

탄소복합재를 이용한 위성 패널의 열해석

전형열*, 김정훈**, 박종석***, 박근주****

Thermal Analysis of Satellite Panel Using Carbon Composites

Hyoung Yoll Jun*, Jung Hoon Kim**, Jong Seok Park***, Keun Joo Park****

Abstract

Thermal control of satellite is mainly based on passive ways, such as the radiator made of aluminum honeycomb core with aluminum skins and OSR (Optical Solar Reflector). Additionally, for the thermal control of high dissipation unit, the aluminum doubler and heat pipe are utilized. Recently, efforts to find advanced thermal materials have been carried out to enhance heat rejection capability without increasing satellite size, weight and cost. This paper handles the carbon composites have high thermal conductivity with light weigh and have been considered as future thermal control materials to replace aluminum based radiator and doubler. Thermal analysis of satellite panel using APG(Annealed Pyrolytic Graphite) and carbon-carbon composites were performed and temperature contours were compared with the conventional thermal control methods.

초 록

인공위성의 효율적인 열제어를 위해 알루미늄으로 만들어진 하니콤 패널과 OSR로 구성된 방열판을 사용한다. 또한 추가적으로 발열량이 많은 부품의 경우, 알루미늄으로 만들어진 더블러와 히트파이프 등을 이용하여 열제어를 수행한다. 최근 위성 전장 부품의 발열량의 증가로 정해진 위성의 크기, 발사 중량 및 비용으로 더 많은 열을 외부로 효율적으로 방출할 수 있는 방열 능력향상에 대한 필요성으로 새로운 열제어 물질에 대한 연구가 진행 중이다. 특히, 탄소 복합재는 일반적으로 열전도가 매우 높고, 가볍고, 기계적 강성에 좋은 특성이 있어 차세대 열제어를 위한 물질로 많은 연구가 진행되고 있다. 본 논문에서는 차세대 탄소 복합재인, APG(Annealed Pyrolytic Graphite)와 탄소-탄소 복합재(carbon-carbon composites)를 이용하여 통신패널의 열제어를 수행하는 경우와 기존의 열제어 방식과의 차이를 수치적으로 비교하였다.

키워드 : 열해석(thermal analysis), 탄소복합재(carbon composites), APG, 열제어(thermal control), 위성패널(Satellite panel), 열전도도(thermal conductivity)

접수일(2011년 8월 25일), 수정일(1차 : 2011년 9월 26일, 2차 : 2011년 10월 13일, 게재 확정일 : 2011년 10월21일)

* 위성 열 추진팀/hyj@kari.re.kr

** 위성 열 추진팀/ jungkim@kari.re.kr

*** 정지케도 체계팀/jongpark@kari.re.kr

**** 위성 제어팀/kjp@kari.re.kr

1. 서 론

열제어 서브시스템(TCS: Thermal Control Subsystem)은 모든 구조체 및 부품의 온도를 외부 열환경으로부터 정해진 범위 안에 유지하는데 그 목적이 있다. 정지궤도 위성은 효율적인 열제어를 위해 남쪽과 북쪽 패널을 주 방열판으로 사용한다. 정지궤도의 특성상 남쪽과 북쪽 패널은 동시에 태양 복사에너지가 들어오지 않으며, 계절적으로 일정한 값을 유지하기 때문에 상대적으로 열 방출에 유리하여 방열판으로 사용된다. 반면에 동쪽과 서쪽 패널은 하루 동안에 태양에 의한 열유입량의 변화가 크기 때문에 방열판으로 사용될 수 없다. 특히 통신위성은 부품의 발열량이 많은 관계로 남쪽과 북쪽 패널이 위성의 주 방열판으로 사용되며, 효율적인 열제어를 위해 히트파이프 네트워크 및 AL(Aluminum) 더블러 등을 사용한다. 또한 외부, 즉 우주 공간으로 열을 방출하기 위해 패널의 바깥쪽에는 OSR(Optical Solar Reflector)과 외부 우주환경과 열적인 차단을 위해 다층박막단열재(MLI: Multi-Layer Insulation)등이 사용된다.

