

<論文>

고온 내열재료를 사용한 스마트 무인기 덕트의 열 구조 해석

박정선* , 임종빈** , 윤동영** , 이근명*

Thermal Structural Analysis of a Duct with Heat Resistant Metal
Materials for Smart UAV

J. S. Park*, J. B. Im**, D. Y. Yoon**, K. M. Lee*

목 차

- I. 서 론
- II. 고온내열재료 Trade-off Study
- III. 고온에서의 재료 특성 분석
 - 3.1 대류조건이 없을 때 Heat Flux 분포 분석
 - 3.2 대류조건이 있을 때 온도 분포 및 응력
- IV. 경사기능재료
 - 4.1 이론적 배경
 - 4.2 경사기능재료의 크리프 해석
- V. 결 론

Abstract

In unmanned aerial vehicle (UAV), the high temperature results from friction with the air, combustion of fuel and combustion gas of a nozzle etc. It causes serious problems in the UAV structure. The characteristic analysis of heat resistant metal and ceramic materials and creep analysis for the functionally graded material (FGM) is presented 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 heat condition. In addition, the creep behavior of FGM applied in duct structure of an engine is analyzed.

Key words : UAV(무인기), Heat Resistant metals(내열재료), Functionally Graded Material(경사기능재료), Creep Analysis(크리프 해석)

* 정회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부
연락처, E-mail: jspark@hau.ac.kr
** 한국항공대학교 대학원

I. 서론

현재 무인항공기가 전쟁뿐 아니라 일상생활에서도 그 장점과 활용도가 입증된 가운데 미래에는 더욱 무인 항공기(UAV)의 사용이 급격하게 늘어날 전망이다. 이미 40개국이 80여종의 무인 항공기를 선보였고, 250여 가지의 무인 항공기가 개발 중이다. 우리나라는 지난 2002년부터 스마트 무인기 기술 개발 사업에 착수하여 현재까지 많은 연구를 수행하고 있다. 여기서 스마트란 충돌 위험을 스스로 인식하고, 임무를 자율적으로 판단하며, 자가 진단하고 복구하는 등 첨단 기능을 포함하고 있는 것을 뜻한다. 기존 무인 항공기보다 한 단계 발전한 스마트 무인기는 그 쓰임새가 훨씬 넓어질 것으로 예상된다[1].

무인항공기에는 공기와의 마찰이나 엔진에서 연료의 연소, 노즐에서 고온의 연소가스 등으로 인하여 많은 부분에 고온이 발생한다. 이는 전체 구조물의 안정성에 심각한 문제를 야기할 수 있는 사항이다. 이는 구조적인 문제로 해결하는 것이 현재의 가장 안정적인 방법으로 인식되고 있다. 이러한 고온에서도 안정적인 거동을 보이는 재료에 대한 연구가 많은 관심을 보이고 있고 진행되고 있다. 항공기에는 각 부분에서 고온을 일으키는 요소가 서로 다르고 이에 따른 온도의 범위 또한 매우 다양하다. 서로 다른 범위의 온도에 대해 항공기 구조의 수명시간동안 잘 견디고, 시스템의 효율도 떨어뜨리지 않는 역할을 할 수 있는 재료는 매우 중요하다.

