

論文96-33A-4-10

# Ku-Band 위성중계기내 광대역 도파관형 입력여파기에 대한 환경시험 수행에 관한 연구

## (Environmental Test of Wideband Waveguide Input Filter in Ku-Band Satellite Transponder)

柳旻完\*, 朴光亮\*

(Kyung Wan Yu and Kwang Ryang Park)

### 요 약

위성통신 중계기용 입력여파기는 안테나와 수신기 사이에 위치하여 최소의 삽입손실로 상향 링크신호를 선택하고 하향 링크신호가 저잡음 증폭기로 유입되는 것을 방지할 목적으로 사용된다. 본 논문에서는 무공화호 통신중계기용 입력여파기에 대한 전기적 및 기계적인 설계와 환경시험 조건에 대해서 기술하였다.

모든 조건을 만족하는 최적의 전기적 구조를 결정하기 위해 안테나 부시스템의 특성을 포함한 파라미터에 대한 상호교환 과정이 수행되었고 여파기의 무게와 크기 및 입·출력 접속형태의 제약조건을 고려하여 기계적인 조건을 특정하였다. 그리고 진동 및 열진공 충격 조건에 따라 여파기의 성능여부를 확인하기 위해 표준화된 환경시험을 수행하였다.

### Abstract

Input filter for satellite communication transponder is the interface between the antenna and the receiver. It is used to provide the selection of the uplink signals with minimum insertion loss and to prevent downlink signals from reaching the LNA. This paper is intended to provide a description of the input filter for KOREASAT communication transponder. Included are description for the electrical and mechanical design and the requirements of environmental test.

In expecting the electrical performance requirement of the filter, trade-off studies including antenna subsystem characteristics to determine the optimum electrical configuration to meet all requirements are performed. Mechanical requirements are characterised by several constraints for weight, size of the filter and its type of input·output interface. The standardized environmental tests are performed to confirm satisfactory performance of the filter with respect to the requirements of vibration and thermal vacuum shocks.

### I. 서 론

도파관형 여파기는 위성중계기의 안테나 및 레이다 등 여러종류의 마이크로파 시스템에 가장 일반적으로

사용되는 수동소자로서 설계와 구현에 관한 많은 연구가 이루어져 왔다.<sup>[1,2,3]</sup>

위성중계기에 사용되는 입력여파기(Input Filter)는 안테나 급전회로(Antenna Feed Network)의 일부분으로서 그림 1과 같이 안테나부의 다이플렉서(Diplexer)와 수신부의 저잡음 증폭기(Low Noise Amplifier)의 연결부분에 위치하여 지구국으로부터의 원하는 상향신호(Uplink Signals)만을 선택적으로 통과시키고 하향신호(Downlink Signals)가 저잡음 증폭

\* 正會員, 韓國電子通信研究所 衛星通信技術研究團 搭載裝置研究室

(Satellite Communications Div., Elec. Telecommunications Research Institute)

接受日字: 1995年12月7日, 수정완료일: 1996年3月21日

기로 유입되는 것을 방지할 목적으로 사용된다.<sup>[4,5]</sup>

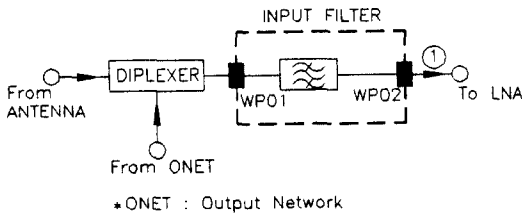


그림 1. 위성중계기의 안테나부에 대한 구성도  
Fig. 1. Block diagram of transponder antenna systems.

하나의 안테나를 송·수신 겸용으로 사용하는 위성 중계기의 경우 그림 1에서와 같이 상·하향 신호의 경로를 분리시켜 주는 다이플렉서(Diplexer)가 필요하다. 일반적으로 다이플렉서를 통과하는 상향신호의 크기는 극히 작은 반면에 수신단으로 유입되는 하향신호의 크기는 상향신호에 비해 매우 크다. 이상적인 다이플렉서의 경우 분리도가 완벽하여 수신단으로 유입되는 하향 신호를 억제할 수 있으나 실제의 경우 분리도의 제한으로 그렇지 못하다. 이러한 문제점을 해결하기 위하여 일정한 감쇄특성을 갖는 입력 여파기가 필요하다. 대개의 위성중계기의 경우 입력여파기 출력단인 ①에서의 송·수신 분리도는 110dB 이상이 요구된다. 즉 하향신호의 다이플렉서를 통한 수신경로로의 유입은 수신부의 성능에 커다란 영향을 미치므로 입력여파기에서 하향신호를 충분히 감쇄시켜 불필요한 신호의 간섭을 줄일 수 있다. 그러나 감쇄특성을 향상시키기 위해 여파기의 단수를 제한없이 증가시키면 설계 및 제작비용이 증가하고 여파기의 삽입손실이 증가하게 된다. 여파기의 삽입손실은 수신단의 잡음지수(Noise Figure)에 커다란 영향을 미치므로 통과대역 내에서 최소화되어야 한다. 이와같이 다이플렉서의 분리도를 고려하여 여파기를 설계하는 경우 감쇄특성 및 삽입손실과 같은 전기적인 파라미터를 보다 효율적으로 설정할 수 있다.

