

# 輕量の 高強度 複合材料의 開發

(第一部 黑鉛纖維 複合材料의 로켓트 및 미사일 分野 應用)

=====李 興周·徐 官世=====

〈陸軍士官學校 助教授〉

## I. 序 論

材料의 發展은 새로운 工業技術을 낳게 하고 工業技術의 進步는 새로운 材質을 要求하기 때문에 材料의 發展과 工業技術의 進步는 不可分의 關係에 있다. 지금까지 많은 工業材料가 研究되고 發展되어 왔음에도 不拘하고 現代의 工業技術의 要求를 充足시키기에는 많은 어려운 點이 있다. 그의 根本的인 어려움은 現代의 工業技術은 하나의 獨特한 材料의 性質만을 要求하지 않고 때로는 둘 또는 그 以上の 相互 二律背反的인 材料의 性質을 要求하고 있기 때문이다. 現在 쓰이고 있는 工業材料의 限界點을 把握하고 工業技術의 要求를 充足시킬 수 있는 여러가지 材料가 研究 發展되고 있으나 適合한 材料를 開發한다는 것은 어려운 일종의 하나이다.

蘇聯이 1957年 10月 4日에 發射한 Sputnik 1號 人工衛星의 地球軌道 進入 成功<sup>1)</sup>은 全世界를 놀라움과 興奮의 도가니 속으로 몰아 넣었으며 새로운 宇宙時代에 對한 希望과 美國과 蘇聯의 熾烈한 宇宙競爭을 誘發하였던 것이다.

人工衛星의 發射는 크게 나누어 로켓트의 推進 및 制禦問題, 그리고 材料의 問題로 나누어지며 로켓트의 速度가 音速의 3倍(Mach 3)以上이 되면 Aerodynamic Heating 現象에 의하여 로켓트의 先體部分의 溫度는 約 1000°C 以上으로 올라가고, 로켓트의 內部에는 推進劑(Propellant)와 制禦裝置(Control Equipment)를 積載하기 때문에 30°C 以上으로 溫度가 올라가는

것을 許容하지 않는다<sup>2)</sup>. 더욱 制限된 推進劑의 量으로 보다 많은 裝備를 推進하여야 하기 때문에 가벼워야 하는 것이 先決條件이다<sup>3)</sup>. 即 High-Thermal Impact Resistance, High-Modulus, High-Strength 그리고 Low-Density 의 材料 開發이 要求되었으며 이러한 要求條件을 滿足시킬 수 있는 새로운 材料의 開發에 拍車를 加했던 것이다.

W. Watt, W. Johnson 등 많은 Advanced Composite Material 研究者들에 의한 集中的인 努力의 結果 上記의 要求條件을 同時에 滿足시킬 수 있는 새로운 材料를 開發하였는데 이를 Space Material 또는 High-Performance Material 이라고 부른다<sup>4)</sup>. D.H. Bowen, C. C. Chamis 등은 High-Performance Material 中에서 黑鉛纖維(Graphite Fiber)로 補強된 複合材料(Composite Material)가 가장 理想的인 것으로 判斷하였다.

## II. 黑鉛纖維 複合材料의 로켓트 및 미사일 分野 應用

로켓트나 미사일이 高速으로 비행할 때 그 表面에서는 空氣와의 마찰에 의하여 Aerodynamic 加熱現象이 일어나는데 이러한 現象으로 인하여 미사일의 表面의 溫度가 올라간다. 이와같은 Aerodynamic 加熱現象은 로켓트나 미사일의 速度, 高度, 모양, 空氣 흐름의 狀態 등 諸般 要素에 의하여 좌우되지만, 그중에서 2가지의 支配的인 要素를 들면 空氣의 密度(Air Density)와

粘性(Viscosity)이 高度에 따라 變化하기 때문에 高度가 하나의 要素가 될 수 있고, 다른 하나는 로켓트나 미사일의 速度라고 볼 수 있다<sup>7)</sup>. 미사일이나 로켓트에서는 空氣가 表面을 흐를 때 Leading Edge 나 Nose Cone 部分에 생기는 Stagnation Point 의 Heat Flux 를 速度와 高度의 함수로 표시하면 그림 1과 같고 그의 代表的 Thermal Data 는 도표 1과 같다.

가. Leading Edge 와 Nose Cone

Aerodynamic Heating 現象에 依하여 높은 溫度가 형성되는 Leading Edge 나 Nose Cone 部分에서는 Thermal Protection 을 實施하여야 한다. 그 理由를 세가지 측면에서 說明하면 다음과 같다.

