sup>-3</sup> )
titanium	7.5510	5.8172	7.5514
20 layers	5.8713	5.8200	5.8713
40 layers	5.8289	5.8724	5.8289
60 layers	5.8231	5.8713	5.8231
80 layers	5.8228	5.8228	5.8228
100 layers	5.7858	5.8231	5.7858
zirconium	5.7000	5.1021	5.6987

Table 3. Total strain at outer duct

	0° (10 <sup>-3</sup> )	45° (10 <sup>-3</sup> )	90° (10 <sup>-3</sup> )
titanium	6.3185	5.1698	6.3184
20 layers	4.8165	4.7470	4.8165
40 layers	4.7737	4.3449	4.7734
60 layers	4.7723	4.7261	4.7723
80 layers	4.7492	4.2852	4.7492
100 layers	4.7192	4.2751	4.7191
zirconium	5.1401	4.7700	5.1406

Table 4. Thermal stress at inner duct

	0° (kPa)	45° (kPa)	90° (kPa)
titanium	602.37	595.51	602.37
20 layers	2041.10	2028.80	2041.10
40 layers	2025.00	2015.80	2025.00
60 layers	2055.00	2046.40	2055.00
80 layers	2038.10	2029.90	2038.10
100 layers	2038.00	2030.00	2038.00
zirconium	1809.30	1778.40	1809.30

Table 5. Thermal stress at outer duct

	0° (kPa)	45° (kPa)	90° (kPa)
titanium	581.43	542.36	581.43
20 layers	522.42	520.22	522.42
40 layers	529.82	528.12	529.82
60 layers	525.49	517.92	525.49
80 layers	524.95	516.64	524.89
100 layers	521.88	515.93	521.54
zirconium	1653.98	1602.70	1653.78

임을 알 수 있었다. 이것으로부터 경사기능 층의 수가 증가할수록 전체변형률이 작아짐을 알 수 있었고, 단일재료보다 경사기능재료를 적용한 덕트의 전체변형률이 작아짐을 볼 수 있었다.  $\theta=45^\circ$ 인 경우에는 zirconium을 적용한 덕트의 전체변형률이  $5.102 \times 10^{-3}$ 으로 7개의 재료 중 가장 작은 변형률을 보였고, 경사기능 층이 60개인 경우에는  $5.871 \times 10^{-3}$ 으로써 변형률이 가장 컸음을 알 수 있었다.  $\theta=90^\circ$ 인 경우는  $\theta=0^\circ$ 와 비슷한 결과를 보였다.

덕트 외부의 전체변형률도 내부의 경우와 같이 경사기능 층의 수가 증가할수록 전체변형률은 작아짐을 확인 할 수 있었다.

Table 4와 Table 5는 titanium과 zirconium 만의 단일재료를 적용한 덕트와 경사기능재료를 적용한 덕트의 내부와 외부의 등가응력을 각도에 따라 나타내었다.  $\theta=0^\circ$ 인 경우, 덕트의 내부에서 20 층의 경사기능을 사용한 경우의 등가응력은 2041.1 kPa 이었고, 경사기능 층이 60개인 경우에는 등가응력이 2055 kPa 이었다. 그리고 경사기능 층이 100개인 경우에는 2038 kPa임을 확인 할 수 있었다. 단일 재료인 titanium을 적용한 덕

