



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 50(1), 31-38(2022)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2022.50.1.31

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

## 실용위성 적용을 위한 GaN 기반 TR모듈 설계 기법

양호준<sup>1</sup>, 이유리<sup>2</sup>, 조성민<sup>3</sup>, 유경덕<sup>4</sup>, 김종필<sup>5</sup>

### The Design Method of TR Module Based GaN for Satellite

Ho-Jun Yang<sup>1</sup>, Yu-ri Lee<sup>2</sup>, Seongmin Cho<sup>3</sup>, Kyungdeok Yu<sup>4</sup> and Jong-Pil Kim<sup>5</sup>

LIG Nex1 Co., Yongin, Republic of Korea

#### ABSTRACT

TR module using in satellite must consider discriminative electrical and mechanical requirements compare to the one using in ground and aircraft system since not only the environment level of vibration and shock during the launch stage but also the level of radiation, vacuum and thermal variation from orbit environment are more severe than atmosphere condition. This paper describes the environmental conditions of launch and the orbit and, suggests design method of TR module applying GaN to satisfy the unique environmental requirements of satellite systems by especially focusing on parts selection, derating design, RF budget design, manufacturing process design, and thermal design of TR module.

#### 초 록

위성용 TR모듈이 지상용 또는 항공용 TR모듈과 다른 점은 높은 레벨의 진동, 충격과 같은 발사환경과 우주방사능, 진공, 온도 변화와 같은 궤도환경 고려가 필요하다는 것이다. 따라서 지상용 또는 항공용 요구사항과는 다른 전기적, 구조적 조건을 요구한다. 이에 따라 서론에서는 발사환경, 궤도환경에 대해서 서술하고, 본문에서는 위성용 TR모듈에서 GaN의 활용과 요구되는 조건을 충족하기 위한 설계 과정을 기술한다. 특히, 부품선정부터 Derating&RF Budget 설계, 공정 설계, 열해석까지 각각 단계에서 고려할 설계요소에 대해서 서술한다.

**Key Words** : TR Module(송수신모듈), LTCC(저온소성세라믹기판), Hermetic Sealing(밀폐접합), Satellite(위성)

#### 1. 서 론

위성용 TR모듈과 지상 또는 항공에서 사용되는 TR모듈의 차이는 사용 환경이 다르다는 것이다. 궤도 환경은 대표적으로 우주방사능, 진공, 극심한 온도 변화가 존재하기 때문에 이들을 고려한 설계가 필요하다. 첫째, 우주방사능 영향으로 TID(Total Ionizing Dose) Effect, SEE(Single Event Effect)에 대한 대책 방안이 필요하며, 이를 위해 내구성이 강한 부품을

선정하거나 Redundancy 설계를 적용하기도 한다. 둘째, 진공 환경에서는 기판, 하우징, 부품, 케이블 등에서 Outgassing을 유발하여 내부 부품 또는 타 장비에 영향을 줄 수 있기 때문에 Outgassing 최소화하는 것이 중요하다. 셋째, 극심한 온도 변화는 부품이 반복적으로 수축과 팽창이 일어나도록 하며, 부품 손상에 따라 장치 고장을 유발할 수 있다. 또한, 지상에서 수분이 완전히 제거되지 않은 상태로 궤도 환경에 노출될 경우에는 고장이 가속화될 수 있다.

† Received : November 15, 2021    Revised : December 23, 2021    Accepted : December 26, 2021

<sup>1</sup> Research Engineer, <sup>2-5</sup> Chief Research Engineer

<sup>1</sup> Corresponding author, E-mail : hojun.yang@lignex1.com

© 2022 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

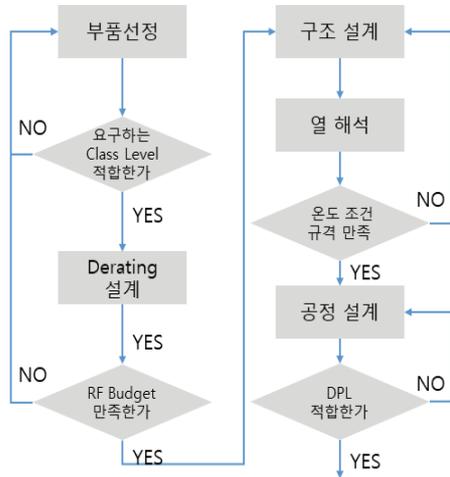


Fig. 1. Design Flow Diagram

따라서 위성용 TR모듈은 Hermetic sealing이 요구된다. 추가적으로 발사 환경에서 발생하는 진동/충격도 고려할 요소이다.