본 연구에서 고려한 스마트 무인기의 로터 블레이드는 터보팬엔진으로부터 고온·고압의 가스를 tip-jet에 분사시켜 회전력을 얻는 방식이다. 따라서 로터 블레이드나 엔진의 내부는 대략 800℃-900℃ 정도를 견딜 수 있는 재료가 필수적일 것이다. 항공기의 경량화를 위해 이러한 온도에는 금속수지 복합재나 세라믹 복합재, 탄소/탄소 복합재 등이 그 후보가 될 수 있다. 이러한 고온과 함께 고속으로 비행하는 항공기는 공기와의 마찰로 인하여 항공기 표면에서는 대략 180℃의 고온이 발생한다. 이러한 온도에서는 금속수지와 같은 재료보다는 무게에서 훨씬 효율적인 화학적 수지를 사용한 복합재료가 더 우수한 특성을 보일 수 있다. 이와 같이 스마트 무인기에 사용 가능한 재료는 한 분야의 재료에 국한되지 않고 다양한 분야에서 그 사용가능성이 타진되어야 한다. 이러한 재료로써 경사 기능 재료(functionally graded material, FGM)와 같은 이질재료(non-homogeneous material)가 초고온의 열을 받는 분야에서 대단한 주목을 끌고 있다. 이 경사기능재료는 고온의 환경에서 열에 저항하기 위해 한쪽은 세라믹 재료로 하고, 다른 쪽은 가볍고 구조적 강성을 지닌 금속재료로 사용하며 중간재료는 점차적으로 변화된 일종의 복합재료이다. 이러한 소재는 재료의 물성치가 위치 및 온도에 대한 연속적인 함수관계를 가지게 되며, 구성요소의 적당한 조합에 의해 열응력을 줄일 수 있으므로, 경사기능재료는 초고온 환경에 적합한 항공우주 분야 및 핵 연료반응분야 등에 지속적인 개발 및 발전이 이루어져 사용 가능성을 넓혀 오고 있다. 따라서 본 연구에서는 경사기능재료의 크리프 해석을 수행하여 재료의 거동을 살펴보았다 [2~10]. 본 연구의 결과물로 사용될 재료는 비단 본 연구에 국한되지 않고 다른 일반적 사용 분야에 사용이 매우 높을 것으로 기대된다. 따라서 전 세계적으로 현재 개발된 재료에 대하여 각 사용목적에 적합한 재료를 찾아서 그 특성을 분석하고, 활용도를 높이는 것이 본 연구에서 수행할 내용이다.

II. 고온내열재료 Trade-off Study

고온내열 금속재료에서 일반적으로 사용되고 있는 재료는 금속합금 (metallic material) 재료이다. 금속합금 중에서 티타늄 합금은 600 °C 이상의 고온에서 사용이 가능하며 알루미늄 합금보다 내열성이 우수하여 항공기의 날개, 동체, 엔진의 부품으로 사용되고 있다. 하지만 고비용과 가공의 어려움으로 군용기, 우주선, 민간기의 일부분에 제한적으로 사용되고 있다. 니켈기 초합금은 대부분의 엔진 재료 및 날개, 동체 일부에 사용되고 있고 사용온도도 1000°C 까지 가능하다는 장점이 있다. 하지만 티타늄 합금에 비해 무겁다는 단점을 가지고 있다. 금속간 화합물이란 두 종류 이상의 금속이 간단한 비로 결합한 화합물을 말한다. 일반적으로 이렇게 이루어진 화합물 형태의 합금은 그 구성금속과 다른 결합구조나 물성을 지닌다. 따라서 일반 합금 계와는 다른 특성을 갖는다. 그간 금속간 화합물에 대해서는 많은 연구가 이루어져 이미 알려진 금속간 화합물의 종류만도 수백 종에 달하나 이들 중 규소 및 알루미늄계 금속간 화합물이 특히 유용하고 사용 가능성이 높다. 이들은 기존의 합금과는 다른 원자결합 형태로 인하여 용점과 강도가 높아 고온구조재료로 쓰일 수 있다. 현재 구조용 재료로서 주목받는 금속간 화합물 계는 Ti, Ni, Fe 등에 알루미늄이 결합한 알루미늄아이드와 Ni, Ti, Mo 등이 Si와 결합한 실리사이드이다.