최근 위성 전장 부품의 발열량 증가로 정해진 위성의 크기, 발사 중량 및 비용으로, 더 많은 열을 외부로 방출할 수 있는 방열 능력 향상에 대한 필요성이 대두 되고 있다. 또한 발사 비용 및 개발 비용의 절감을 위해 위성의 소형 및 경량화에 대한 요구도 증가하고 있다. 따라서 위성 부품의 많은 발열량과 경량화에 대한 요구 등으로 인해 새로운 열제어 물질 등에 대한 연구가 진행 중이다. 본 논문에서는, 이 중 최근에 개발된 열전도도(Thermal conductivity)가 높은 APG(Annealed Pyrolytic Graphite)와 탄소-탄소 복합재(Carbon-carbon composites)를 이용하여 위성 통신패널의 열제어를 수행하는 경우와 히트파이프 및 방열판을 사용하는 기존의 열제어 방식과의 차이를 수치적으로 비교하였으며, 이 새로운 열제어 물질의 활용 방안에 대하여 고찰하였다.

2. 탄소복합재

차세대 열제어 물질 개발 및 선정에 있어서 주요 고려사항은 다음과 같다[1].

- 현재 사용하는 열제어 물질의 성질과 차세대 열제어 물질에 대한 요구 사항
- 물질의 기계적 및 열적 특성
- 발사시 하중 및 진동에 견딜 수 있는 특성, 제조 특성 및 제조 기간, 제조 비용, 재생산성

경량화에 대한 요구성 때문에, 현재 널리 사용되고 있는 알루미늄 구조 및 하니콤 패널을 대체하기 위해, 복합재료 등이 사용되어 왔으며, 1980년대 말에 개발된, 열전도성이 높은 K1100 탄소섬유복합재가 더블러(doubler)와 알루미늄 면재(facesheet) 등을 대체하여 사용되기도 했다. 그림 1은 알루미늄을 포함하여 위성에 사용되는 물질의 열적인 특성을 나타낸다.

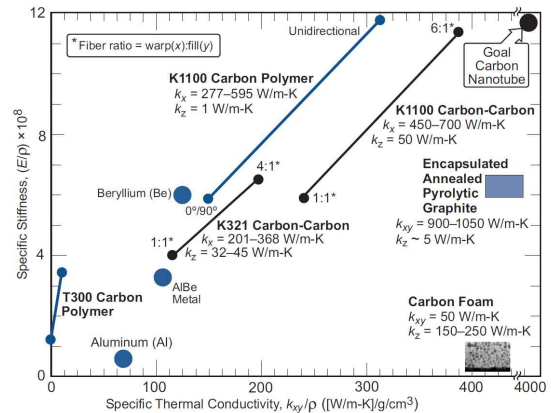


그림 1. 위성 재료의 열적 물성치[1]

그림 1에서 나타낸 K1100의 열전도도는 일반적으로 위성 방열판에 사용되는 알루미늄의 180 W/m-K에 비해 적어도 수 배 이상 높음을 알 수 있다. K1100(Carbon fiber polymer)은 1990년대 Aura와 Aqua EOS의 더블러(Doubler)로 사용되기도 하였다. 전자부품의 발열량이 증가함에 따라 XY 방향으로 열전도도가 더 높고, Carbon fiber polymer의 단점인 Z 방향의 열전도를 향상

시킨 물질 개발에 대한 연구 진행 되었다.

표 1은 탄소 폴리머에 기초해서 만들어진 탄소-탄소 복합재의 물성치를 나타낸다[1][2][3][4]. 표 1에서 알 수 있듯이 XY 방향뿐만 아니라 Z 방향으로도 열전도가 많이 향상되었음을 알 수 있다.

표 1. 알루미늄과 탄소복합재의 열적 물성치

Material	Fiber Lay-up Orientation	Fiber Volume (%)	Density (gm/cm ³)	Thermal Conductivity (W/m-K)		
				x	y	z
Aluminum 6061	Isotropic	N/A	2.70	170	170	170
K1100 carbon polymer	Unidirectional	60	1.84	595	1	1
K1100 carbon polymer	0°/90°	60	1.84	277	277	1
K1100 carbon-carbon	6:1 ^a	55	1.80	700 ^b	55 ^b	50
K1100 carbon-carbon	1:1 ^a	55	1.80	450 ^b	450 ^b	50
K321 carbon-carbon	4:1 ^a	50	1.75	368	97	45
K321 carbon-carbon	1:1 ^a	50	1.75	201	200	32

^aFiber ratio = warp(x):fill(y)
^bCalculated from rules of mixtures

K1100를 비롯한 탄소-탄소 복합재는 열전도도는 높아 졌으나[5][6], 비싼 제작비용 및 긴 제작기간 때문에 널리 사용되지 못하고 있다[1].