본 논문에서 설계된 GaN(Gallium Nitride) 기반의 TR모듈은 우주방사선 내성이 우수한 GaN 소자의 HPA(High Power Amplifier)를 적용하고, Outgassing 특성과 내구성이 우수한 LTCC(Low Temperature Co-fired Ceramic) 기판, 효율적인 방열이 가능한 Packaging에 Hermetic sealing을 적용한 구조이다.

이에 따라 본문에서는 Fig. 1과 같이 TR모듈을 설계하기 위한 부품 선정, Derating & RF budget 설계, 구조설계, 열 해석, 공정 설계까지 각각 단계에서 고려할 요소를 서술한다.

## II. 본 론

### 2.1 부품선정

실용위성급 부품 선정은 DLA(Defense Logistics Agency), QPL(Qualified Products List), ESA(European Space Agency), EPPL(European Preferred Parts List) 등에 등록된 표준품 사용을 우선한다. 또는 Space Heritage를 보유한 부품 사용을 선호한다. 만약 공식 인증기관 표준품 리스트에 등록된 부품이 아니고, Heritage도 없다면 Up-screening을 해서 사용이 가능하다. TR모듈에 주로 사용하는 RF MMIC의 경우 공식 인증기관의 표준품으로 등록된 부품이 적기 때문에 MIL-PRF-38534 또는 ECSS-Q-ST-60-12C에 따라 요구되는 Class에 적합한 up-screening을 하여 사용이 가능하다. Table 1은 MIL-PRF-38534에서 규정한 MMIC 부품 Up-screening 시험 항목을 나타낸다. Class에 따라 요구되는 시험 항목이 다르며, Space급 Class K인 경우는 Element visual, Internal visual부터 SEM(Scanning electronic microscope) 시

Table 1. MIL-PRF-38534 MMIC up-screening test

Sub group	Class		Test	MIL-STD-883		Quantity (accept number)	Reference paragraph
	K	H		Method	Condition		
1	X	X	Element electrical			100 percent	C.3.3.1
2	X	X	Element visual	2010 1/2069 1/2070 1/2072 1/2073		100 percent	C.3.3.2
3	X	X	internal visual	2010 1/2069 1/2070 1/2072 1/2073		10 (0)	C.3.3.3 C.3.3.4.2
4	X		Temperature cycling	1010	C	2/ 10 (0)	C.3.3.3
	X		Mechanical shock or Constant acceleration	2002 2001	B, Y1 direction 3,000 g's, Y1 direction		
	X		Interim electrical				C.3.3.4.3
	X		Burn-in	1015	240 hours minimum at +125°C		
	X		Post burn-in electrical				C.3.3.4.3
	X		Steady-state life	1005			
	X	X	Final electrical			C.3.3.4.3	
5	X	X	Wire bond evaluation	2011		10 (0) wire or 20(1) wires	C.3.3.3 C.3.3.5
6	X		SEM	2018 1/2077		see method 2018 of MIL-STD-883 or method 2077 of MIL-STD-750	C.3.3.6

힘까지 요구한다. 이처럼 우주 환경에서의 내구성을 갖추기 위해 부품 Level부터 다양한 시험을 통해 인증 단계를 적용하고 있다.

TR모듈에 적용한 GaN 소자 부품은 GaAs에 비해 높은 Wide Bandgap 특성을 가지며, 높은 전력 밀도로 RF 고출력이 가능하고 동작 온도가 높기 때문에 방산 분야에서는 고출력 송수신 모듈에 넓게 사용되고 있다. 또한, NASA (National Aeronautics and Space Administration)와 ESA의 GaN 신뢰성 연구에 따르면 우주 방사선 내성이 우수한 측정 결과를 보여준다[6,7]. 따라서 본 논문에서 설계한 TR모듈은 우주 신뢰성을 위해 GaN 소자를 적용하였다.

### 2.2 Derating & RF Budget

TR모듈에 사용하는 부품이 선정되면, 그 다음은 부품 Derating을 적용해야 한다. ECSS-Q-ST-30-11C에 따르면 Derating은 부품의 신뢰성을 높이기 위한 설계 프로세스이며, 부품에 따라 Family와 Group으로 나누어 Derating 적용 방식이 정해진다. Table 2는 본 논문에서 설계한 TR모듈의 주요 부품을 Family와 Group에 따라 분류한 표이다.

Derating 설계는 RF budget 설계도 고려하면서 진행해야 한다. 그 이유는 Derating 설계에 따라서 TR모듈에 적용되는 부품 특성이 바뀔 수 있기 때문이다. Table 2에 있는 부품 중 LNA CHA2110-98F를 예로 들어 Derating을 적용해보았다. 제조사는 CHA2110-98F의 Drain supply voltage를 5V로 공급하도록 권장하고 있다. 하지만 위성용 TR모듈에 사용하기 위해서는 ECSS-Q-ST-30-11C에 따라 해당 Family & Group은 Drain supply voltage의 Maximum Rating에서 75%로 낮춰서 사용하도록 표기되어 있다.