<표 1> 다양한 고온 내열재료

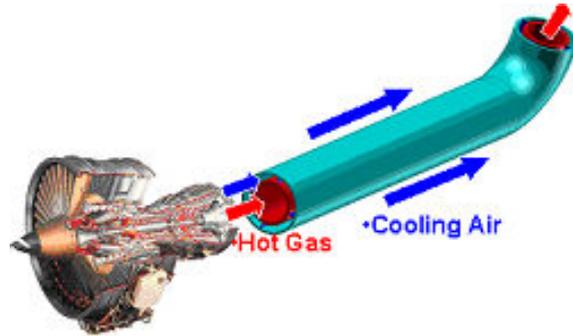
Material	Density (Kg/m ³)×10	Elastic Modulus (Gpa)	Thermal Expansion (10 ⁻⁴ /°K)	Thermal Conduction (W/m°K)	Melting Point (°C)
Aluminum 6061-T6	2.71	69.0	23.0	171	582-652
Beryllium I-70	1.85	304	11.2	220	1273
Molybdenum TZM	10.2	318	5.0	146	2620
Titanium 6AL-4V	4.43	110	8.8	7.2	1825
Beryllium-Copper Cu-2Be	8.25	131	17.5	130	1032
Stainless Steel Type	8.03	193	16.6	16.3	1400
Aluminum Silicon Carbide SXA 24-T6	2.91	117	13	125	548-660

III. 고온에서의 재료 특성 분석

무인항공기의 비행안정성을 확보하기 위하여 고온 환경이 주위에 최소한의 영향을 미치도록 구조물의 설계가 필요하다. 그러므로 엔진에서 가열된 연소가스를 로터 블레이드의 팁으로 전달하는 덕트 구조물에 대한 연구를 수행하였다. 덕트는 간단히 직선과 곡선 형상의 구조물로 묘사 할 수 있다. <그림 1>에서는 엔진과 연계된 덕트 구조물과 유동의 물리

적 경계조건을 나타내고 있다.

구조물의 온도에 의한 열변형과 열응력 등을 해석하기 위해서는 시스템의 온도 분포에 대한 자료가 우선적으로 필요하다. 시스템의 온도분포를 구하기 위해서는 고온 가스의 유동장의 온도분포 해석을 통해서 덕트 내부 온도분포에 대한 자료가 필수적이다. 본 논문에서는 축 방향의 온도분포는 일정하다고 가정하여 반경방향의 시스템의 온도 장을 계산한 후 이를 전 구조물에 적용시켰다. 반경방향의 온도 분포는 <그림 2>와 같은 모델을 설정한 후 적용하였다.

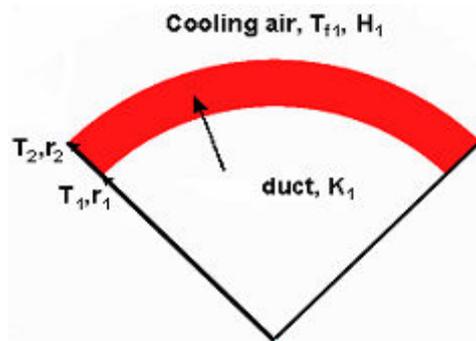


<그림 1> 덕트 구조물의 물리적 경계조건

1차원 열전달 해석을 통해서 유동장의 온도 분포를 구하고 이를 구조물의 열전달 해석을 위한 경계조건으로 입력하였다. 단위길이와 단위 각의 구조물에 고온의 유동에 의한 열전달량이 동일한 조건을 적용하면 식 (1)과 같이 된다.

$$\begin{aligned}
 q_{\text{unit-length,angle}} &= \frac{K_1}{\ln(r_2/r_1)} (T_1 - T_2) \\
 &= H_1 r_2 (T_2 - T_{f1})
 \end{aligned}
 \tag{1}$$

여기서 K는 열전도도, H는 유동의 대류계수, r은 반경, T는 온도를 나타낸다.



<그림 2> 일차원 반경방향 열해석 경계조건

덕트는 고온 배기가스 배출로 가장 열적 하중이 큰 단일 덕트의 곡선 부를 설정하였으며 대류 조건이 없을 때 덕트 구조의 재료에 따른 열 유량(heat flux) 분포와 대류 조건이 있을 때 덕트 구조의 재료에 따른 온도, 열응력 분포에 대하여 알아보았다. 열 방벽 코팅을 적용 구조물의 벽면온도를 800℃로 설정하여 열 해석을 수행하였다. 또한, 사례조사를 통해 획득한 재료들을 덕트 구조에 적용했을 때의 현상을 비교 검토하였다.

