

경사기능재료를 적용한 덕트의 열적거동해석

윤동영[†] · 박정선^{*} · 임종빈^{*}

Thermal behavior of the duct applied Functionally Graded Material

Dong Young Yoon, Jung Sun Park and Jong Bin Im

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

Abstract

In unmanned aerial vehicles (UAV), the high temperature results from friction among the air, combustion of fuel in engine and combustion gas of a nozzle. The high temperature may cause serious damages in UAV structure. The Functionally Graded Material (FGM) is chosen as a material of the engine duct structure. Thermal stress analysis of FGM is performed in this paper. FGM is composed of two constituent materials that are mixed up according to the specific volume fraction distribution in order to withstand high temperature. Therefore, hoop stress, axial stress and shear stress of duct with 2 layers, 4 layers and 8 layers FGM are compared and analyzed respectively. In addition, the creep behavior of FGM used in duct structure of an engine is analyzed for better understanding of FGM characteristics.

1. 서 론

무인항공기에는 공기와의 마찰이나 엔진에서 연료의 연소, 노즐에서 고온의 연소가스등으로 인하여 많은 구성부품에 고온이 발생한다. 이에 따라 최근에 많은 신소재 중에서 경사기능재료 (Functionally Graded Material, FGM)와 같은 이질 재료가 초고온의 열을 받는 분야에서 주목을 끌고 있다⁽¹⁾. 이 경사기능재료는 고온의 환경에서 열에 저항하기 위해 한쪽 재료는 세라믹으로 하고, 다른 쪽 재료는 가볍고 구조적 강성을 지닌 금속재료로 점차적으로 변화된 재료를 사용한 일

종의 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 계속적인 개발 및 발전이 이루어져 활용범위를 넓히고 있다. 경사기능재료는 뛰어난 내열성을 가지는 특성으로 고온 상태에서 많이 사용되며, 이러한 특성 때문에 경사기능재료의 사용을 위해 크리프 특성에 대한 이해가 필요하다.

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 군용항공기 엔진의 터빈 블레이드 같이 수명이 짧은 경우 재료의 크리프 반응을 평가 할 때는 주어진 온도와 응력에서의 파단 수명이 주로 조사되며, 수십 년 동안 작동해야 하는 핵발전소

[†] 한국항공대학교 대학원

E-mail : aspec90@ez-i.co.kr

TEL : (02)3158-1727

* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

의 부품과 같은 장수 재료의 응용에서는 최소 크리프 속도가 주요 재료 반응으로 연구된다⁽³⁻⁴⁾.

본 연구에서는 경사기능재료를 스마트 무인기 엔진 덕트 구조에 적용하여 고온에서의 열적 거동과 정상 상태 크리프 해석을 수행하여 그 특성을 파악하였다.

2. 이론적 배경

2.1 경사기능재료의 물성

경사기능재료의 양단은 한쪽은 구조물을 지지하기 위하여 가벼운 금속으로 하고, 다른 한쪽은 고온의 열하중에 대응하기 위하여 세라믹 재료로 구성된다. 경사기능재료 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⁽⁵⁻⁶⁾, 라플라스 변환과 적층복합이론을 적용한 연구가 수행되어왔다⁽⁷⁻⁸⁾. 본 논문에서는 이질 재료의 물성치가 위치의 함수로 주어졌을 때, 정규 섭동이론 및 수정 그린함수를 이용하여 구해진 경사기능재료의 물성치에 대한 식을 사용하였으며, 경사기능재료에 대한 물성치를 식 (1)-(6)로 나타내었다⁽⁷⁻⁸⁾.

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

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

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

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

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

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

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

2.2 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 더욱 중요하므로 엔진 및 오랜 시간동안 높은 온도에서 작동하는 기타 구조물의 설계에서 반드시 고려하여야 한다. 크리프 변형은 일반적으로 시간이 지남에 따라 응력이나 온도가 증가하여 크리프 변형률이 증가하는데, Fig. 1과 같은 거동을 보인다⁽⁹⁻¹⁰⁾.

Fig. 1은 시간에 대한 일반적인 크리프 곡선을 보여주고 있다. 소성 변형률은 탄성 변형률보다는 오랜 시간동안 발생하지만, 크리프 변형이 일어나는 시간을 비교해 보았을 때는 아주 짧은 시간이다. 따라서 탄성 변형률(ε_e)과 소성 변형률(ε_p)은 순간에 일어난다고 가정하며, Fig. 1로부터 전체 변형률은 식 (7)으로 나타낸다.