(1) 로켓트나 미사일에서 주로 많이 使用하는 Nickel-Cadmium Chemical Battery 는 10~

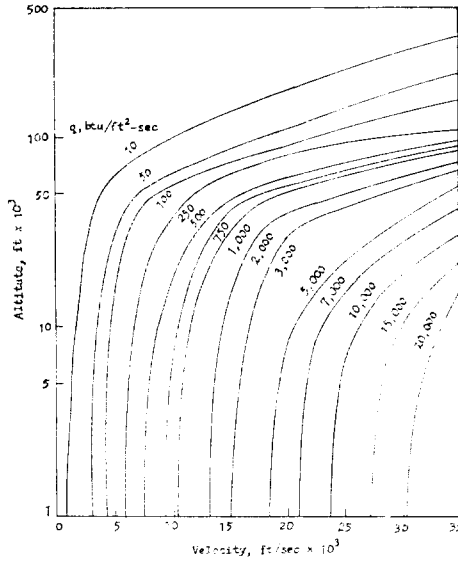


그림 1. Stagnation Point 에서의 飛行體의 速度와 高度에 따른 Heat Flux

도표 1. 飛行體의 速度와 時間 및 熱量

Vehicle	Maximum Velocity (fps)	Total Heat Flow (Btu)	Average Heat Flux But/(ft <sup>2</sup> sec)	Time (sec)	Equil. Temp. (°F)
Supersonic Transport Vehicle	4,000	5,000	0.5	3 hr	800
Advanced High-Altitude Cruise Vehicle	6,000~10,000	50,000	5~10	3 hr	1,400~1,800
Low-Altitude Cruise Vehicle	3,000	50,000	15	1 hr	2,000
Boost Glide: Low L/D High L/D	35,000 24,000	11,000 25,000	30 15	350 2,500	3,500 2,000
Tactical Missile	5,000~9,000	4,000	10~50	10~75	1,800~2,000
ICBM	23,000	11,000	450	25	6,000

15°C 以下로 내려가거나 40~50°C 以上으로 올라가면 제 技能을 發揮하지 못하기 때문이다<sup>8)</sup>.

(2) Germanium Transistor 는 80°C 以上으로 溫度가 올라가면 제 性能을 發揮하지 못하고 Silicon Transistor 는 80°C 보다 약간 높은 溫度에서 可動은 하지만 大部分의 電子裝備은 15~20°C 보다 낮거나 35~40°C 보다 높으면 技能을 發揮함에 있어서 難을 수 없다.

(3) 液體 推進劑(Liquid Propellant)나 固體

推進劑(Solid Propellant)는 常溫(Room Temperature)에서 가장 理想的인 技能을 發揮하고 있다<sup>9)</sup>.

Thermal Protection 을 위해서는 外部에는 熱衝擊 抵抗(Thermal Shock Resistance)이 좋은 材料를, 內部에는 絕緣(Insulation)이 잘 되는 多層 複合材料(Multi-Layered Composite Material)를 使用해야 한다.

로켓트나 미사일의 外部 表面에 使用하는 材

料는 그림 2과 3에서 볼 수 있는 바와 같이 高溫에서도 機械的 性質(Mechanical Property)을 喪失하지 않는 黑鉛纖維 複合材料(Graphite Fiber Reinforced Composite Material)가 理想的이다<sup>10)</sup>.