1990년대 K Technology Corporation에서 새로운 개념의 물질, APG(Annealed Pyrolytic Graphite)를 이용한 열제어 물질을 개발하였다[1][7]. APG는 강도가 낮은 Pyrolytic Graphite를 강도가 높은 알루미늄으로 그림 2와 같이 감싸는 개념이다.

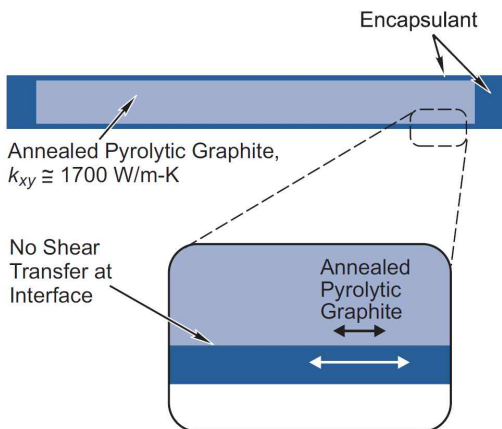


그림 2. Encapsulated APG[1][7]

3. 열해석

APG와 탄소-탄소 복합재를 이용하는 경우의 위성 전장 패널의 온도 분포를 계산하여, 기존의 열제어 방법을 사용하는 경우와 비교하고자 한다. 통신헬양기상위성의 MODCS(Meteorological and Ocean Data Communication Subsystem) 패널(1022 mm x 1092 mm, 그림 3)을 이용하여, 열해석을 수행하였다. MODCS 패널에서는 두개의 고발열량 부품과 네 개의 외장형 히트파이프가 장착되어 있으며, 위성 내부의 열은 방열판의 OSR(그림 4)를 통해 우주공간으로 방출된다.

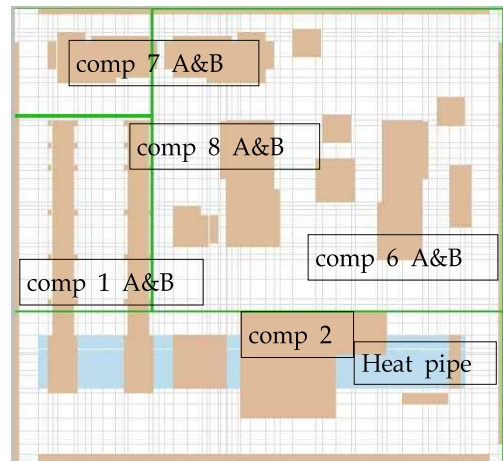


그림 3. MODCS 패널 내부 모델

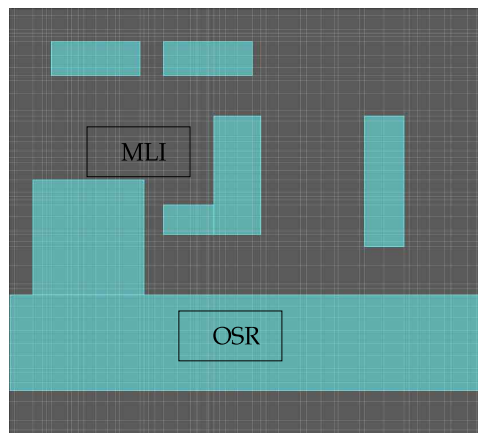


그림 4. MODCS 패널 외부 모델

3.1 히트파이프 사용 패널

MODCS 패널의 열제어를 위해 comp1과 comp2로 구성된 발열량이 많은 부품들을 외장형 히트파이프 위에 장착하였으며, 이 영역을 내부 MLI(다층박막단열제)를 사용하여 위성체의 다른 부분과 열적으로 분리시켰다. MODCS 패널에 장착된 주요 부품의 온도 요구 조건은 표 2와 같다. 또한 표 3은 부품의 발열량 및 열해석 모델에 사용된 노드 번호를 나타낸다. 표 3에서 알 수 있듯이 MODCS 패널은 총 124.95W의 열이 발생한다.