따라서 CHA2110-98F의 Maximum Rating은 5V이며, Derating 적용한 Drain supply voltage는 3.75V

Table 2. ECSS-Q-ST-30-11C Family, Group of TR Module parts

Family	Group	Parts
IC	MMICs	Corechip
Transistors	Microwave power-GaAs	DRA (Drive Amplifier)
Transistors	Microwave power-GaN	HPA (High Power Amplifier)
Transistors	Microwave low noise-GaAs	LNA (Low Noise Amplifier)
RF passive devices	Isolator /circulator	Circulator
Connector RF	Rectangular	RF connector
IC	MMICs	RF detector

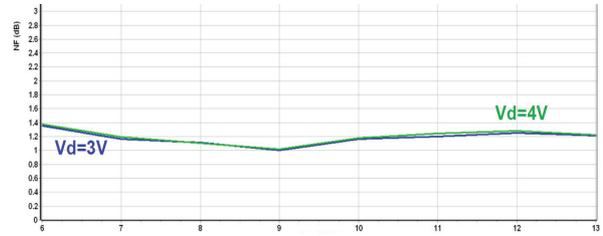


Fig. 2. CHA2110-98F Noise figure

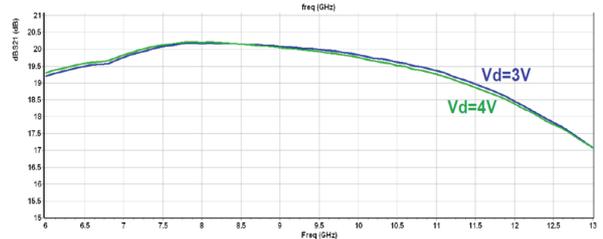


Fig. 3. CHA2110-98F Noise Gain

가 된다. 위성용 TR모듈에 사용하는 CHA2110-98F는 Drain supply voltage를 3.75V 이하의 값에서 설계를 적용해야 한다. Fig. 2와 Fig. 3은 CHA2110-98F의 Drain supply voltage에 따른 Noise figure, Gain의 특성을 나타내는 그래프이다.

본 논문의 TR모듈에 사용한 LNA에 Derating을 적용했을 경우 X-band에서 부품 특성이 크게 변하진 않았지만 반드시 검토가 필요하다.

Table 3과 Table 4는 앞서 Derating 설계를 적용한 TR모듈 송/수신 RF budget을 보여준다. 만약 Derating을 적용했을 경우 RF budget이 충족되지 않는다면 부품 변경이 필요할 수 있다. 이와 같이 부품 선정, Derating 설계, RF budget 설계 3가지 과정은 상

Table 3. TR module TX RF budget

PART	Input (dBm)	P1dB (dBm)	Gain/ Loss (dB)	Output (dBm)	Dissipated power (W)
Connector	0.00	-	-0.10	-0.10	-
wire bond	-0.10		-0.10	-0.20	-
Corechip	-0.20	11.00	6.00	5.80	0.36
wire bond	5.80	-	-0.20	5.60	-
stripline loss	5.60	-	-2.00	3.60	-
DRA	3.60	28.90	25.50	28.90	0.6
wire bond	28.90	-	-0.20	28.70	-
HPA	28.70	43.85	24.00	43.85	16.5
wire bond	43.85	-	-0.20	43.65	-
Circulator	43.65	-	-0.65	43.00	-
wire bond	43.00	-	-0.10	42.90	-
Coupler	42.90	-	-1.00	41.90	-
Connector	41.90	-	-0.10	41.80	-
합	-	-	50.95	41.80	17.46

Table 4. TR module RX RF budget

PART	Input (dBm)	Gain/Loss (dB)	Output (dBm)	NF (dB)
connector	-50.00	-0.10	-50.10	0.10
Coupler	-50.10	-1.00	-51.10	1.00
wire bond	-51.10	-0.10	-51.20	0.10
Circulator	-51.20	-0.65	-51.85	0.65
wire bond	-51.85	-0.20	-52.05	0.20
Lange Coupler	-52.05	-0.50	-52.55	0.50
wire bond	-52.55	-0.20	-52.75	0.20
Limiter	-52.75	-0.10	-52.85	0.10
wire bond	-52.85	-0.20	-53.05	0.20
Lange Coupler	-53.05	-0.50	-53.55	0.50
wire bond	-53.55	-0.20	-53.75	0.20
Limiter	-53.75	-0.10	-53.85	0.10
wire bond	-53.85	-0.20	-54.05	0.20
LNA	-54.05	19.00	-35.05	1.20
wire bond	-35.05	-0.20	-35.25	0.20
LNA	-35.25	19.00	-16.25	1.20
wire bond	-16.25	-0.20	-16.45	0.20
Corechip	-16.45	7.00	-9.45	-7.00
wire bond	-9.45	-0.10	-9.55	0.10
connector	-9.55	-0.10	-9.65	0.10
합	-	40.35	-9.65	5.27