위성중계기용 여파기를 설계하는 경우 전기적인 성능을 구하는 과정이상으로 중요한 것은 기계적인 설계와 환경시험에 대한 준비작업이다. 기계적인 설계단계에서는 여파기의 크기와 무게 및 다른 부품과의 접속(Interface) 규격등을 결정하게 된다. 또한 위성중계기용으로 제작되는 부품들은 우주환경과 동일한 조건의 환경시험(Environmental Test)을 거쳐 그 성능을 검증받아야 하며 이 시험을 통해 규정된 요구조건을 만

족하는지를 확인하게 된다. 위성체에 사용되는 여파기는 지구공용으로 사용되는 부품과는 달리 매우 혹독한 환경에 노출되며 일단 발사되면 수리가 불가능하여 전기적인 오동작이나 기계적인 파손이 발생하는 경우 시스템 전체가 본래의 기능을 발휘하지 못하게 된다. 즉 원하는 신호만을 선택적으로 통과시키고 하향신호가 수신단으로 유입되는 것을 방지하는 여파기 본래의 동작을 수행할 수 없게 되어 시스템의 수명, 효율 및 신뢰도가 저하된다. 그러므로 반드시 위성체가 처할 환경을 예측하고 여파기 설계의 적합성 및 여유도(Margin)를 결정하여 실제 발사 및 우주환경하에서도 규정된 성능을 만족하는 지를 규명하기 위한 작업이 반드시 필요하다.<sup>[6]</sup> 이와같은 환경시험의 중요성 때문에 위성중계기용으로 사용되는 부품의 경우 전기적인 설계보다는 환경시험을 수행하는 과정이 전체적인 중계기용 부품을 설계, 제작 및 시험하는 일련의 과정에서 가장 중요한 부분으로 취급된다.

본 논문에서는 여파기의 일반적인 설계이론과 부품이 위성중계기용으로 사용되기 위한 기본적인 조건을 언급하고 무궁화 위성의 통신중계기에 대한 주파수 규격(상향주파수 : 14.0GHz ~ 14.5GHz, 하향주파수 : 12.25GHz ~ 12.75GHz)을 기준으로 입력여파기를 설계 및 제작하였다. 또한 진동시험(Vibration Test)과 열진공시험(Thermal Vacuum Test)을 통하여 여파기의 성능을 측정하고 결과를 분석하였다.

## II. 여파기 설계 및 제작

### 1. 전기적인 설계

마이크로파 여파기 설계시 가장 기본적인 단계는 필요한 주파수 응답에 대해 집중정수소자(lumped elements)로 구성된 저역통과 원형 여파기로부터 주파수 변환을 하여 대역통과 여파기를 설계한 후, 여파기의 물리적인 크기를 결정하는 합성과정이다.<sup>[7,8]</sup>

대부분의 합성과정에서 여파기를 실제로 구현하는 경우 주파수  $\omega$ 의 함수로서 전력손실비(Power Loss Ratio)를 정의하는 삽입손실법(Insertion Loss Method)을 사용한다. 본 논문에서는 전력손실비를 구현하기 위해 Chebyshev 함수를 이용하였고 인덕티브 아이리스 형태의 직결공진형 여파기를 설계하였다.

그림 2는 이러한 합성과정에서 필요한 등가회로의 소자값  $g_0, g_1, g_2, \dots, g_{n+1}$  와 인버터를 표현한

것이다.