표 2. 부품의 온도 요구 조건

Equipment	TFO(°C)		TNF(°C)		TSU(°C)
	min	max	min	max	
comp1	0	75	-35	85	-30
comp2	15	70	-30	85	-30
comp3	-5	120	-35	135	-35
comp4	-10	75	-40	85	-30
comp5	-15	65	-40	80	-40
comp6	-10	55	-35	65	-30
comp7	-10	55	-35	65	-30
comp8	-10	55	-40	75	-30

TFO : Operating temperature

TNF : Non functioning temperature

TSU : Start-up temperature

표 3. 부품의 발열량

Equipment	Dissipation (W)	Node number
comp1-part1	4.0	250301
comp1-part2	14.6	250306
comp1-part3	60.5	250307
comp2	15.95	250041
comp8-A	10.2	250024
comp8-B	0.0	250124
comp6-A	5.7	250023
comp6-B	0.0	250123
comp7-A	14.0	250021
comp7-B	0.0	250022
Total	124.95	

MODCS 패널의 열해석을 수행한 결과는 그림 5와 같다. MODCS 패널은 위성의 북쪽 패널에 위치하므로 계절상으로 하지(Summer solstice)가 최고 고온 조건이 되며, 정상상태 계산을 통해, 임무 말 하지 경우에 대한, 각 부품의 온도를 계산하였다. 그림 5에서 알 수 있듯이 히트파이프의 온도가 약 47°C로 매우 균일하게 유지됨을 알 수 있다. 그림 6은 히트파이프가 없는 경우로, 그림에서 알 수 있듯이 comp1 부근 패널의 온도가 112°C 이상을 나타냄을 알 수 있다.

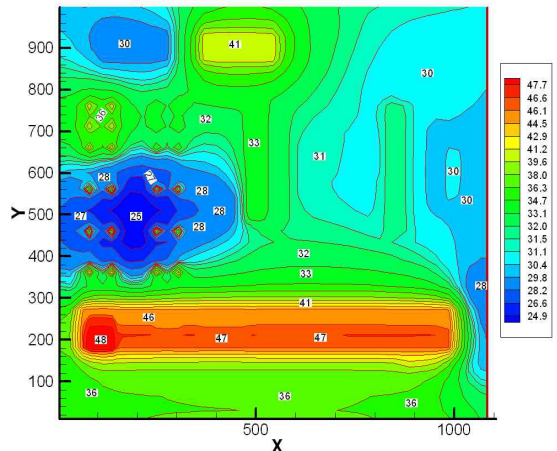


그림 5. MODCS 패널 온도 분포도

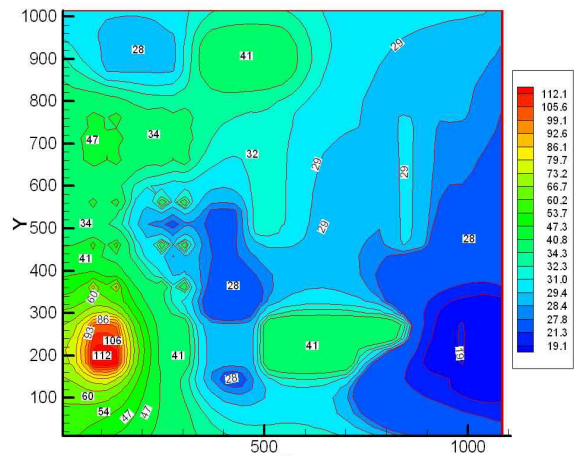


그림 6. MODCS 패널 온도 분포도
(히트파이프 없는 경우)

3.2 APG 더블러 사용 패널



그림 7. MODCS 패널 내부 모델(APG 사용)

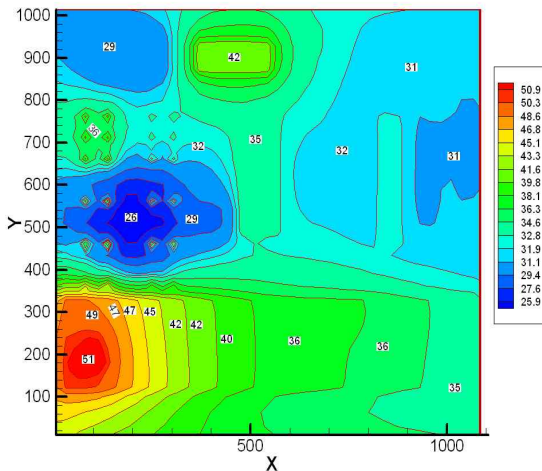


그림 8. MODCS 패널 온도 분포도(APG 사용)

히트파이프 대신에 APG 더블러를 이용하는 경우(그림 7)에 대한 열해석을 수행하였다. 나머지 조건은 히트파이프를 사용할 때와 동일하며, APG 더블러의 크기는 228 mm x 1067 mm x 3.56 mm 이다. 이때 APG 더블러의 열전도도는 XY방향은 1300 W/m/K, Z 방향은 5 W/m/K로 가정하였다. 히트파이프를 사용했을 경우와 비교

했을 때, 그림 8에서와 같이 전체적인 온도 구배가 큼을 알 수 있다. 약 35°C에서 51°C까지의 분포를 보여준다. comp1 온도는 60.3°C로 허용 온도 이내에 있어, 히트파이프 없이 APG 더블러만을 사용했음에도 MODCS 패널의 열제어가 가능하다고 판단된다.