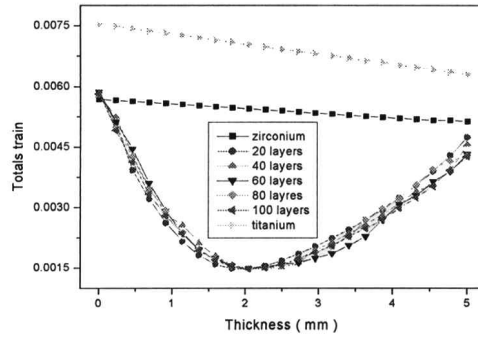


Fig. 7. Total strain at 0 degree

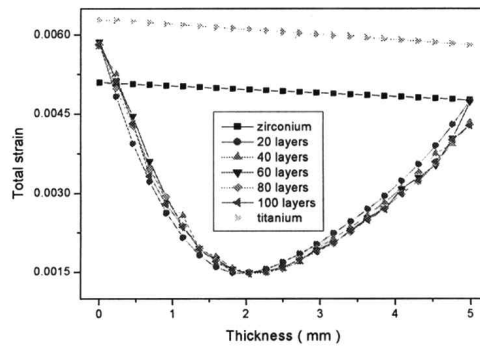


Fig. 8. Total strain at 45 degrees

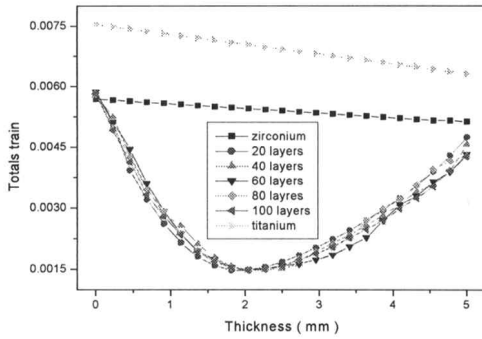


Fig. 9. Total strain at 90 degrees

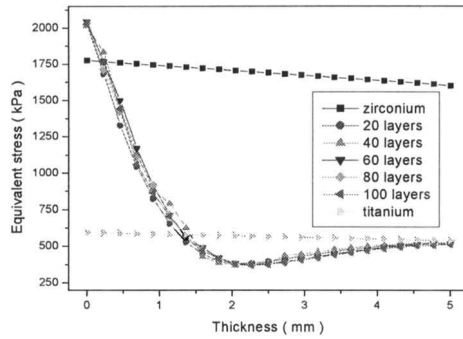


Fig. 11. Equivalent stress at 45 degrees

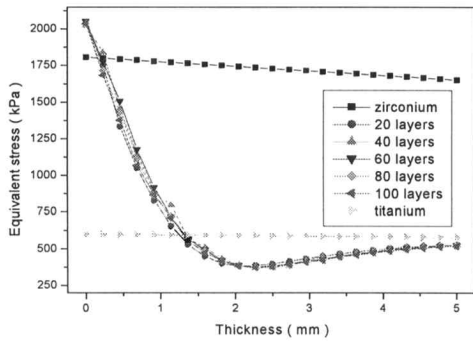


Fig. 10. Equivalent stress at 0 degree

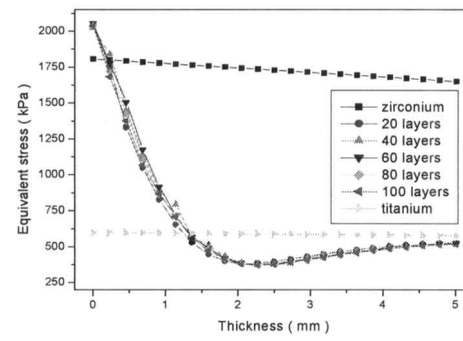


Fig. 12. Equivalent stress at 90 degrees

트의 경우에는 602.37 kPa 이었고, zirconium을 적용한 덕트의 경우는 1809.3 kPa로 나타났다. 해석 결과로부터 경사기능 층이 증가할수록 덕트의 내부에서의 등가응력은 작아짐을 알 수 있었으며, 절대적인 수치만을 보았을 때는 단일재료를 적용한 덕트의 등가응력이 경사기능재료를 적용한 덕트의 등가응력보다 작음을 확인하였다.  $\theta=45^\circ$ ,  $\theta=90^\circ$  인 경우에도  $\theta=0^\circ$ 일 때와 수치만 다를 뿐 같은 현상을 보였다.

덕트 외부의 등가응력은  $\theta=0^\circ$ 일 때 100층의 경사기능재료는 521.88 kPa이었고, 이 값은 titanium 단일 재료를 사용한 덕트의 581.43 kPa 보다 59.55 kPa이 작은 값이었다. 또한, zirconium 단일 재료를 적용한 덕트의 1653.98 kPa 보다는 1132.1 kPa이 작은 값이었다. 이러한 결과는 경사기능 층의 수가 20, 40, 60, 80인 경우에도 비슷한 결과를 보였으며,  $\theta=45^\circ$ ,  $\theta=90^\circ$  인 경우에도 같은 경향을 보였다. 이 결과로부터 경사기능 재료를 적용한 덕트의 경우 내부의 고온에 의해서 발생한 응력이 경사기능 층에 의해 이완되어 덕트 외부에 전달됨을 알 수 있다.

Fig. 7~9는 단일재료와 경사기능재료를 적용

한 덕트의 전체변형률을 각도에 따라 두께방향으로 표현한 것이다. 그림에서 보듯이 경사기능재료의 총 변형률은 두께 방향인 내부 면에서부터 외부 면 방향으로 약 2 mm인 지점까지 급격하게 감소하다가 이후로는 다시 증가하는 특징을 보였다. 이에 반해 단일재료의 전체변형률은 내부 면에서 외부 면으로 두께가 증가함에 따라 감소함을 확인할 수 있었다. Fig. 10~12는 단일재료와 경사기능재료를 적용한 덕트의 등가응력을 각도에 따라 두께방향으로 표현하였다. 단일재료를 적용한 덕트의 등가응력은 내부에서 외부로 갈수록 거의 일정한 비율을 가지고 감소하는 반면에 경사기능재료를 적용한 덕트의 경우에는 두께 약 2 mm인 지점까지는 급격하게 등가응력이 감소한 후, 완만하게 증가함을 확인할 수 있었다.