호 보완적으로 각각의 조건 충족을 확인하는 것이 중요하다. 결과적으로 본 논문에서 설계한 TR모듈은 Fig. 4와 같이 Corechip과 Circulator로 송/수신 구간을 결합/분리하며, HPA, DRA, LNA를 적용하여 구성하였다.

### 2.3 구조 설계

위성용 TR모듈과 지상 또는 항공에서 사용하는 TR모듈의 다른 점은 우주 진공 환경을 고려한 구조 설계가 필요하다는 것이다. 우주 진공 상태에서는 TR모듈 자체 또는 타 장비에 잠재된 화학물질, 가스, 수분, 미세먼지가 노출될 수 있고, 이러한 물질들이 우주 궤도에서 장비의 손상을 유발할 수 있다. 이에 따라 위성용 TR모듈은 지상에서 가스나 수분을 충분히 제거하고 Hermetic sealing을 적용하여 내/외부로부터 TR모듈을 보호해야 한다.

따라서 본 논문에서 설계한 위성용 TR모듈도 Outgassing 최소화, Hermetic 구조를 위해 Kovar 재질 하우징, LTCC(Low Temperature Co-fired Ceramic) 기판, Kovar 재질 리드로 구성했다. LTCC는 세라믹 소재에 글라스 혼합 물질을 혼합한 글라스 세라믹스 기판을 이용하여 900도 이하 저온 소성을 하여 만든 기판으로서 Outgassing 특성이 우수하여 위성용 TR모듈에 주로 적용된다.

Table 5는 TR모듈에 주로 적용되는 재질의 열팽창계수와 열전도성을 비교하고 있다. 구조 설계에서 열팽창계수를 고려해야 하는 이유는 궤도에서의 온도 변화에 따라 물질은 수축과 팽창을 반복하기 때문에 열팽창계수를 매칭하지 않을 경우에 기판 또는 부품에 손상이 생길 수 있다. Table 5에서 LTCC와 Kovar의 열팽창계수는 유사하다는 것을 알 수 있고, 이는

Table 5. CTE, TC applying TR module materials

	GaN	GaAs	LTCC	CuW	Al	Kovar
CTE (Coefficient Thermal Expansion (ppm/°C))	5.3	5.73	5.5	6.5~8.3	23	6
TC (Thermal Conductivity (W/mK))	1.6~4.5	0.5	3	180~200	190	18

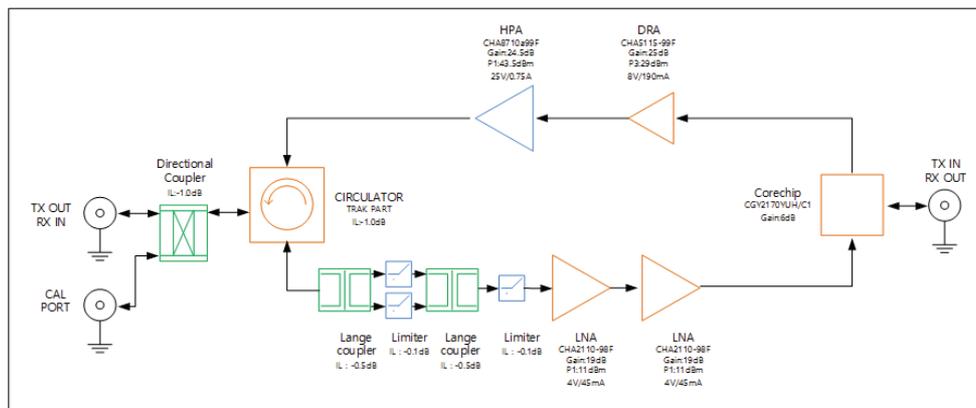


Fig. 4. TR module TX/RX block diagram



Fig. 5. TR module packaging (without lid)

열에 따른 변형에 유리하다고 볼 수 있다. 또한, 열팽창계수가 유사한 재질은 Laser welding이나 seam sealing과 같은 Hermetic sealing을 위한 열 작업을 할 때 적합하다.