3.1 대류조건이 없을 때 열 유량 분포 분석

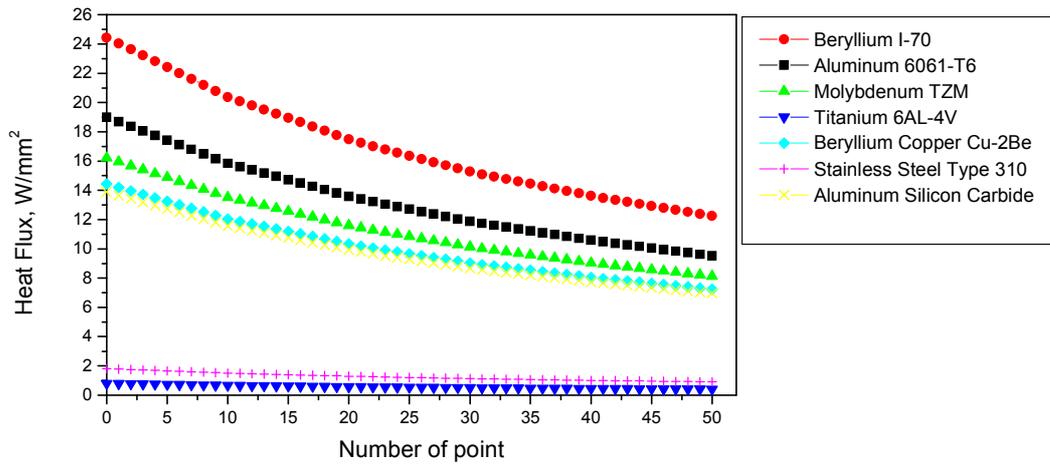
대류조건이 없을 때 <표 1>의 재료들을 사용하여 열 해석을 수행하였다. 열 해석 수행 결과 각각의 재료들의 특성에서 나타나는 단일 덕트의 동일한 위치의 단면에서의 열 유량 분포를 확인하였다. 열 유량이 가장 큰 재료는 베릴륨으로 나타났으며, 열 유량이 작은 재료는 티타늄, 알루미늄 계열로 나타났으며 결과는 <그림 3>에서 확인할 수 있다.

3.2 대류조건이 있을 때 온도 분포 및 응력

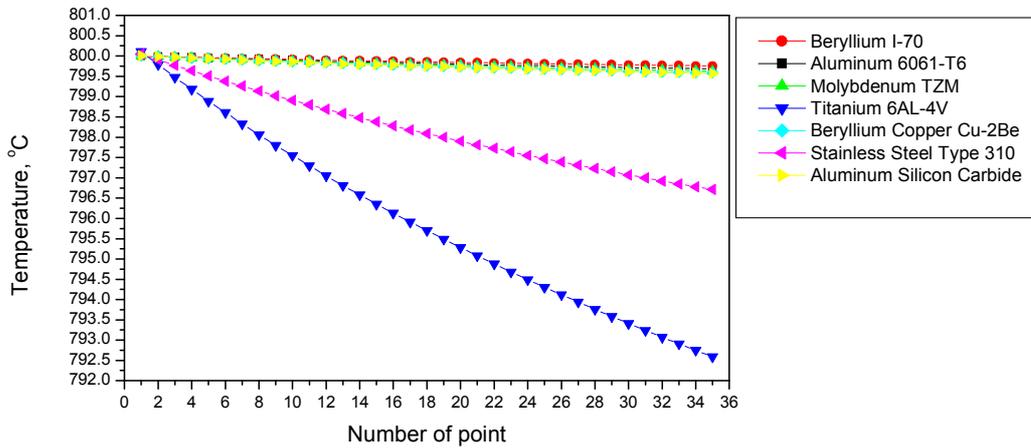
대류조건이 있을 때 각각의 재료에 대한 열 해석을 통해서 동일한 단면에서의 열 분포 현상이 어떻게 이루어지는 확인하여 보았다. 대류 조건은 일반 적인 자연대류 조건으로 하여 대류 열전달 계수는 5로 설정하였다. 그 결과 온도 변화가 가장 크게 나타나는 재료는 티타늄 이었고 그 다음은 알루미늄이었다. 다른 재료들은 거의 비슷한 온도 변화를 보였다. 이 결과는 <그림 4>에서 확인 할 수 있다. 다음으로 열응력 해석 결과를 살펴보면 <표 2>에 나타나 있는 것 같이 Molybdenum 이 허용응력 (860 Mpa)의 5%의 응력으로 열응력 해석에서 가장 우수한 성능을 보였다. 또한 Stainless Steel Type 310의 허용응력을 약 2.4배 초과하므로 적합한 재료라 생각되지 않는다.