### 3.2 경사기능재료의 크리프 해석

일반적으로 1차 크리프 거동은 2차 크리프 거동에 비해 아주 짧은 시간 동안 발생하게 되고, 이로 인해 발생할 수 있는 해석의 오차를 고려하여 본 연구에서는 2차 크리프 영역에 대하여 Norton 식 (8)을 적용하여 수행하였다. 정상상태

열전달 해석 결과 계산되어진 덕트의 온도 분포를 적용하여 각각의 경사기능재료를 적용한 덕트에 대해 200시간 정상 상태 크리프 해석을 수행하였다.

$$\epsilon_s' = C_7 \sigma^{C_8} \exp\left[-\frac{C_{10}}{T}\right] \quad (8)$$

위의 식에서 사용된  $C_i$ 는 각각 재료상수이며, 크리프 실험으로부터 얻은 데이터를 통해 구할 수 있다. Military handbook[15]에서의 zirconium과 titanium에 대한 크리프 상수를 Table 6에 표현하였다.

Table 6. The creep constants for creep analysis

	$C_7$	$C_8$	$C_{10}$
ZiO <sub>2</sub>	3.3512	10.200	87202
Ti	4.2590	14.760	82955

Table 7에는 Fig. 13에서 덕트의 내부인 A 지점에서의 크리프 변형률을 나타내고 있다. 200시간의 정상상태 크리프 해석 후, 경사기능 층이 20개인 경우의 크리프 변형률은  $1.45 \times 10^{-7}$ 이며, 100개인 경우에는  $7.23 \times 10^{-8}$ 임을 확인할 수 있었다. 이러한 결과는 덕트 내부의 재료가 세라믹으로 구성되어있기 때문에 매우 작은 변형률이 발생했으며, 결과로부터 크리프 변형이 일어나지 않았다고 말할 수 있다. Table 8은 Fig. 13에서 덕트의 외부인 B 지점에서 발생한 크리프 변형

Table 7. Creep strain at inner duct

	0 (hrs)	100 (hrs)	200 (hrs)
20 layers	0.00	$8.75 \times 10^{-53}$	$1.45 \times 10^{-7}$
40 layers	0.00	$9.04 \times 10^{-53}$	$1.32 \times 10^{-7}$
60 layers	0.00	$1.72 \times 10^{-52}$	$1.21 \times 10^{-7}$
80 layers	0.00	$2.13 \times 10^{-52}$	$7.77 \times 10^{-8}$
100 layers	0.00	$2.50 \times 10^{-52}$	$7.23 \times 10^{-8}$

Table 8. Creep strain at outer duct

	0 (hrs)	100 (hrs)	200 (hrs)
20 layers	0.00	0.00	$4.73 \times 10^{-77}$
40 layers	0.00	0.00	$4.64 \times 10^{-77}$
60 layers	0.00	0.00	$1.60 \times 10^{-77}$
80 layers	0.00	0.00	$1.37 \times 10^{-77}$
100 layers	0.00	0.00	$4.43 \times 10^{-76}$