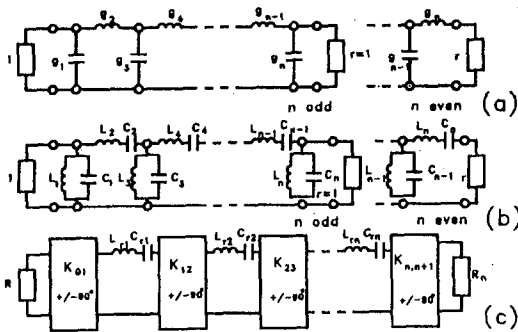


그림 2. 저역통과 원형 여파기 - 대역통과 여파기 변환 (a) 집중정수소자 저역통과 원형회로; (b) 주파수 변환후의 대역통과 여파기; (c) 임피던스 인버터로 구성된 대역통과 여파기

Fig. 2. Lowpass prototype to bandpass filter transformation (a) lumped constant lowpass prototype circuit; (b) bandpass filter after frequency transformation; (c) bandpass filter containing impedance inverter.

Chebyshev 함수의 정규화된 소자값으로부터 얻어진 저역통과 여파기를 주파수 변환식

$$\frac{\omega}{\omega_1} = \frac{\omega_o}{\omega_2 - \omega_1} \left( \frac{\omega}{\omega_o} - \frac{\omega_o}{\omega} \right) \quad (1)$$

을 이용하여 대역통과 여파기를 설계한다. 여기서  $\omega_o$ 는 대역통과 여파기의 중심주파수이며 저역통과 여파기의  $f = 0$ 에 해당된다. 또한  $\omega_1$ 은 저역통과 원형 여파기의 차단주파수(cut-off frequency)이며  $\omega_1$ 과  $\omega_2$ 는 대역통과 여파기의 대역끝(band edge) 주파수이다.

그러나 그림 2-(b)의 여파기를 실제로 도파관을 이용하여 구성하는 경우 직렬공진기와 병렬공진기를 구성하는 것이 어렵다. 그러므로 그림 2-(c)와 같이 임피던스 인버터(impedance inverter)나 어드미턴스 인버터(admittance inverter)를 사용하여 직렬 혹은 병렬 공진기만으로 구성된 회로로의 변환이 필요하며 반파장 공진기(half-wave resonator)의 등가회로를 이용하여 임피던스 인버터의 값을

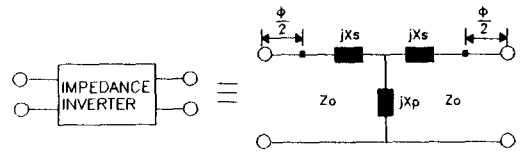
$$\begin{aligned} \frac{K_{01}}{Z_o} &= \sqrt{\frac{\pi}{2} \frac{\omega_1}{g_1 g_1 \omega_1}} \\ \frac{K_{j,j+1}}{Z_o} \Big|_{j-1 \rightarrow j} &= \frac{\pi}{2} \frac{\omega_1}{\omega_1 \sqrt{g_j g_{j+1}}} \\ \frac{K_{n,n+1}}{Z_o} &= \sqrt{\frac{\pi}{2} \frac{\omega_1}{g_n g_{n+1} \omega_1}} \end{aligned} \quad (2)$$

와 같이 표현할 수 있다. 여기서  $\omega_\lambda$ 는 관내파장비로 나타낸 비대역폭(guided wavelength fractional bandwidth)로서

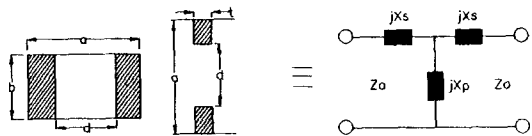
$$\omega_\lambda = \frac{\lambda_{g1} - \lambda_{g2}}{\lambda_{g0}} \quad (3)$$

와 같이 정의된다. 여기서  $\lambda_{g0}$ ,  $\lambda_{g1}$ ,  $\lambda_{g2}$ 는 각각 주파수  $\omega_0$ ,  $\omega_1$ ,  $\omega_2$ 에서의 관내파장이다.

그림 3은 각각 본 논문에서 구현하고자 하는 임피던스 인버터의 등가회로의 특성과 물리적으로 구현하고자 하는 대칭형 인덕티브 아이리스(symmetrical inductive iris)의 등가회로를 나타낸다.<sup>(9)</sup>



$$\begin{aligned} K &= Z_o \left| \tan \left( \frac{\phi}{2} + \tan^{-1} \frac{X_s}{Z_o} \right) \right| \\ \phi &= -\tan^{-1} \left( \frac{2X_s + X_p}{Z_o} \right) - \tan^{-1} \frac{X_s}{Z_o} \end{aligned} \quad (a)$$



a: waveguide width  
b: waveguide height  
t: iris thickness  
d: iris width

<a: 도파관 폭, b: 도파관 높이, d: 아이리스 폭, t: 아이리스 두께 >

(b)

그림 3. (a) 임피던스 인버터; (b) 대칭형 인덕티브 아이리스의 등가회로

Fig. 3. (a) Impedance inverter; (b) Equivalent circuit of a symmetrical inductive iris.