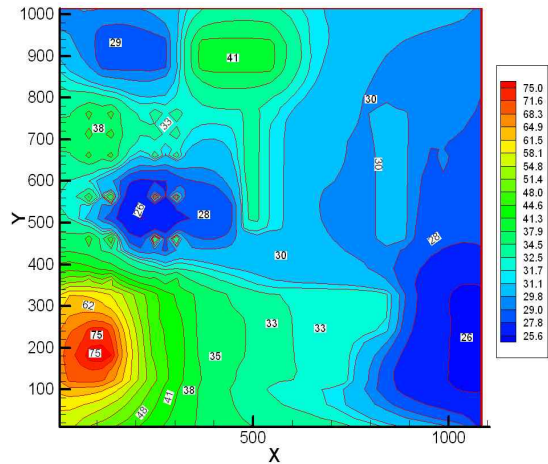


그림 9. MODCS 패널 온도 분포도(AL 더블러 사용)

그림 9는 히트파이프 없이, APG 더블러와 동일한 크기의 AL(알루미늄) 더블러를 사용한 경우의 패널 온도를 나타낸다. 발열량이 많은 comp1 부분의 패널 온도가 75°C까지 올라가며, 전체적으로 온도 구배도 APG 더블러에 비해 매우 크다. AL 더블러를 사용한 경우 패널 온도가 75°C부터 26°C까지의 분포를 보여, 기대한 만큼의 열분산 효과를 기대할 수 없었다. 또한 comp1의 온도가 79.4°C를 나타내어, 히트파이프 없이 순수한 AL 더블러만으로는 MODCS 패널의 열제어는 불가능하다.

3.3 탄소-탄소 복합재 패널

탄소-탄소 복합재 패널의 경우는, 히트 파이프나 더블러를 사용하지 않고, 패널 자체를 알루미늄 하니콤에서 순수 탄소 복합재로 가정하여 열해석을 수행하였다. 이때 탄소 복합재 패널의 두께는 2.54 mm, 열전도도는 XY방향은 230 W/m/K, Z 방향은 20 W/m/K 로 가정하였다.

그림 10은 통신해양기상위성의 MODCS 패널에서 히트파이프가 제거된 탄소-탄소 복합재 패널의 격자를 보여준다.

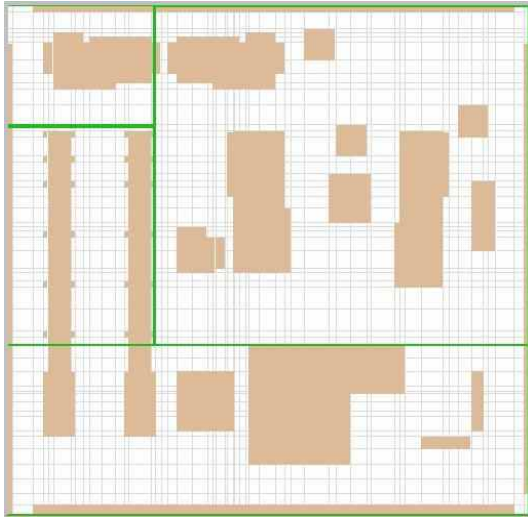


그림 10. MODCS 패널 내부 모델(탄소복합재)

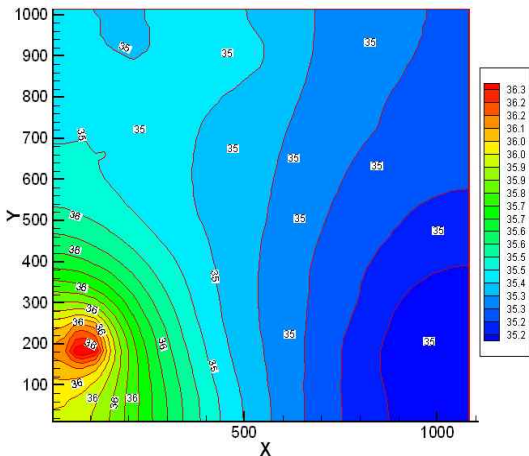


그림 11. MODCS 패널 온도 분포도(탄소복합재)