반면, Table 5에서 Kovar는 열전도성이 상대적 낮기 때문에 TR모듈 발열소자 방열구조에는 적합하지 않다. 그래서 본 논문 TR모듈은 열전도성이 높으면서 GaN 소자 HPA와 열팽창계수가 유사한 CuW를 부분적으로 적용한 하우징을 사용했다. 대신 CuW 밀도  $13.45 \text{ g/cm}^3$ , Kovar 밀도  $8.3 \text{ g/cm}^3$ 이므로 무게 최소화를 위해 방열에 필요한 면적만 CuW를 적용했다.

Figure 5는 Kovar와 CuW의 이중접합을 적용한 TR모듈 하우징 형상이며, 빨간 박스로 표시한 CuW 위에 발열소자가 위치하여 효율적인 열전도가 될 수 있도록 구조설계를 하였다. 이중접합은 AuSn Soldering을 통해 이루어지며, 접합부분의 Hermeticity가 유지될 수 있도록 유의해야 한다. TR모듈의 외부 인터페이스 방식은 TR모듈 하우징과 일체형인 Leg pin과 SMP 커넥터를 이용한다. TR모듈 하우징 양쪽에 glass sealing을 통해 Leg pin들과 하우징은 일체형 구조가 되며, Hermeticity를 유지하면서 외부로부터 전원 및 제어 인터페이스를 제공한다. 또한, Leg pin은 직경 0.4 mm 과 1.27 mm pitch 간격으로 설계하여 표준품 1.27 mm Header 커넥터도 체결할 수 있도록 하였다. RF인터페이스를 위한 SMP 커넥터는 LTCC 기판 바닥면에 접촉되어 LTCC 기판 Microstrip과 stripline에서 stub matching을 통해 Transition 설계를 적용하였다.

결과적으로 TR모듈은 Vertical 체결이 가능한 전기적 인터페이스 구조를 가졌으며, Kovar 재질의 하우징과 리드에 Seam sealing이 가능한 물리적 구조를 통해 Hermetic sealed 가능하도록 했다.

## 2.4 열 설계

위성용 TR모듈은 위성 궤도의 극심한 온도 변화 환경에서 운용이 가능할 수 있도록 열 설계가 필요하다. TR모듈의 경우 운용할 때 HPA, DRA, LNA, Corechip과 같은 발열소자를 사용하기 때문에 효율적인 방열 구조가 중요하다. ECSS-Q-ST-60-05C와 ECSS-Q-ST-30-11C 문서에 따르면 Hybrid circuit에 사용되는 부품은 derating을 적용한 Junction temperature를 준수해야 한다. Table 6은 ECSS-Q-ST-30-11C 문서에 따른 TR모듈 주요 발열 부품들의 Derated junction temperature를 보여준다.

Table 6. ECSS-Q-ST-30-11C Derated junction temperature

Group	PART	Max Junction temperature (°C)	derated Junction temperature (°C)
Microwave power-GaAs	DRA	175	125
Microwave power-GaN	HPA	230	160
Microwave low noise-GaAs	LNA	175	125

Table 7. Dissipated power of TR module parts

PART	Contact Material	Dissipated power (W)
Circulator	Kovar	0.892
HPA	CuW	10.086
LNA	LTCC	0.163
LNA	LTCC	0.163
Corechip	LTCC	0.356
DRA	LTCC	0.183

따라서 TR모듈 주요 부품은 Table 6에 표기된 derated junction temperature 이하의 값을 유지하도록 열 설계에 반영해야 한다. 본 논문 위성용 TR모듈은 2-3. 구조 설계에서 언급했듯이, 열전도성이 높은 CuW를 이용하여 TR모듈의 열을 효율적으로 방출하는 구조를 적용했다. Table 7은 Duty 30%로 운용했을 때의 TR모듈에 적용한 주요 부품의 발열량을 계산한 값이다. 이 발열량과 바닥 접촉면 재질의 열전도성을 이용하여 열 해석을 해보았다.

Figure 7은 CuW 부분 적용한 하우징 열 해석 결과이며, Fig. 6은 Fig. 7과 상대적 비교를 위해 Kovar로만 구성된 하우징의 열 해석 결과이다. Fig. 6에 비해 Fig. 7에서 발열소자 HPA 부근의 열이 낮은 것을 확인할 수 있다.