리액턴스  $X_s$  와  $X_p$  및 산란계수 사이에는

$$\begin{aligned} jX_s &= \frac{1 - S_{12} + S_{11}}{1 - S_{11} + S_{12}} \\ jX_p &= \frac{2S_{12}}{(1 - S_{11})^2 - S_{12}^2} \end{aligned} \quad (4)$$

인 관계가 성립하고 각각의 리액턴스는 아이리스 폭 d의 함수이다.

임피던스 인버터의 부성길이는 각 공진기의 길이와 결합시킬 수 있으며 이와같은 과정을 통해 얻어지는  $j$ -번째 반파장 공진기의 최종적인 전기적 길이는

$$\theta_j = \pi + \frac{1}{2}[\phi_{j-1,j} + \phi_{j,j+1}] \quad \text{radians} \quad (5)$$

와 같다. 여기서  $\phi_{j,j+1}$ 은 임피던스 인버터의 전기적인 길이이고  $j \in (1, n)$ 으로  $n$ 은 설계시 요구되는 공진기의 수이다.

이상의 직결공진형 여파기의 설계이론을 바탕으로 구현하고자 하는 여파기의 구조를 결정하게 된다. 또한 입력여파기의 성능을 예측하는 단계에서 모든 설계사양을 만족하는 최적의 전기적인 구조를 결정하기 위해 파라미터간의 Trade-Off 과정이 필요하다. 또한 온도 변화와 제작오차의 영향에 대한 충분한 여유분 (margin)을 두어 설계한다. 온도변화는 동작주파수 및 삽입손실에 영향을 미치며 제작오차는 충분히 작도록 유지되어야 원하지 않는 여파기 응답을 방지할 수 있다.

본 논문에서 구현하고자 하는 여파기의 설계사양은 표 1과 같다.

표 1. 입력여파기의 설계사양  
Table 1. Specification of Input Filter.

통과대역	14.0 ~ 14.5GHz
주파수 변화량 (통과대역, -40°C ~ +60°C)	32MHz
삽입손실	< 0.30dB
삽입손실변화 (통과대역, -40°C ~ +60°C)	0.3dBp-p
감쇄특성 (12.25GHz ~ 12.75GHz)	> 75dB
입·출력 반사손실	> 22dB

### 2. 기계적인 설계 및 제작

여파기 구조는 전반적으로 여파기 내부에 대한 마이크로파 설계이론과 다른 부품과의 접속관계로 결정된다. 기계적인 설계단계에서는 전기적인 규격을 만족하는 범위내에서 다른 부품과의 접속규격의 문제점 및 무게를 최소로 유지하는데 주안점을 두었다. 표 2는 그림 1에서 명시한 입력여파기 입·출력단의 전기적인 접속 커넥터이다.

표 2. 전기적인 접속 커넥터  
Table 2. Electrical Interface Connector.

WP01	WR-75(19.05 X 9.53mm)	RF Input Port
WP02	WR-75(19.05 X 9.53mm)	RF Output Port

가공상의 오차를 보상하기 위해 튜닝 스크류를 사용하고 너트 및 금속 고정용 접착제를 이용하여 환경시험시 발생할 수 있는 문제점을 방지하고자 하였다. 일반적으로 튜닝스크류와 여파기 몸체의 재질을 동일하게 선택하나 저전력용 여파기의 경우 큰 문제가 되지 않는다.

여파기를 가공하는 방법에는 여러가지가 있으나 본 연구에서는 공정상 발생할 수 있는 오차 및 재질등을 고려하여 정밀도가 우수한 CNC(Computer Numerical Controlled) 밀링방법을 사용하였다. 여파기 제작은 무게의 경량화를 목적으로 열 팽창률에 의한 변형율이 비교적 작고 충격과 부식에 강한 알루미늄 합금인 AL6061-T6를 사용하였다. 그리고 열진공 시험시 부품의 내부와 외부의 압력을 평형상태로 유지하기 위한 vent hole을 고려하였다.

그림 4는 이상과 같은 전기적 및 기계적 설계사항을 고려하여 제작된 여파기의 실물이다.

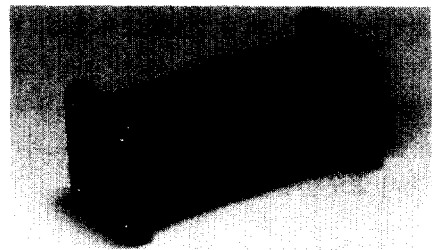


그림 4. 제작된 입력여파기  
Fig. 4. Manufactured Input Filter.