<표 2> 열응력 해석 결과

Material	Thermal Stress (Mpa)	Yield Stress (MPa)
Aluminum 6061-T6	36.70	275
Beryllium I-70	56.30	172
Molybdenum TZM	42.30	860
Titanium 6AL-4V	540.2	1100
Beryllium-Copper Cu-2Be	64.10	500
Stainless Steel Type	750.6	310
Aluminum Silicon Carbide SXA 24-T6	48.10	464



<그림 3> 덕트 구조에 대한 각 재료들의 열 유량 분포



<그림 4> 덕트 구조에 대한 각 재료들의 온도 분포

IV. 경사기능재료

스마트 무인기의 로터 블레이드나 엔진 내부는 대략 800°C-900°C 정도를 견딜 수 있는 재료가 필수적일 것이다. 항공기의 경량화를 위해 이러한 온도에는 금속수지 복합재나 세라믹 복합재, 탄소/탄소 복합재 등이 그 후보가 될 수 있으며, 본 논문에서는 최근에 많은 신소재 중에서 경사 기능 재료(functionally graded material, FGM)를 이용하여 열응력과 크

리프 해석을 수행하였다. 이 경사기능재료는 고온의 환경에서 열에 저항하기 위해 한쪽은 세라믹으로 하고, 다른 쪽은 가볍고 구조적 강성을 지닌 금속재료로 중간 재료는 점차적으로 변화된 일종의 복합재료이다. 이러한 소재는 재료의 물성치가 위치 및 온도에 대한 연속적인 함수관계를 가지게 된다. 구성요소의 적당한 조합에 의해 열응력을 줄일 수 있으므로, 경사기능재료는 초고온 환경에 적합한 항공우주 분야 및 핵 연료반응분야 등에 지속적인 개발 및 발전이 이루어져 사용 가능성을 넓혀 오고 있다. 이러한 경사기능재료는 뛰어난 내열성을 가지는 특성으로 고온 상태에서 많이 사용되며, 이러한 특성 때문에 경사기능재료의 성공적인 사용을 위해서 크리프 특성에 대한 이해가 필요하다.

4.1 경사기능재료의 물성치

경사기능재료는 두 소재의 임의의 배합으로 만들어지고, 각 소재의 기능성을 보이기 위하여 체적비와 기공률이 점진적인 변화를 갖는다. 그러므로 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 Rules of Mixture와 Green 함수를 이용하여 경사기능재료에 대한 물성치를 식 (2)-(7)로 나타낸다.

$$\lambda = \frac{\lambda_c + 3\lambda_c(\lambda_m - \lambda_c)V_m}{3\lambda_c + (\lambda_m - \lambda_c)V_c} \quad (2)$$

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

$$\alpha = \frac{\alpha_m K_m V_m + \alpha_c K_c V_c}{K_m V_m + K_c V_c} \quad (4)$$