정확한 위성용 TR모듈 열 해석을 위해서는 위성체의 임무 궤도 정의에 따라 열 해석을 해야 되며, 해

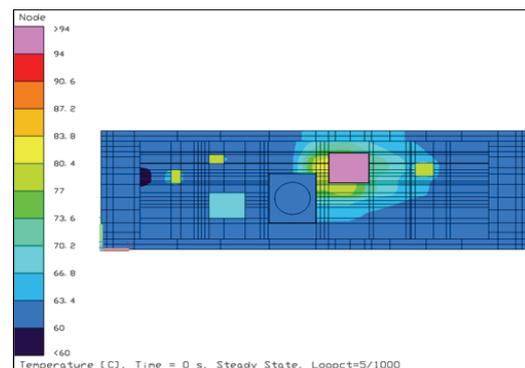


Fig. 6. TR module Thermal Analysis (Kovar housing)

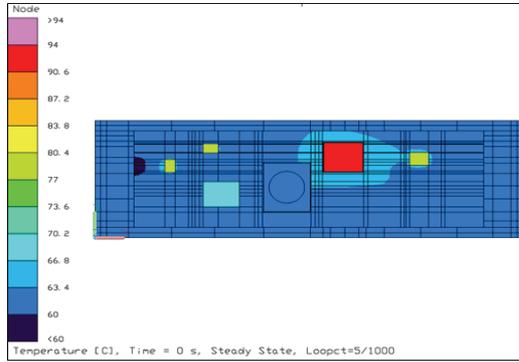


Fig. 7. TR module Thermal Analysis (CuW housing)

석 결과를 통해 Qualification temperature를 추출한다. 위성용 TR모듈은 이 Qualification temperature를 이용하여 열 설계에 반영해야 된다. 이에 따라 본 논문 설계에서는 유사 사업에서 적용했던 Qualification temperature를 이용했고, Table 8과 Table 9는 TR모듈 열 해석 결과를 나타낸다. 여기서도 이중접합 하우징과 Kovar로만 구성된 하우징을 각각 열 해석하여 온도 값을 비교해보았다.

Table 8과 Table 9의 결과를 통해 Kovar, CuW 이중접합 하우징을 적용한 TR모듈의 방열이 상대적으로 더 원활한 것을 알 수 있다. 표에 있는 Margin의 값은 ECSS-Q-ST-30-11C 문서에서 규정한 부품별 derated Junction temperature와 열 해석 결과에서 얻은 Jun-

Table 8. TR module Thermal Analysis (CuW, Kovar)

PART	Qualification temperature (°C)	Junction temperature (°C)	Margin* (°C)	Case temperature (°C)	Margin** (°C)
HPA	60	110.64	49.36	93.09	41.91
DRA		112.09	12.91	77.89	17.11
LNA		103.79	21.21	77.54	17.46
LNA		104.22	20.58	78.17	16.83
Corechip		-	-	70.02	14.98
Circulator		-	-	61.7	23.3

\* Margin은 Table 6의 Derated Junction temperature 값과의 차이

Table 9. TR module Thermal Analysis (only Kovar)

PART	Qualification temperature (°C)	Junction temperature (°C)	Margin* (°C)	Case temperature (°C)	Margin** (°C)
HPA	60	129.95	30.05	112.4	22.6
DRA		114.13	10.87	79.93	15.07
LNA		103.88	21.12	77.63	17.37
LNA		104.62	20.38	78.37	16.63
Corechip		-	-	70.19	14.81
Circulator		-	-	62.87	22.13

\* Margin은 Table 6의 Derated Junction temperature 값과의 차이

ction temperature의 차이를 기입했다. Margin 값은 모두 양의 값을 가지므로 Derating 규격을 만족하는 것을 알 수 있다.

## 2.5 공정 설계

TR모듈 공정 설계는 부품 선정, RF budget 설계, 구조 설계, 열 설계에 대한 결과가 잘 나올 수 있도록 TR모듈을 구성하는 하위 부품들을 조립하는 과정이다. 위성용 TR모듈 공정 설계 단계에서는 우선적으로 ECSS-Q-ST-70 문서에 따라 DML(Declared Material List)과 DPL(Declared Process List)을 작성해야 한다. 따라서 TR모듈 공정에 적용되는 Materials와 Process에 대해 구체적인 식별이 요구된다. 하지만, 식별된 Materials와 Process가 DML과 DPL에 포함되지 않을 경우는 ECSS-Q-ST-70의 Evaluation and Validation phases 절차에 따라 검토가 필요하다. 본 논문에 설계된 위성용 TR모듈은 개발 초기 단계로 제작을 위한 공정 설계에 중점을 두었으며, 다음 단계에 Material control, Process control 프로세스를 적용하여 추가 검토와 연구를 통해 반영할 예정이다. Fig. 8은 본 논문에서 설계한 TR모듈 구성품을 보여준다. 아래서부터 커넥터, TR모듈 하우징, LTCC 기판, 부품, 격벽, 리드로 구성된다.