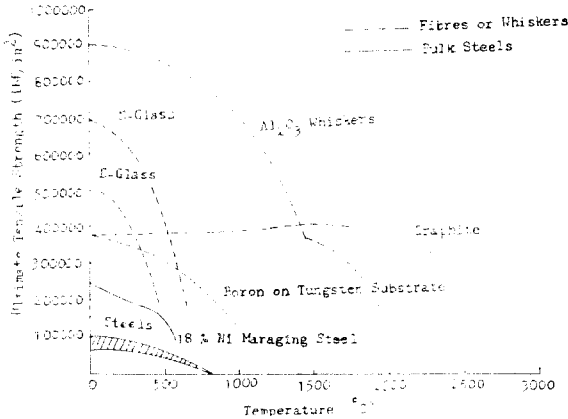


그림 2. 材料의 溫度 上昇과 引長强度의 變化

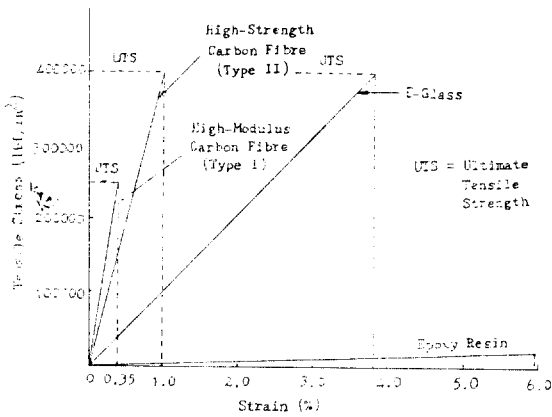


그림 3. 高强度 纖維의 應力과 變形率

나. 모터 (Motor)와 노즐 (Nozzle)

로켓트의 모터나 노즐을 分析할 때는 時間的 흐름에 따른 溫度의 變化 및 노즐 內에서의 溫度 勾配(Temperature Gradient)를 알아야 한다. 로켓트 노즐의 溫度 分布를 簡單히 說明하면 그림 4와 같고 로켓트 各 要素의 時間的 變化에 대한 溫度의 變化는 그림 5과 같으며 노즐에서의 熱傳達은 그림 6과 같다.

固體 推進劑를 使用하는 로켓트의 노즐에서는 약 3000°C의 溫度로 부터 노즐을 保護하여야

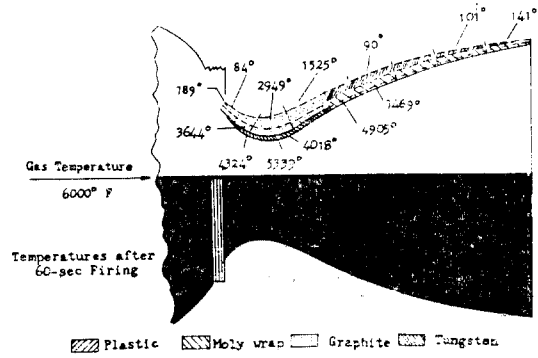


그림 4. 로켓트 노즐의 熱分析

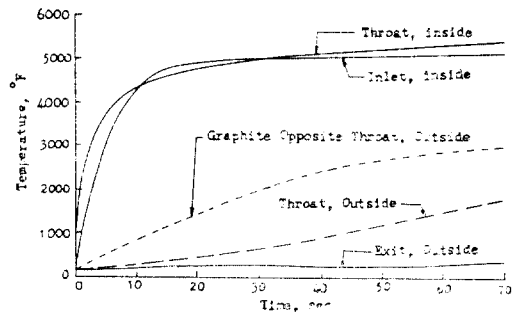


그림 5. 로켓트 各 要素의 時間的 變化에 對한 溫度의 變化

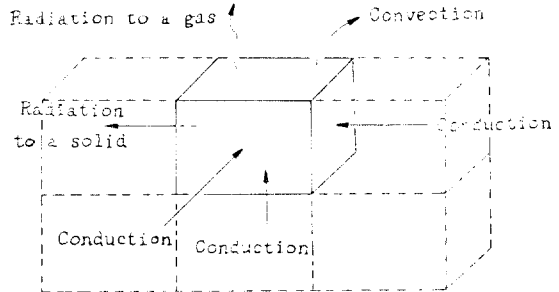


그림 6. 로켓트 노즐의 熱傳導 模型

하기 때문에 Decomposition Temperature(약 3500°C)가 높고 熱傳導係數(Thermal Conductivity) 및 壓縮應力(Compression Strength)이 큰 材質을 使用하여야 한다<sup>10,11)</sup>.

가벼우면서도 高溫 高壓에 견딜 수 있는 材料 가운데 하나는 黑鉛板에 黑鉛纖維를 補強한 材料이다. Mod-3 材料는 黑鉛板에 黑鉛纖維를 補強한 代表的인 複合材料로서 高溫에서도 높은 應力을 가지는 반면에 약 2500°C 程度에서는 酸化에 약한 短點이 있다. 따라서 Mod-3 材料를 로