그림 11에서 알 수 있듯이, 패널 전체가 균일한 온도를 나타낸다. APG 더블러나 히트파이프를 이용했을 때 보다 훨씬 열분산이 잘 되어, comp1 영역이나 기타, 다른 부분의 온도 차이가 없다. 앞에서 언급했듯이 K1100 계열의 탄소-탄소 복합재 패널은 열적 특성은 매우 뛰어나,

비용 및 제작 기간 측면에서 불이익으로 인해, 현재 사용이 매우 제한되어 있다.

표 4는 다양한 조건에 대한 MODCS 패널의 열해석 결과이다. 여기서 AL 더블러를 사용하는 경우(AL DL)와, 히터파이프가 없는 경우(No HP)는 부품의 온도 요구 조건을 만족시키지 못한다. 따라서 MODCS 패널의 열제어로 가능한 경우는 히트파이프(HP), APG 더블러(APG DL)와 탄소-탄소 복합재(C-C)를 사용하는 경우이다.

표 4. 부품의 온도

Equipment	AL DL (°C)	AP G DL (°C)	HP (°C)	No HP (°C)	C-C (°C)
comp7-A	40.4	41.8	41.4	40.0	36.3
comp7-B	28.7	29.9	29.6	29.0	35.4
comp6-A	30.8	32.6	32.1	29.9	35.6
comp8-A	32.9	34.5	34.0	32.4	35.9
comp2	32.0	36.9	46.3	40.0	35.5
comp6-B	30.3	32.1	31.6	29.4	35.3
comp8-B	31.8	33.4	32.9	31.2	35.4
comp1-B	44.3	43.5	46.3	38.2	35.7
comp1-A	79.4	60.3	55.1	120.5	39.9

4. 결 론

통신해양기상위성의 MODCS 패널에 현재의 외장형 히트파이프를 사용하는 열제어 설계와 다른, APG 더블러와 탄소-탄소 복합재 패널을 이용한 경우에 대한 열해석을 수행하였다. 해석 결과에서 알 수 있듯이 열적인면에서만 고려한다면, 탄소-탄소 복합재를 사용하는 경우가 패널 두께도 작아지고, 전체적인 온도가 균일하여 많은 장점이 있다고 판단된다. 또한 APG 더블러와 히트파이프를 비교한 결과, APG 더블러가 AL 더블러에 비해 열전도도가 높으나, 패널의 온도 분포가 히트파이프를 이용하는 경우에 비해 균일하지 않기 때문에, MODCS 패널의 열제어 설계

를 대체할만하다고는 생각되지 않는다. 하지만, 제한된 경우에 한해, AL 더블러보다 가볍고, 열전도도가 좋은 APG 더블러의 사용은 고려할만하다고 판단된다. 구조 및 열적으로 장점이 많고, 비용면에서도 유리한, 탄소-탄소 복합재가 개발된다면, 열 방출 능력을 향상을 통해, 방열판 면적을 줄일 수 있으며, 히트파이프 사용 없이도 고 발열 부품의 열제어가 가능하다고 판단된다. 또한 구조적으로 탄소-탄소 복합재의 응용에 대한 연구도 추후 필요하다고 판단된다.

참 고 문 헌

1. Silverman, E., "Product Development of Engineered Thermal Composites for Cooling Spacecraft Electronics", Technology Review Journal, Fall/Winter 2005
2. Gilmore, D.G, "Spacecraft Thermal Control Handbook", California, Aerospace Press, 2002, Vol 1, pp.761-767
3. Shih, W.T., "Carbon-Carbon Composites for Thermal Management Applications", 39th International SAMPE Symposium, 1994, pp.2157-2167
4. Rawal, S.P., "Carbon-Carbon Thermal Doublers for Spacecraft" 44th International SAMPE Symposium, 1998, pp.1292-1298
5. Silverman, E., "Affordable Carbon-Carbon Composite Spacecraft Radiator Demonstration Program", Aerospace Conference Proceedings, IEEE, 2000, pp.207-213
6. Vaughn, W.L., "Carbon-Carbon Composite Facesheet Mechanical Characterization for EO-1 Bay Four Radiator", NASA/TM-1998-20432, 1998
7. Kugler, S.L., "Aluminum Encapsulated APG High Conductivity Thermal Doubler", AIAA-2008-1861, 2008