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

$$\varepsilon(t) = \varepsilon_e + \varepsilon_p + \varepsilon_c(t) \quad (7)$$

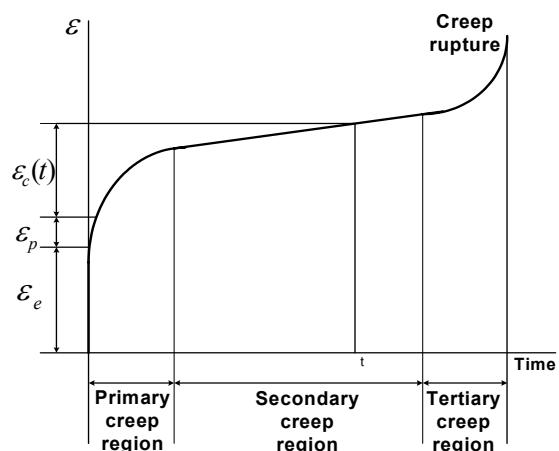


Fig. 1 Typical creep curve

3. 경사기능재료를 적용한 덕트의 해석

스마트 무인기의 엔진 내부는 고온을 견딜 수 있는 재료가 필수적일 것이다. 본 논문에서는 최근에 많은 신소재 중에서 경사 기능 재료(functionally graded material, FGM)를 엔진 덕트 구조에 적용하여 정상상태 열전달 해석을 하였고, 그 결과로 열응력 해석을 수행하였으며, 열응력 해석 결과를 바탕으로 크리프 해석을 수행하였다.

3.1 경사기능재료의 열응력 해석

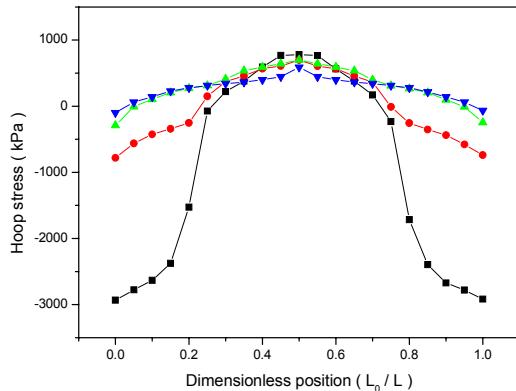
항공기의 경량화를 위해 고온에서 금속수지 복합재나 세라믹 복합재, 탄소/탄소 복합재 등이 그 후보가 될 수 있으며, 본 연구에서는 스마트 무인기의 엔진 덕트 구조에 경사기능재료를 적용하여 열전달 해석과 열응력 해석을 수행하였다. 온도 조건은 세라믹(zirconium oxide)재료로 된 내부 온도를 1073K로 금속 재료(titanium 4AL-4V)로 된 외부 온도를 300K로 설정하였다. 경사기능재료의 물성치는 Table 1에 나타내었다.

또한 정상상태 열해석의 결과를 토대로 대칭조건과 덕트 양끝의 변위를 부재의 길이 방향으로 구속하여 열응력 해석을 수행하였다.

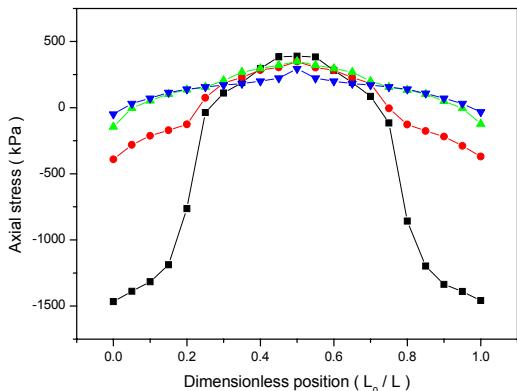
Fig. 2와 Fig. 3의 (a)와 (b)는 각각 2개의 경사기능 층과 4개의 경사기능 층을 가진 덕트의 hoop 응력과 축 방향 열응력 해석 결과를 나타내었다. 그리고 Fig. 4의 (a)와 (b)는 8개의 경사기능 층을 적용한 덕트의 응력 선도를 보여주고 있다. Fig. 3 (a)로부터 경사기능 층이 4개인 경우 최대 hoop 응력은 세라믹 층의 끝단에서 압축 4859.37 kPa^o 발생하였다.