### III. 환경시험

위성체에 주어지는 환경은 크게 지상환경, 발사환경, 우주환경으로 구분되며 각 환경에서 부품의 성능이 영향을 받을 수 있으므로 이를 고려하여 설계하여야 신뢰도를 높일 수 있다.

지상환경은 위성체가 발사되기 전까지 장시간에 걸친 부품의 저장, 조립 및 운반 등의 과정을 포함한다. 발사환경시 발사체의 최초 수분간은 공기의 마찰과 태

양광에 의해 발사체의 온도가 급격히 상승하고 극심한 진동환경에 놓이게 된다. 우주환경은 운영궤도에 들어선 후부터 수명이 끝날 때까지 위성체가 겪는 열, 진공, 방사선 노출 등의 환경을 의미한다.

그러므로 환경시험은 제작된 위성체의 발사 전·후부터 궤도운영에서 임무완료시 까지 제반환경 조건하에서 정상적인 동작여부를 검증하기 위한 것이다. 이 시험을 통해 위성체에 사용되는 부품들이 소정의 진동과 온도범위 내에서 요구성능을 만족하는 지를 확인하게 된다.

위성체에 사용되는 부품에 대해 적용되는 기본적인 환경시험 절차는 그림 5와 같다. 초기 성능시험을 행한 후에 진동시험을 실시하며 그 이후에 열진공시험을 실시하여 위성체가 실제로 처할 환경의 순서와 동일하게 채택하는 것이 일반적이나 상황에 따라 진동시험과 열진공시험의 순서가 바뀔 수도 있다.

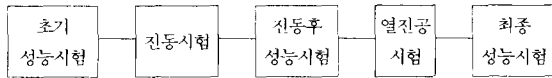


그림 5. 환경시험 절차도  
Fig. 5. Block diagram of environmental test procedure.

본 논문에서는 그림 5에서 음영부분에 해당되는 진동 및 열진공시험에 대해서 언급하고자 한다. 물론 단순히 이러한 과정을 수행했다고 해서 위성중계기용으로 인증되는 것은 아니며 설계단계에서부터 제작, 시험, 저장 및 운반 등 각 단계마다 체계화된 고도의 정밀도와 전문성이 요구된다.<sup>[10,11]</sup>

1. 진동시험(Vibration Test)

위성체가 궤도내에서 정상적으로 운영될 때의 우주 환경에서는 위성체에 주어지는 진동환경이 안정되어 있으나 발사과정에서는 엔진추진력에 의해 위성체에 발사방향으로 계속적인 가속도가 주어진다. 이 가속도는 연료소모 및 점화과정을 통해 변하고 그 변화는 관성하중을 유발시키며 보통 하중계수(Load Factor)  $g$ 를 이용해 그 크기를 나타낸다.<sup>[12]</sup>

진동시험은 부품이 사용되어질 진동환경하에서 쓰여질 수 있는 지를 확인하기 위한 성능보증 단계의 하나로써 부품에 대한 구조해석이 요구된다.

진동시험에는 발사체의 이륙시 엔진에서 유도되는 랜덤진동(Random vibration)과 구조설계의 한계를 검

토하기 위한 사인진동(Sine vibration)이 있다. 후자의 경우 비행조건을 대표적으로 나타내는 진동은 아니며 랜덤진동이 행해지는 경우 생략될 수도 있다.

그림 6은 본 논문에서 적용한 진동시험의 절차로서 사인진동과 랜덤진동을 모두 수행하였다.

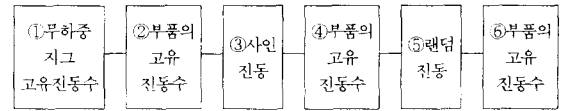


그림 6. 진동시험 절차  
Fig. 6. Vibration test procedure.

①은 부품을 고정시키기 위한 지그만의 고유진동수를 조사하는 단계로서 올바른 진동시험을 위한 매우 중요한 사항이다. ②, ④, ⑥은 각 진동시험 전·후에 부품의 고유진동수를 조사하는 단계로서 20 ~ 2000Hz의 시험 주파수 영역에서 진동주파수의 변화정도를 관찰한다. 진동주파수에 큰 변화가 발생하는 경우 - 보통 10% 이상 - 구조물의 결함이나 재질의 변형이 발생한 것으로 볼 수 있으므로 취약부분에 대한 구조적인 연구가 더욱더 요구된다.