이러한 구성품들을 조립하기 위해 단계별 공정이 필요하며, 구성품 재질 및 온도 특성을 고려하여 적합한 접착 방식을 적용해야 한다. Table 10은 TR모듈 조립을 위한 공정 순서 및 접착 방식을 보여준다. Table 10에서 작업 온도를 보면 순서가 뒤로 갈수록 온도가 낮아지는 것을 확인할 수 있다. 후 공정 작업을 할 때, 선 조립된 부품이 영향을 받지 않도록 공정을 설계했다.

첫 번째는 LTCC 기판 위에 RF SMP 커넥터를 접착하는 단계이며, 고온납 SAC305를 이용하여 높은 온도에서 Soldering을 한다. 이때 유의할 점은 LTCC 기판에 국부적 열을 가할 경우에 기판 내/외부 패턴에 손상을 유발하기 때문에 Hotplate를 이용하여 LTCC 기판 전체에 열을 가해 접착 작업이 필요하다. Fig. 9는 실제로 TR모듈에 사용하기 위해 제작한 LTCC 기판을 보여준다.

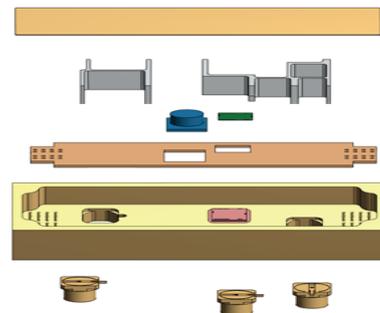
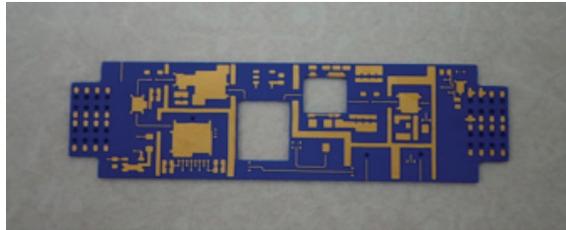


Fig. 8. TR module components

**Table 10. TR module process sequence**

No.	Component		Adhesive method (Applied P/N or Material)	Working Temperature (°C)
1	LTCC	Connector	Soldering (SAC305)	225
2	LTCC	Sub parts	SMT solder (SAC305)	225
3	Housing	LTCC HPA Circulator	Ag paste (Ag)	210
4	LTCC	Main parts	Epoxy Attach (H20E)	120
5	LTCC	Parts	Wire bonding (thermo-sonic)	120~220
6	LTCC	Wall	Epoxy Attach (H20E)	120
7	Housing	Lid	Seam sealing	-



**Fig. 9. TR module LTCC substrate**

두 번째는 LTCC 기판 위에 저항, 커패시터, FET 등의 부품들을 접착하는 단계이며, SAC305를 이용하여 SMT 과정을 통해 접착한다. 실제로 각 공정마다 공정에 필요한 치구를 제작하였다. 이때 일반적으로 치구는 AI으로 제작하기 때문에 LTCC와 열팽창계수

가 다르다. 따라서 접착하는 과정에서 열에 의해 비틀림이 생길 수 있기 때문에 치구 제작에도 공차를 고려한 설계가 필요하다.

세 번째는 TR모듈 하우징 CuW 부분에 HPA, Kovar 부분에 Circulator와 LTCC 기판을 접착하는 단계이며, Ag paste를 이용하여 접착한다. 기존에 HPA는 AuSn Preform을 이용하여 Eutectic bonding을 생각했지만 Void를 최소화하기 위한 HPA 접착 공간이 부족하여 적용할 수 없었다. 대신 열전도성과 Void 특성이 좋은 Ag paste를 선택하였다. 본 논문에서 설계한 TR모듈의 경우 LTCC 기판의 일부가 외부에 노출 되어있기 때문에 Hermeticity가 유지될 수 있도록 유의해야 하며, 이를 위해선 void 최소화가 중요하다.

네 번째는 남은 Main parts를 접착하는 과정이며, H20E 접착제를 이용하여 Epoxy 접착한다. 그 다음은 Leg pin, Die type의 MMIC 부품에 연결을 위해 Wire bonding 작업을 한다. 격벽은 Wire bonding 작업에 제약을 줄 수 있기 때문에 Wire bonding 후에 Epoxy를 이용하여 격벽을 접착한다. 마지막으로 Hermetic sealed 구조를 위해 TR모듈 하우징과 리드를 이용하여 seam sealing을 적용했다. seam sealing은 리드의 양 끝 부분에 Roller Electrode을 이용하여 전류를 흘려 리드의 저항에 의해 열이 발생하고, 이 열을 이용하여 Roller electrode가 회전함과 동시에 이동하면서 하우징과 리드를 sealing하는 방식이다. 이 과정에서 유의할 점은 seam sealing 작업 전에 반드시 vacuum oven chamber에서 TR모듈 내부에 수분, outgassing을 제거하는 것이 중요하다. 앞서 언급한 것처럼 수분과 가스가 잠재된 채 우주 궤도 진공 상태에 노출되면 장비 손상을 유발할 수 있기 때문이다.