Table 1 Material properties of FGM

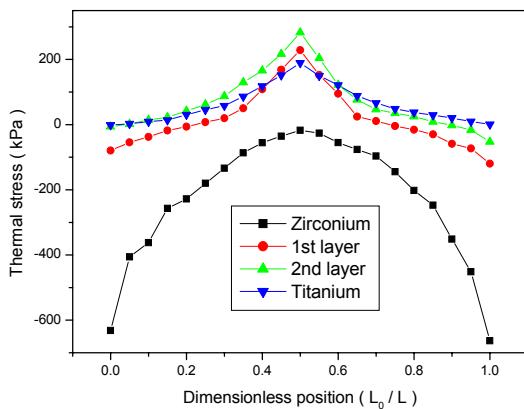
	Zirconium Oxide	Titanium 4AL-4V
ρ (Kg/m ³) $\times 10^3$	5.331	4.430
E (GPa)	350	110
α ($10^{-4}/\text{K}$)	10.0	8.80
C (W/m ² K)	2.09	7.20
ν	0.26	0.33



(a) Hoop stress

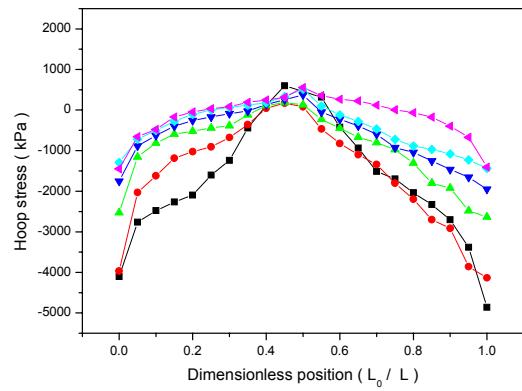


(b) Axial stress

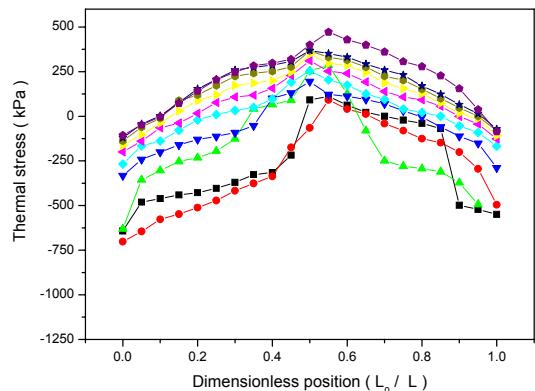


(c) Shear stress

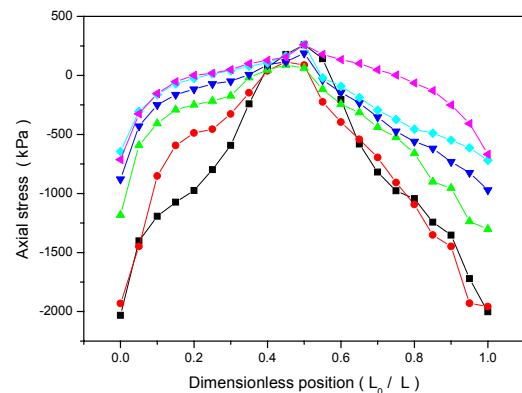
Fig. 2 Stresses of the duct with 2 layer FGM