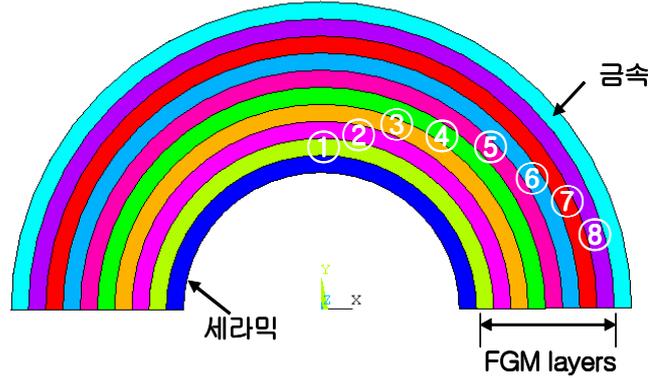
$$v = v_m V_m + v_c V_c \quad (5)$$

$$\rho = \rho_m V_m + \rho_c V_c \quad (6)$$

$$C = \frac{C_m \rho_m V_m + C_c \rho_c V_c}{\rho_m V_m + \rho_c V_c} \quad (7)$$

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

여기서 λ 는 열 전도도, E 는 탄성계수, α 는 열팽창계수, ν 는 포아송 비, ρ 는 밀도, C 는 비열을 나타내며, V_m 은 금속의 체적비이며, 첨자 m 과 c 는 각각 금속과 세라믹을 나타낸다.



<그림 5> 8-Layer 경사기능재료

<그림 5>는 8-Layer 경사기능재료의 단면을 보여주고 있는데 덕트 안쪽부분은 열 저항에 강한 세라믹으로 되어 있고 바깥부분은 구조를 지탱하기 위한 금속으로 구성되어 있다.

4.2 경사기능재료의 크리프 해석

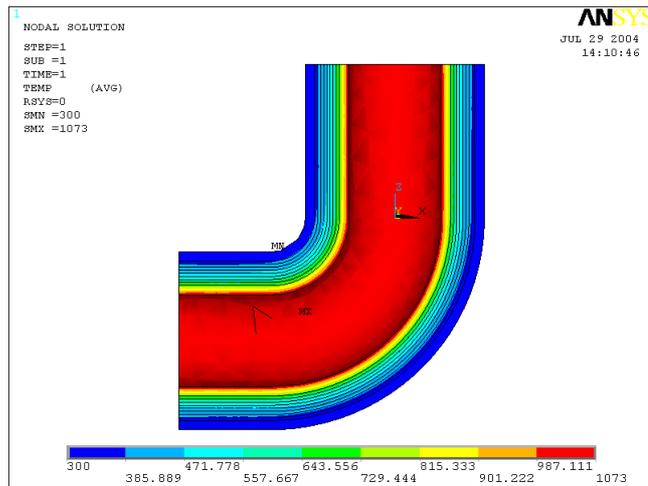
본 연구에서는 엔진 덕트 구조에 경사기능재료를 적용하여 크리프 해석을 수행하였다. 경사기능재료는 8개의 경사기능 층으로 가정하였고, 온도 조건은 세라믹 재료로 된 내부를 1073 K로 금속 재료로 된 외부온도를 300K로 설정하였다. 또한 세라믹 재료는 Zirconium Oxide를 금속 재료는 Titanium 4AL-4V를 사용하였다. 크리프 해석은 2차 영역에 대하여 식(8) Norton 식을 적용하여 수행하였으며, 정상상태 열전달 해석 결과 계산되어진 덕트의 온도 분포를 적용하여 200시간 정상 상태 크리프 해석을 수행하였다[11].