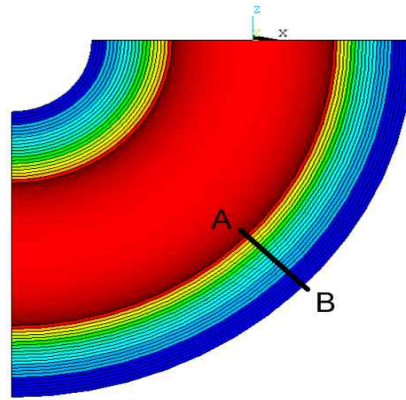


Fig. 13. Temperature distribution

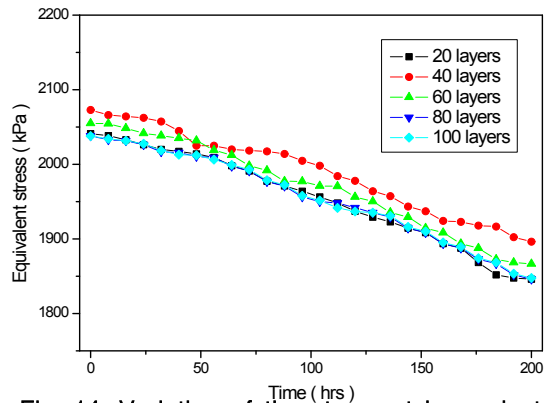


Fig. 14. Variation of the stress at inner duct

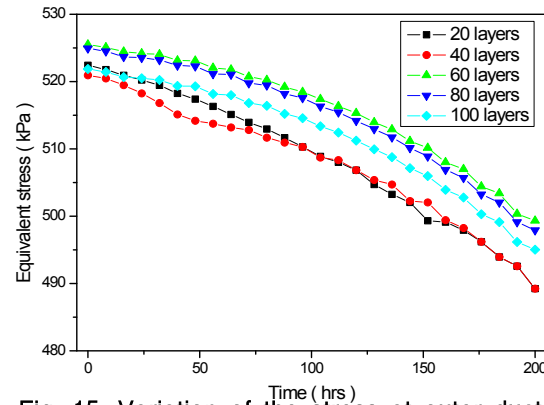


Fig. 15. Variation of the stress at outer duct

를 보여주고 있다. 200시간의 정상상태 크리프 해석 결과로 경사기능 층이 20개일 때 크리프 변형률은  $4.73 \times 10^{-77}$  이었고, 경사기능 층이 100개인 경우에는  $4.43 \times 10^{-76}$  임을 알 수 있었다. 이러한 결과는 영에 가까운 수치로서 크리프 변형이 일어나지 않았다고 할 수 있다.

이것은 덕트 외부의 재료가 금속이지만 크리프



변형을 일으키기 위한 충분한 열응력이 덕트의 외부에는 발생하지 않았기 때문이다.

Fig. 14와 Fig. 15는 초기 시간과 200시간이 경과했을 때, 덕트의 내부와 외부에서의 응력 상태의 변화를 보여주고 있다. 덕트의 내부에서는 경사기능 층이 20개인 경우에 200시간이 지난 후, 응력이 초기 시간 2041.10 kPa에서 200 시간 후 1846.12 kPa로 194.98 kPa 만큼 이완되었음을 알 수 있었고, 경사기능 층이 100개인 경우에는 초기 시간에 2038.00 kPa에서 200 시간이 지난 후 1847.62 kPa로 190.38 kPa의 응력이 이완되었음을 확인 할 수 있었다. 전체적으로 시간이 지나면서 크리프 현상으로 응력이 이완됨을 알 수 있었다. 덕트의 외부에서는 200시간이 경과한 후, 경사기능 층이 20개인 경우에 응력이 초기 응력 522.42 kPa에서 200 시간 후의 응력 489.23 kPa로 33.19 kPa이 이완되었고, 경사기능 층이 100개인 경우에는 응력이 521.88 kPa에서 495.03 kPa로 26.85 kPa 만큼 이완되었음을 확인 할 수 있었다. 해석 결과로부터 덕트의 가동시간이 증가함에 따라 응력은 점차 감소하게 된다는 것을 알 수 있었다.

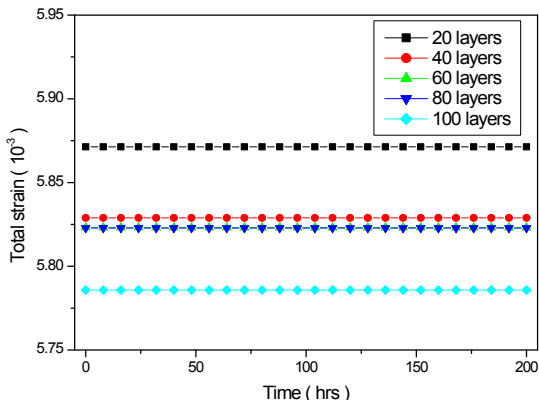


Fig. 16. Variation of the strain at inner duct

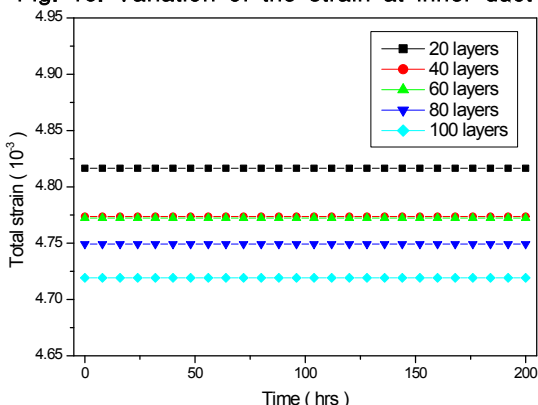


Fig. 17. Variation of the strain at outer duct

Fig. 16과 Fig. 17은 해석 초기로부터 200시간이 경과했을 때, 덕트의 내부와 외부에서의 전체 변형률의 변화를 보여주고 있다. Fig. 16에 제시된 바와 같이 크리프 해석 결과 덕트의 내부에서 발생한 크리프 변형률이 그다지 크지 않아서 전체 변형률은 거의 일정함을 알 수 있었다. 이는 크리프 변형률보다 초기 탄성 변형률이 더 크기 때문이다. 또한, Fig. 17에서도 덕트의 외부에서 발생한 크리프 변형률은 시간이 지남에 따라 변화량은 미소함을 알 수 있었다.