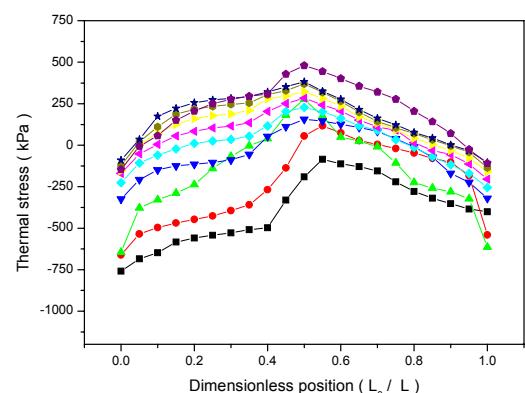
(a) Hoop stress



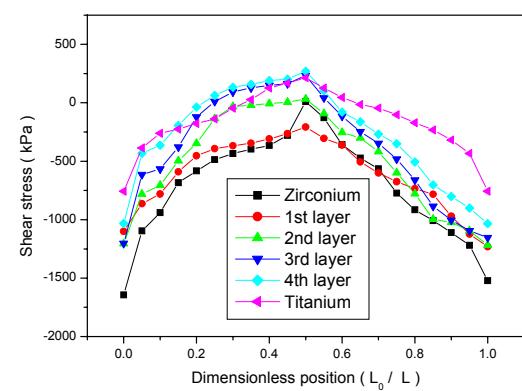
(a) Hoop stress



(b) Axial stress

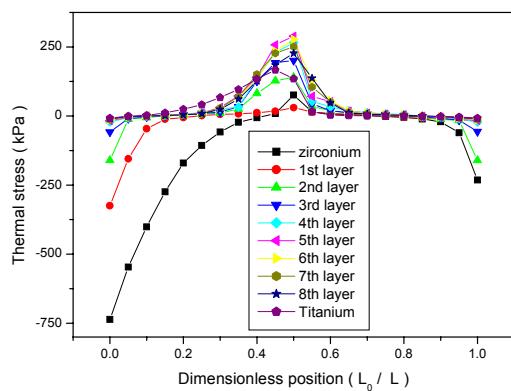


(b) Axial stress



(c) Shear stress

Fig. 3 Stresses of the duct with 4 layer FGM



(c) Shear stress

Fig. 4 Stresses of the duct with 8 layer FGM

Fig. 4 (a)에서 경사기능 층이 8개인 경우도 세라믹 층에서 압축 643.02 kPa이 일어났다. 경사기능 층이 4개에서 8개로 두 배 증가할 경우, 약 7.5배 감소하는 것을 알 수 있다. 경사기능 층이 2개인 경우의 최대 압축응력과 최대 인장응력이 경사기능 층이 4개의 응력 값보다 적게 나타났다. 또한, Fig. 2의 (c)와 Fig. 3의 (c) 그리고 Fig. 4의 (c)는 각각 경사기능 층을 2개, 4개, 8개 적용한 덕트의 전단응력을 나타내고 있다. 경사기능 층이 2개인 경우 세라믹 층 전 구간에서 압축응력이 일어났으며, 경사기능 층이 8개인 경우에는 세 번째 층에서부터 여덟 번째 층까지의 전단응력 선도는 거의 같은 값을 가지며 최대 전단응력은 243 kPa이었다. 각 그림의 (a), (b)를 (c)와 비교 분석해 볼 때 형태가 다르고 응력 크기의 차이가 매우 큼을 알 수 있다. 이것으로부터 덕트의 지배응력(governing stress)은 축 방향 응력과 hoop 응력임을 알 수 있다.

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 200시간 정상 상태 크리프 해석을 수행하였다⁽¹¹⁾.

$$\varepsilon_s' = C_7 \sigma^{C_8} \exp\left[-\frac{C_1}{T}\right] \quad (8)$$

위의 식에서 사용된 C_i 는 각각 재료상수이며, 크리프 실험으로부터 얻은 데이터를 통해 구할 수 있다.

크리프 해석 결과 시간에 따른 각각의 경사기능 층의 크리프 변형률과 전체 변형률을 Fig 5-6에 나타내었다. Fig. 5에 제시된 바와 같이 총 200시간 동안의 크리프 해석 결과 첫 번째 층의 크리프 변형률에 비해 8번째 크리프 변형률이 증가함을 볼 수 있지만, 그 양이 매우 작아서 전체 변형률은 거의 일정함을 알 수 있다. 첫 번째 층에서 네 번째 층까지는 세라믹(zirconium oxide)의 비율이 높기 때문에 일반적인 금속의 크리프 곡

선을 보여주지 못하는 반면에 일곱 번째와 여덟 번째 층에서는 금속(titanium 4AL-4V)의 비율이 높기 때문에 매우 작은 변형률이지만 일반적인 크리프 변형률을 보여주고 있다. 크리프 해석을 통한 전체 변형률 변화는 Fig. 7에서 보는 것과 같이 매우 적은 변화를 보임을 알 수 있다.