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

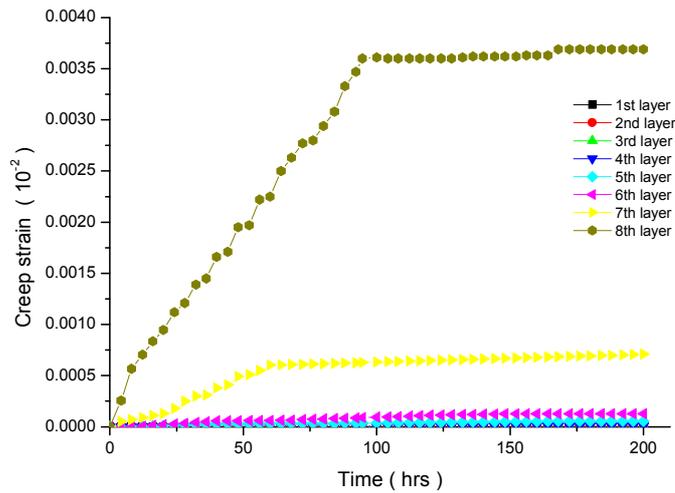
<표 3> 2차 크리프 변형률 속도 방정식에서 정의된 크리프 상수

	Zirconium Oxide	1st layer	2nd layer	3rd layer	4th layer	5th layer	6th layer	7th layer	8th layer	Titanium
C7	3.9512	3.9854	4.0196	4.0538	4.088	4.1222	4.1564	4.1906	4.2248	4.259
C8	10.2	10.707	11.213	11.72	12.27	12.733	13.24	13.747	14.253	14.76
C10	87202	86730	86258	85786	85214	84843	84371	83899	83427	82955

<그림 6>은 정상상태 열전달 해석을 한 결과를 보여주고 있다. 내부온도를 1073 K로 적용한 결과로서 곡선 안쪽부분에 경계층이 발생하여 바깥쪽보다 온도가 낮은 것을 알 수 있으며, 대부분의 열이 두 번째 Layer까지 약 40%이상 차단됨을 볼 수 있다.

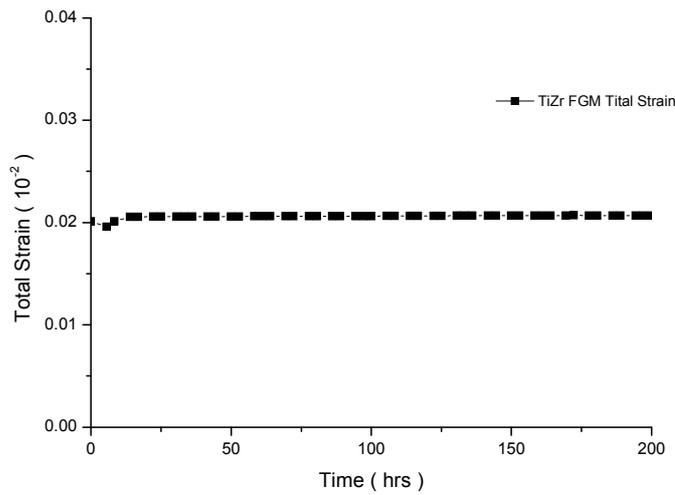


<그림 6> 경사기능재료를 사용한 덕트의 온도분포



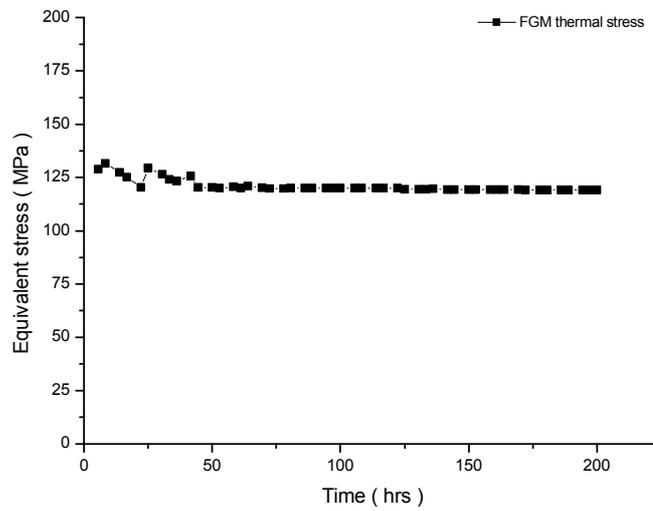
<그림 7> 각 경사기능 층들의 시간에 따른 크리프 변형률

<그림 7>는 각 경사기능 층의 크리프 변형률을 보여주고 있다. 첫 번째 층에서 네 번째 층까지는 세라믹(Zirconium Oxide)의 비율이 높기 때문에 일반적인 금속의 크리프 곡선을 보여주지 못하는 반면에 일곱 번째와 여덟 번째 층에서는 금속(Titanium 4AL-4V)의 비율이 높기 때문에 일반적인 크리프 변형률을 보여주고 있다.