켓트의 노즐에 使用할 때는 内部 燃燒가스 接觸部에 Refractory Metal 이나 Ceramic 또는 텅그

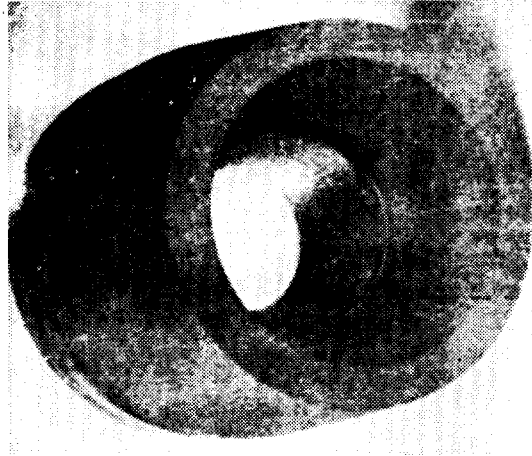
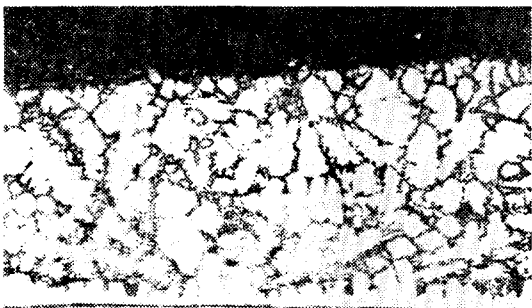
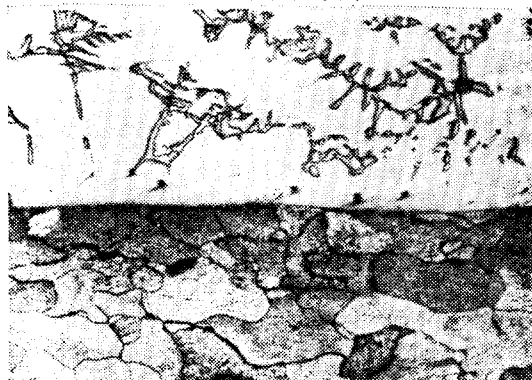


그림 7. 텅그스텐 쉬트(Tungsten Sheet)로 補强된 로켓트 노즐



a. 텅그스텐과 黑鉛의 接觸部 斷面 (Etching 시키지 않음)



b. 텅그스텐과 黑鉛의 接觸部 斷面 (Murochamis 로 Etching 시켰음)

그림 8. 텅그스텐과 黑鉛接觸部의 材料 組織

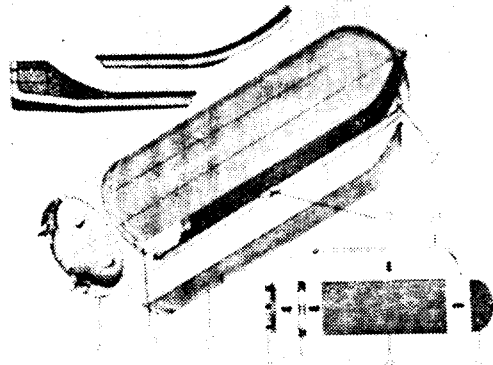


그림 9. 黑鉛纖維로 補强된 로켓트 모터케이스

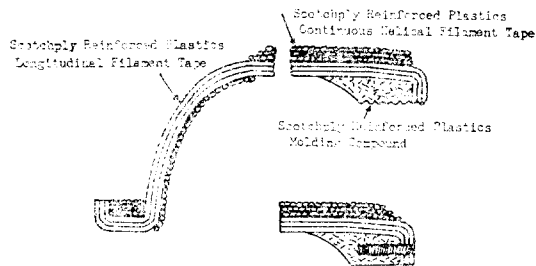


그림 10. 黑鉛纖維로 補强된 로켓트 케이스의 纖維配置圖

스텐 쉬트(Tungsten Sheet) 등으로 Liner 를 만들어 多層 複合材料(Multi-Layered Composite Material)를 만든다. 이와같은 多層 複合材料는 지금까지 알려진 複合材料中 가장 理想的인 것으로 判明되었다<sup>12)</sup>. 그림 7은 텅그스텐 쉬트를 노즐의 内部에 삽입한 것을 보인 것이며 그림 8은 黑鉛纖維로 補强된 黑鉛과 텅그스텐의 接觸을 보인 것이다.

이외에도 黑鉛纖維나 炭素로 補强된 複合材料는 그림 9에서 볼 수 있는 바와 같이 로켓트의 모터 케이스(Motor Case) 推進劑의 탱크 케이스(Propellant Tank Case)등을 만들 수 있다. 로켓트의 모터 케이스의 纖維組織과 補强 斷面을 簡單히 說明하면 그림 10과 같고 모터 케이스 製作을 위한 Filament Winding Machine의 한 예를 보이면 그림 11와 같다.