그림 7은 그림 6에서 ③의 사인진동 시험에 대한 적용 프로파일이다. A영역은 진동가진기(Vibration exciter)의 진폭이 일정한 구간이며 B, C, D영역은 가속도가 일정한 구간이다.

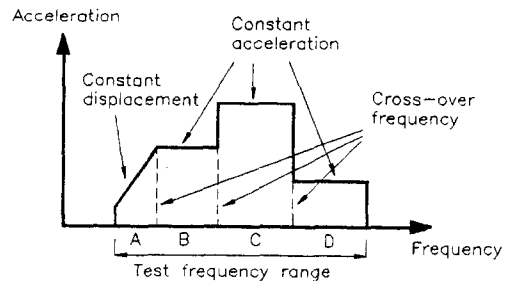


그림 7. 사인진동에 대한 시험 프로파일  
Fig. 7. Test profile for a sine vibration.

그림 8은 그림 6에서 ⑤의 랜덤진동 시험에 대한 적용 프로파일이다. 주파수 내용은 가속도의 밀도를 나타내는 PSD(Power Spectral Density)를 사용하여 진동의 수준을 나타낸다.

이상의 진동시험은 부품의 X, Y, Z축 모두에 대해서 반복적으로 수행되며 부품의 구조설계는 발사과정에서

위성체를 통해 부품에 주어질 랜덤진동의 스펙트럼의 수준에 맞추어 수행되어야 부품의 신뢰성을 높일 수 있다.

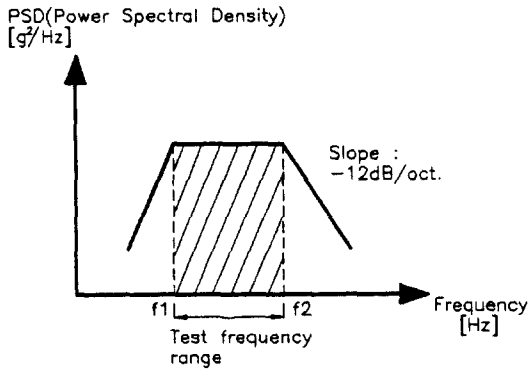


그림 8. 랜덤진동에 대한 시험 프로파일  
Fig. 8. Test profile for a random vibration.

2. 열진공시험(Thermal Vacuum Test)

발사체에서 유도되어 위성체에 주어지는 진동환경은 발사 후 처음 1시간 이내에 집중적으로 주어지는데 비하여 열진공환경은 발사순간에서부터 케도진입, 천이케도 및 정상운영 등 전 순기(life cycle)에 걸쳐 주어진다. 열진공시험은 지상시험장비를 이용해 이러한 조건을 설정하여 요구되는 성능을 만족하는지를 확인하기 위한 것이다.<sup>[13,14]</sup>

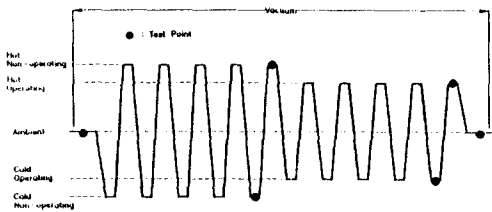


그림 9. 열진공시험에 대한 온도 프로파일  
Fig. 9. Temperature profile for a thermal vacuum test.

그림 9는 본 연구에서 적용한 열진공시험에 대한 온도 프로파일로서 총 10 사이클이다. 각 측정점(Test Point)에서의 전기적인 성능측정은 모두 진공상태에서 행하여 지며 진공상태의 압력은  $5 \times 10^{-5}$  torr이하로 유지된다. 그림에서 Ambient는 상온 23℃이며 처음 5 사이클 동안에 적용되는 -40℃ ~ +60℃의 비동작 온도영역(Non-operating temperature range)에서는

성능보다는 부품의 동작여부를 측정하는 것이 주목적이며 나머지 5 사이클 동안에 적용되는 -20℃ ~ +60℃의 동작 온도영역(Operating temperature range)에서는 요구조건을 반드시 만족하도록 설계해야 한다.

본 연구에서는 이상과 같은 시험수준에 맞추어 열진공시험을 수행하였다.

IV. 측정결과

이상과 같은 전기적 및 기계적인 설계내용을 바탕으로 제작된 여파기에 대해 진동시험 및 열진공시험을 수행하고 그 결과를 분석하였다.