<그림 8> 시간에 따른 TiZr FGM의 전체 변형률

<그림 8>에서 보는바와 같이 시간에 따른 전체 변형률은 거의 변화가 없음을 알 수 있었고, <그림 9>에서 등가 응력이 미세하나마 시간이 지남에 따라 조금씩 이완되는 것을 볼 수 있었다.



<그림 9> 시간에 따른 응력 변화

V. 결 론

본 연구에서는 스마트 무인기에서 사용 가능한 고온내열 재료에 대한 특성 및 경사기능 재료의 크리프 변형 특성을 분석하였다. 스마트 무인기에 사용 가능한 금속 재료를 조사하여 그 재료가 고온에서 사용가능한지를 확인하기 위해서 덕트 구조에 대한 각각의 재료를 적용하여 열 해석을 수행하였다. 본 연구에서 적용한 금속 중에서 덕트 구조의 열 조건에서 가장 적합한 재료는 온도 차폐성능 및 열응력에서 좋은 결과를 도출한 폴리브덴이었다.

또한, 구조해석 프로그램인 ANSYS를 이용하여 경사기능재료의 정상상태 열전달 해석을 통해 경사기능재료의 온도분포를 계산하였고, 온도 분포에 의한 열 하중을 바탕으로 선형 응력 해석과 크리프 해석을 수행하였다. 경사기능재료의 세라믹 부분에서 대부분의 열을 차단하는 것을 볼 수 있었고, 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 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) 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.
- 4) 남현욱, 한경섭, "응력과 온도 변화에 따른 금속복합재료의 크리프 수명 예측," *대한기계학회논문집 A권*, 제 23 권, 제 3 호, 1999, pp. 415-424.
- 5) 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.
- 6) 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.
- 7) 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.
- 8) 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.
- 9) 김귀섭, 최덕기, "FGM판의 비정상 열응력에 미치는 체적비와 기공률의 영향," *한국항공우주학회지*, 제 25 권, 제 5 호, 1997, pp. 62~68.
- 10) 김귀섭, 최덕기, "경사기능재료 원통의 비정상 열응력," *한국항공우주학회지*, 제 26 권, 제 1 호, 1998, pp. 89-98.
- 11) 박정선, 이수용, 김종운, 이안성, "크리프 해석을 통한 터빈 블레이드의 수명 예측," *한국항공우주학회지*, 제 30 권, 제 8 호, 2002.
- 12) Park, K. T. and Farghalla, A. M., "Creep Strengthening in a Discontinuous SiC-Al Composite," *Metall. Trans. a*, Vol 26, 1995, pp. 3119-3129.
- 13) Sutradhar, A., Paulino, G. H. and Gray, L. J., "Transient Heat Conduction in Homo- geneous and Non-homogeneous Materials by the Laplace Transform Galerkin Boundary Element Method," *Engineering Analysis with Boundary Elements* 26, 2002, pp. 119-132.
- 14) Daleo, J. A., Ellison, K. A. and Woodford, D. A., "Application of Stress Relaxation Testing Metallurgical Life Assessment Evaluation of GTD111 Alloy Turbine Buckets," *Journal of Engineering for Gas Turbine and Power*, Vol 121, 1999, pp. 129-137.
- 15) Brown, S. G. R., Evans, R. W. and Bilshire, B., "Creep Strain and Creep Life Prediction for the Cast Nickel based Superalloy IN-100," *Material Science and Engineering*, Vol 84, 1986, pp. 147-156.
- 16) Mishra, R. S., "Dislocation Creep Mechanism Map for Particle Strengthened Materials," *Scripta Metall.*, Vol 26, 1992, pp. 309-313.