美國에서 開發한 J.T.A. Graphite Refractory 는 Graphite Zirconium Diboride와 Betasilicon

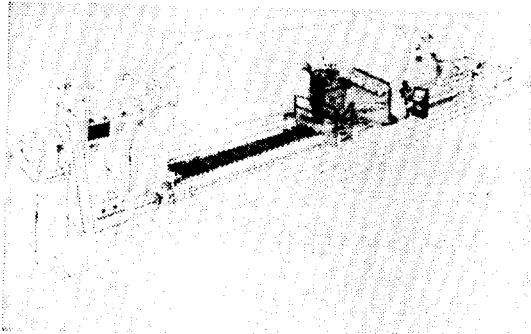


그림 11. 로켓트 모터케이스 製作을 위한  
Filament Winding Machine

Carbide의 複合材料로서 酸化에 대한 抵抗力이 크고 熱傳導係數, 熱衝擊 抵抗力이 크기 때문에 金屬板을 삽입하거나 金屬 被服을 實施할 必要가 없는 반면에 應力이 Mod-3材料보다 떨어진다<sup>13)</sup>.

#### 다. 其 他

黑鉛纖維로 補强된 複合材料는 ATS-6의 通信衛星의 트러스와 支持대 (Supporter)에 使用되었으며 이외에도 Space Vehicle의 Skirts, Nose Cone, Nozzle, Rocket Casing 등에 多樣하게 利用되고 있으며 Space Shuttle Orbiter 에도 使用되고 있다.

### Ⅲ. 結 論

높은 彈性係數와 引長應力, 優秀한 疲勞 및 衝擊抵抗力, 그리고 높은 振動 吸收力을 가지면서도 가벼운 黑鉛纖維로 補强된 複合材料는 로켓트나 미사일 部分에서 뿐만 아니라 多方面의 産業分野에 應用될 수 있다(다음 號에 他 應用分野를 紹介할 豫定임). 輕量の 高强度 複合材料인 High-Performance 을 만들기 위해서는 첫째 優秀한 性能을 發揮할 수 있는 纖維의 製造, 둘째 纖維 相互間을 強力하게 結合시킬 수 있는 매트릭스 材料(Matrix Material)의 選定, 셋째 纖維와 매트릭스 材料의 結合을 強化시키기 위한 纖維의 表面處理, 넷째 願하는 모양으로 만드는 成型(Ferming and Shaping) 技術의 開發이 必須의이다.

### 附 言

本 發表文은 黑鉛纖維를 開發하여 黑鉛纖維로 補强된 輕量の 高强度 複合材料를 製造하는 陸軍士官學校 研究 報告書의 一部를 拔萃한 것임.

### 參 考 文 獻

1. Britanica Encyclopedia, Vol.20, 1971.
2. Parker, E.R., Materials for Missile and Spacecraft, McGraw-Hill Book Co., 1963.
3. Taylor, R.E., Private Communication, Head of Property Research Center, Purdue University, 1975.
4. Watt, W. and Johnson, W., The Effect of Length Changes during the Oxidation of Polyacrylonitrile Fibers on the Young's Modulus of Carbon Fibers, Appl. Polymer Symposia, 9, 1969.
5. Johnson, W. and Watt, W., Solid State Structure of High Modulus Carbon Fibers, Nature, 215, 384-386, 1967.
6. Touloukian, Y.S., Private Communication, Director of Thermophysical Properties Research Center, 1974.
7. Steuer, W.H., Materials for Thermal Protection, Materials for Missile and Spacecraft, McGraw-Hill Book Co., 1963.
8. Lipkis, R.P., Temperature Control of Spacecraft, McGraw-Hill Book Co., 1963.
9. Sutton, G.P., Rocket Propulsion Elements, John Wiley & Sons, 1958.
10. Levy, A.V., Extream High Temperature Materials, McGraw-Hill Book Co., 1963.
11. Lee, H.J. and Taylor, R.E., Thermophysical Properties of Carbon/Graphite Fibers and Mod-3 Graphite Fiber Reinforced Graphite, Carbon, Vol.13, 521-527, 1975.
12. Minges, M.L., Private Communication, Manager, Thermal Protection Systems, Space Missile Systems Support Branch, AFMI, 1969.
13. Vaccari, J.A., Graphite Composites Take Aim at the Sky, Mat. Eng., 36-38, 1969.