1. 진동시험 결과

그림 6의 진동시험 절차중에서 ②, ④, ⑥은 부품 고유의 공진주파수 변화여부 및 그 정도를 측정하는 단계이다. 표 3은 X, Y, Z축 각각에 대한 공진주파수를 나타낸 것으로 대부분의 경우에서 공진주파수 변화량이 1 - 3% 이내로 측정되어 진동시험 전·후에 여파기가 구조적으로 안정된 상태임을 알 수 있다. 또한 진동시험 전·후에서 여파기의 전기적인 특성에도 변화가 없었다.

표 3. 부품의 고유진동 주파수

Table 3. Loaded Jig Vibration Survey.

단계(X축)	공진주파수 (Hz)	공진주파수 변화량 (Hz, %)
②	1874.75	-
④	1899.15	24.4Hz (1.30%)
⑥	1899.15	-

단계(Y축)	공진주파수 (Hz)	공진주파수 변화량 (Hz, %)
②	1874.75	-
④	1874.75	-
⑥	1850.65	24.1Hz(1.29%)

단계(Z축)	공진주파수 (Hz)	공진주파수 변화량 (Hz, %)
②	1948.90	-
④	2000.00	51.1Hz (2.62%)
⑥	2000.00	-

2. 열진공시험 결과

고전력 소자인 경우 진공하에서 고려해야 할 조건이

많다. 그러나 입력여파기와 같이 저전력 소자인 경우에는 유전상수(permittivity constant)에 따른 주파수 특성의 변화만 고려하면 된다. 협대역 여파기의 경우 진공하에서의 주파수 이동이 매우 중요한 조건이나 광대역 여파기인 경우 그 영향은 상대적으로 적다. 그러므로 주로 열적인 변화에 따른 여파기 응답을 예측하는 문제가 중요하며 보통 진동에 의한 충격보다는 열적인 충격에 의한 영향이 더 크다.

표 4와 표 5는 각각 온도변화에 따른 주파수와 삽입손실의 변화를 측정한 결과로서 설계시 예측한 결과와 잘 부합한다.

표 4. 온도에 대한 주파수 특성 천이  
Table 4. Shift of the frequency characteristic with temperature.

온도변화(°C)	측정된 주파수 변화량(MHz)
-40 ~ +60	29
-20 ~ +60	26

표 5. 온도에 대한 삽입손실 변화  
Table 5. Insertion loss change with temperature.

온도(°C)	측정된 삽입손실 값(dB)
-60	0.30
-40	0.12
-20	0.10

3. 최종적인 성능시험

진동시험과 열진공 시험을 거쳐 최종적으로 측정된 여파기의 응답은 그림 10과 같다.

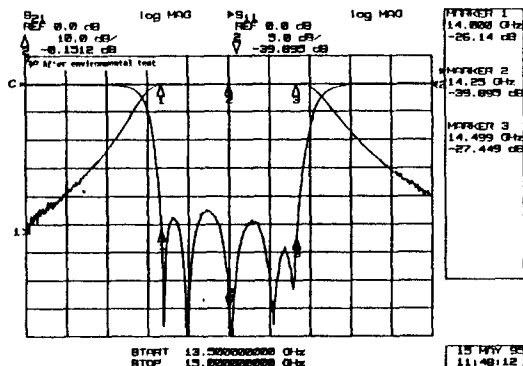


그림 10. 입력여파기의 최종적인 주파수 특성  
Fig. 10. Final frequency characteristic of input filter.

환경시험 전·후의 주파수 특성에 변화가 없었으며 전 기적인 설계시 요구되는 설계사양을 모두 만족한다. 또한 12.25GHz ~ 12.75GHz의 하향주파수 영역에서 75dB 이상의 감쇄특성을 보여 상·하양 신호간의 주파수 분리도가 양호한 것으로 측정되었다.

V. 결론

본 논문에서는 무궁화호 위성통신용 주파수 영역을 기본으로 하여 지구국으로부터의 상향신호(14.0GHz ~ 14.5GHz)만을 선택적으로 통과시키고 고전력의 하향신호(12.25GHz ~ 12.75GHz)가 저잡음 증폭기로 유입되는 것을 방지할 목적으로 입력여파기를 설계, 제작 및 측정하였다.

이 과정에서 진동시험 및 열진공시험과 같은 기본적인 환경시험을 수행하여 우주환경과 동일한 조건하에서의 여파기 특성을 관찰하였다. 본 환경시험에서 적용된 시험수준은 지상용 장비에 대해 요구되는 수준보다 매우 가혹한 조건이나 온도변화에 따른 재료의 열팽창 계수를 고려함으로써 온도변화에 대한 여파기 특성의 악화를 방지할 수 있었다. 또한 열진공시험 전에 열시험만을 수행하여 여파기의 성능을 확인한 후, 열진공시험을 수행하였다. 일반적으로 이러한 방식을 취함으로써 시험실패로 발생하는 불필요한 경비소요 및 오류를 줄일 수 있다.