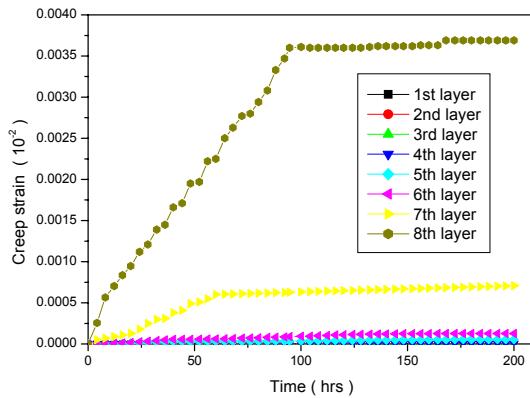


Fig. 5 Creep strain vs time for creep analysis at each FGM layers

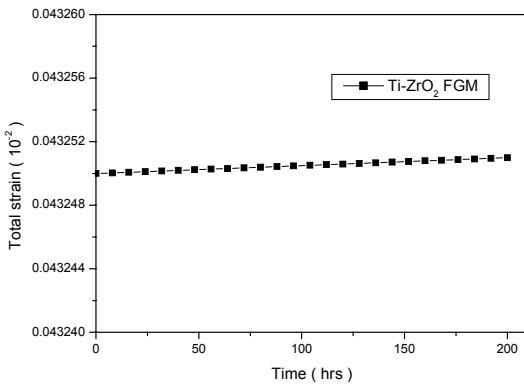


Fig. 6 Total strain vs time for creep analysis

4. 결 론

본 연구에서는 스마트 무인기에서 사용 가능한 경사기능재료의 정상상태 열전달, 열응력 그리고 크리프 변형 특성을 분석하였다. 스마트 무인기에 사용 가능한 금속 재료를 조사하여 그 재료가 고온에서 사용 가능한지를 확인하기 위해서 덕트 구조에 대한 각각의 재료를 적용하여 열 해석을 수행하였다.

또한, 경사기능재료의 정상상태 열전달 해석을 통해 경사기능재료의 온도분포를 계산하였고, 온

도 분포에 의한 열하중을 바탕으로 선형 응력 해석과 크리프 해석을 수행하였다. 경사기능 층의 개수에 따른 열응력 해석을 통하여 응력 변화를 볼 수 있었으며, 경사기능재료의 각각의 층에서의 hoop 응력, 축 방향 응력 그리고 전단응력 분포를 알아내었다. 또한 덕트의 지배응력은 축 방향 응력과 hoop 응력임을 알 수 있었다. 그리고 200시간의 크리프 해석 결과, 경사기능재료를 사용한 덕트 구조물은 파손 변형률에 미치지 못한 것을 볼 수 있었다. 향후, 본 연구를 통하여 경사기능재료의 경사기능 층에 관한 최적화 연구가 이루어졌을 때, 더욱 정확한 경사기능재료의 해석이 가능할 것이며, 경사기능재료의 설계 시 필요한 기본 자료를 획득할 수 있을 것이다.

후 기

본 연구는 스마트무인기기술개발사업에 의해서 지원되었으며 스마트무인기기술개발사업 연구 그룹 여러분께 감사 드립니다.

참고문헌

- (1) Cho, J. R. and Ha, D. Y., 2002, "Volume Fraction Optimization for Minimizing Thermal Stress in Ni-Al₂O₃ Functionally Graded Materials," Materials Science and Engineering A334, pp. 147-155.
- (2) Cho, J. R. and Kim, B. G., 1999, "Finite Element Analysis of Thermal Stresses in Functionally Graded Layered Composites," KSME International Journal, Vol. 13, No. 2, pp. 108-115.
- (3) Powers, L. M., Jadaan, O. M. and Gyekenyesi, J. P., 1998, "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, pp. 162-171.
- (4) Obata, Y. and Noda, N., 1993, "Transient Thermal Stresses in a Plate of Functionally Gradient Material," American Ceramic Society, pp. 403-410.
- (5) Obata, Y. and Noda, N., 1993, "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), pp. 1097-1103.
- (6) Tanigawa, Y., Ootao, Y. and Kawamura, R., 1991, "Thermal Bending of Laminated Composite Rectangular Plates and Non-homogeneous Plates due to Partial Heating," Journal of Thermal Stresses, 14(3), pp. 285-308.
- (7) Ootao, Y. and Tanigawa, Y., 1994, "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), pp. 2273-2279.
- (8) Park, K. T. and Farghalla, A. M., 1995, "Creep Strengthening in a Discontinuous SiC-Al Composite," Metal. Transaction, Vol 26, pp. 3119-3129.
- (9) Sutradhar, A., Paulino, G. H. and Gray, L. J., 2002, "Transient Heat Conduction in Homogeneous and Non-homogeneous Materials by the Laplace Transform Galerkin Boundary Element Method," Engineering Analysis with Boundary Elements 26, pp. 119-132.
- (10) Brown, S. G. R., Evans, R. W. and Bilshire, B., 1986, "Creep Strain and Creep Life Prediction for the Cast Nickel-based Super-alloy IN-100," Material Science and Engineering, Vol 84, pp. 147-156.
- (11) Mishra, R. S., 1992, "Dislocation Creep Mechanism Map for Particle Strengthened Materials," Scripta Metal., Vol 26, pp. 309-313.
- (12) David A. Woodford., 1996, "Creep Strength and Fracture Resistance of Directionally Solidified GTD111," The Minerals, Metal & Materials Society, pp. 353-357