#### IV. 결 론

본 연구에서는 스마트 무인기에 사용 가능한 경사기능재료의 정상상태 열전달, 열응력 그리고 크리프 변형 특성을 분석하였다.

경사기능 층의 개수를 달리한 경사기능재료를 적용한 덕트 구조물의 정상상태 열전달 해석을 통해 온도분포를 계산하였고, 열하중을 바탕으로 열 응력 해석과 크리프 해석을 수행하였다. 열응력 해석을 통하여 titanium과 zirconium 각각의 단일재료와 경사기능재료를 적용한 덕트 구조물의 응력과 변형률의 변화를 비교하여, 여러 가지 경사기능재료를 사용하여 덕트의 구조가 갖는 특성을 파악하였다.

200시간의 크리프 해석 결과, 경사기능재료를 사용한 덕트 구조물의 크리프 변형률은 초기 탄성변형률보다 작기 때문에 전체 변형률은 시간이 지남에 따라 거의 변하지 않음을 알 수 있었고, 응력은 크리프 현상에 의해서 이완됨을 확인 할 수 있었다. 경사기능재료는 단일 재료를 적용한 경우보다 응력의 이완이 큼을 알 수 있었다. 이러한 결과는 경사기능 층이 응력의 이완 과정에 영향을 주고 있음을 보여준다.

#### 후 기

본 연구는 스마트무인기기술개발사업에 의해서 지원되었으며 스마트무인기기술개발사업 연구 그룹 여러분께 감사드립니다.

#### 참고문헌

- 1) Cho, J. R. and Ha, D. Y., "Volume Fraction Optimization for Minimizing Thermal Stress in Ni-Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> 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) Brown, S. G. R., Evans, R. W. and Bilshire, B., "Creep Strain and Creep Life Prediction for the Cast Nickel-based Super-alloy IN-100", *Material Science and Engineering*, Vol 84, 1986, pp. 147-156.

4) Mishra, R. S., "Dislocation Creep Mechanism Map for Particle Strengthened Materials", *Scripata Metall.*, Vol 26, 1992, pp. 309-313.

5) Powers, L. M., Jadaan, O. M. and Gyekenyesi, J. P., "Creep Life of Ceramic Components Using a Finite Element Based Integrated Design Program(CARES/CREEP)", *Journal of Engineering for Gas Turbine and Power*, Vol 120, 1998, pp. 162-171.

6) 남현욱, 한경섭, "응력과 온도 변화에 따른 금속복합재료의 크리프 수명 예측", *대한기계학회논문집 A권*, 제 23권, 제 3호, 1999, pp. 415-424.

7) Obata, Y. and Noda, N., "Transient Thermal Stresses in a Plate of Functionally Gradient Material", *Ceramic Transaction*, 34 *Functionally Gradient Material*, J. B. Holt et al.(eds), American Ceramic Society, 1993, pp. 403-410.

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.

9) Tanigawa, Y., Ootao, Y. and Kawamura, R., "Thermal Bending of Laminated Composite Rectangular Plates and Non-homogeneous Plates due to Partial Heating", *Journal of Thermal Stresses*, 14(3), 1991, pp. 285-308.

10) 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.

11) 김귀섭, 최덕기, "FGM판의 비정상 열응력에 미치는 체적비와 기공률의 영향", *한국항공우주학회지*, 제 25권, 제 5호, 1997, pp. 62-68.

12) 김귀섭, 최덕기, "경사기능재료 원통의 비정상 열응력", *한국항공우주학회지*, 제 26권, 제 1호, 1998, pp. 89-98.

13) 박정선, 이수용, 김종운, 이안성, "크리프 해석을 통한 터빈 블레이드의 수명 예측", *한국항공우주학회지*, 제 30권, 제 8호, 2002.

14) Park, K. T. and Farghalla, A. M., "Creep Strengthening in a Discontinuous SiC-Al Composite", *Metal. Trans.*, Vol 26, 1995, pp. 3119-3129.

15) *Military Handbook*, U. S. Department of Defence, 1998.