**Table 11. TR module approval part process according ECSS-Q-ST-60-05C**

Test No.	Inspection and screening test	Specification and test method	Test condition	Sample size	Testing level 1	Testing level 2
14	Pre burn-in electrical measurements	Detail specification Table 4 and Table 2	Ambient temperature	100 %	R Read and record	R Go/ no go
15	Burn-in	Detail specification	Detail specification Table 5 See 10.3.9	100 %	R 240 h	R 168 h
16	Parameter drift calculation	Detail specification Table 4		100 %	R Read and record	
17	Electrical measurement ambient temperature	Detail specification Table 2		100 %	R Read and record	R Go/ no go
18	Electrical measurements high and low temperature	Detail specification Table 3		100 %	R Read and record	R Go/ no go
19	Radiographic inspection	MIL-STD-883 Method 2012	See 10.3.10	100 %	R	R
20	Fine leak	MIL-STD-883 Method 1014	Condition A2	100 %	R	R
21	Gross leak	MIL-STD-883 Method 1014	Condition C1 or C2	100 %	R	R
22	External visual inspection	MIL-STD-883 Method 2012		100 %	R	R

Key : R = Required      O = Optional

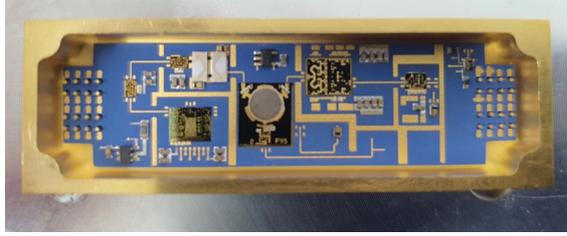


Fig. 10. Assembled TR module (without lid, wall)

이와 같이 seam sealing이 완료되면 leak test를 통해 Hermeticity를 측정할 수 있다. ECSS-Q-ST-60-05C 문서에 따르면 위성용 TR모듈 인증 과정에 leak test가 포함되어 있으며, Table 11에서 확인할 수 있듯이 20. Fine leak과 21. Gross leak test가 있다. test는 MIL-STD-883 Method 1014에 따르며, Packaging 크기에 따라서 test condition이 다르다. Fig. 10은 지금까지 진행된 설계를 반영한 최종 TR모듈 형상을 보여주고 있다.

### III. 결 론

본 논문은 위성용 TR모듈을 제작하기 위한 설계 기법을 서술했다. 본문에 서술한 내용과 같이 위성용 TR모듈은 궤도 환경을 고려한 설계가 필요하기 때문에 지상 또는 항공용 TR모듈보다 더 엄격한 규격을 적용한다. 이때 참고할 수 있는 문서로는 ECSS, MIL 문서가 될 수 있다. 실제로 논문에 서술한 설계를 토대로 TR모듈 제작을 진행하고 있으며, ECSS 문서 규격을 최대한 준수하고 있다. 예를 들면 공정에 사

용되는 접착제도 위성용으로 사용할 수 있는 종류가 식별되어있고, LTCC 기판 Design rule에 따라 패턴 폭, 간격 및 Layer 수가 정해진다. 본 논문에서 설계한 TR모듈에는 일부 반영은 했지만 이러한 미흡한 부분들은 앞으로 보완할 필요가 있다.

### References

- 1) "European Cooperation Space Standardization (ECSS-Q-ST-60-05C) : Space product assurance (Generic procurement requirements for hybrids)," March 2009.
- 2) "European Cooperation Space Standardization (ECSS-Q-ST-30-11C) : Space product assurance (Derating - EEE components)," October 2011.
- 3) "European Cooperation Space Standardization (ECSS-Q-ST-70C) : Space product assurance (Materials, mechanical parts and process)," March 2009.
- 4) "Military Performance Specification (MIL-PRF-38534J) : Hybrid Microcircuits, General Specification for," March 2010.
- 5) "Military Test Method Standard (MIL-STD-883E)," December 1996.
- 6) Hirche, K., "GaN Reliability Enhancement and Technology Transfer Initiative (GREAT2)," *Abstract of ESA/ESTEC Contract, No. 21.499/08/NL/PA*, 2013.
- 7) "NASA Electronic Parts and Packaging(NEPP) Program Office of Safety and Mission Assurance," November 2020.