튜닝 스크류와 같이 여파기의 몸체와 단일구조로 구성되지 않는 부분에 대해서는 열 및 진동충격에 충분히 견딜 수 있도록 기계적으로 안정된 구조를 취하고 금속접합용 접착제를 사용하여 마무리 하였다. 이와같은 방법으로 시험수행중의 성능악화는 물론 환경시험 전·후의 여파기 특성에는 변화가 없었으며 요구되는 설계규격을 모두 만족하였다.

결국 열진공시험과 진동시험을 수행하는 과정에서 발생할 수 있는 현상을 미리 예측하고 방지할 수 있는 방법을 전기적 및 기계적 설계단계에서 충분히 고려할 때, 부품의 신뢰성을 높일 수 있음을 알 수 있다. 그러나 발사와 운영비용을 감안할 때 가혹한 환경시험에서도 우수한 성능을 유지할 수 있도록 더욱더 무게와 크기를 줄일 수 있는 구조적인 해석 및 기계적으로 안정된 형태에 대한 진보된 가공방법이 요구되며 아울러 EMC(Electromagnetic Compatibility)현상에 대한 구조적인 설계도 필요하다.

## 참 고 문 헌

- [1] R.Levy and S.B.Cohn, "History of Microwave Filter Research, Design and Development," *IEEE Trans. Microwave Theory and Techniques*, vol. MTT-32, pp. 1055-1067, Sept. 1984.
- [2] S.B.Cohn, "Direct Copled Cavity Filters", *Proc. IRE*, vol.36, pp. 217-220, Feb.1948.
- [3] R.Levy, "Theory of Direct-Copled Cavity Filters", *IEEE Trans. on Microwave Theory and Tech.*, vol. MTT-15, pp. 340-348, June 1967.
- [4] W.L. Pritchard and J.A.Sciulli, *Satellite Communication Systems Engineering*, Prentice-Hall, Inc., Englewood Cliffs, New Jersey, 1986.
- [5] T. Kitsuregawa, *Advanced Technology in Satellite Communication Antennas, Electrical and Mechanical Design*, Dedham, Massachusetts, Artech House, 1990.
- [6] W.J. Larson and J.R. Wertz, *Space Mission Analysis and Design*, Microcosom, Inc., Torrance, California, 1991.
- [7] S.B. Cohn, "Direct-Coupled-Resonator Filters," *IRE Proc.*, vol.45, pp.187-196, Feb. 1957.
- [8] G. Matthaei, L. Young and E. Jones, *Microwave Filters, Impedance-Matching Networks and Coupling Structures*, Artech House, Dedham, MA, 1980.
- [9] N. Marcuvitz, *Waveguide Handbook*, McGraw-Hill Book Company, Inc., New York, 1951.
- [10] MIL-STD-810E, *Environmental Test Methods and Engineering Gidelines*, July 1989.
- [11] ESA-PSS-01-202, *Preservation, Storage, Handling and Transportation of Spacecraft Hardware*, June 1983.
- [12] Vibration-Testing Systems for Simulation and Analysis, Brüel & Kjær.
- [13] D. Schmit, H. Schubert and K.F. Ziegahn, "Environmental Testing Tailoring," *Proceedings of the International Symposium on Environmental Testing for Space Programmes*, pp.49-53, June 1990.
- [14] S.Grantman, E.Kochavi, J.Oren, E.Taragan and M.Arad, "Thermal Design and Control of Space Simulation Chambers in Israel," *Proceedings of the International Symposium on Environmental Testing for Space Programmes*, pp.103-106, June 1990.

## — 저 자 소 개 —



柳 炅 完(正會員)

1968년 1월 13일생. 1991년 2월 광운대학교 전자통신공학과 졸업. 1993년 2월 광운대학교 대학원 전자통신공학과 석사. 1993년 2월 ~ 현재 한국전자통신연구소 위성통신기술연구단 탑재장치연구실 연구원. 주관심분야는 초고주파 회로설계, 위성중계기 부품설계 등임

朴 光 亮(正會員)

1956년 8월 14일생. 1980년 2월 한양대학교 전자통신공학과 졸업. 1982년 2월 서강대학교 대학원 전자공학과 석사. 1994년 7월 서강대학교 대학원 전자공학과 박사. 현재 한국전자통신연구소 위성통신기술연구단 탑재장치연구실 선임연구원. 주관심분야는 위성통신시스템, 위성중계기 및 부품설계 등임