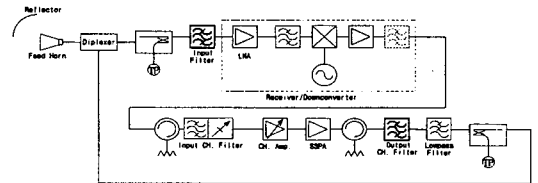


위성통신 중계기용 여파기 설계기술

유 경 완, 박 광 량
한국전자통신연구원

I. 머리말

1965년 INTELSAT 1호의 성공적인 발사로 인공위성을 이용한 통신시스템 구축은 높은 신뢰성을 바탕으로 중요한 위치를 자리잡고 있다. 특히, 높은 주파수 대역의 위성통신 중계기술은 초고속 위성통신 서비스 구현을 위해 전세계적으로 활발히 연구·개발중인 난이도와 부가가치가 높은 핵심 기술이다. <그림 1>은 위성중계기의 전체적인 구성도로서 높은 신뢰성을 갖는 여러종류의 도파관 소자로 구성되어 있다. 도파관형 여파기는 위성중계기 및 레이더 등 여러종류의 마이크로파 시스템에 가장 일반적이며 필수적으로 쓰이는 소자로서 설계와 구현에 관한 많은 연구가 이루어져 왔다.^[1, 2, 3]



<그림 1> 위성중계기 구성도

하나의 안테나를 송·수신 겸용으로 사용하는 위성중계기의 경우 상향신호와 하향신호를 분리해주는 다이플렉서가 필요하다. 이상적인 다이플렉서의 경우 분리도가 완벽하여 수신단으로 유입되는 하향신호를 억제할 수 있으나 실제의 경우 분리도의 제한으로 그렇지 못하다. 이러한 문제점을 해결하기 위하여 일정한 감쇄특성을 갖는 입력여파기가 필요하다. 대개의 위성중계기의 경우 입력여파기 출력단에서의 송·수신 분리도는 120dB이상이 요구된다. 즉 하향신호의 다이플렉서를 통한 수신 경로로의 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. 입력여파

기의 삽입손실은 수신단의 잡음지수에 커다란 영향을 미치므로 통과대역 내에서 최소화되어야 하며 알루미늄 합금을 사용하여 무게를 경량화시킨다.

입력여파기를 통과한 신호는 하향신호로 주파수 변환되어 고출력증폭기(SSPA)를 거쳐 증폭된다. 출력 채널여파기는 고출력증폭기(SSPA) 다음단에 연결되어 고출력 증폭된 채널신호를 하향링크 안테나로 보내주는 기능을 한다. 위성중계기의 한정된 주파수대역내에서 채널을 효율적으로 사용하기 위해서는 보호대역(guard band)을 줄여야 하며 이를 위해서 대역의 차단특성이 우수한 협대역 채널여파기의 제작이 필수적이다. 그리고 위성탑재용으로 사용하기 위해서는 저손실의 소형 및 경량화가 요구되어 대부분의 위성중계기에는 단일모드 구조에 비해 무게와 부피를 반으로 줄일 수 있는 이중모드(dual mode) 구조의 원통형 채널여파기가 사용되고 있다. 이러한 도파관형 여파기는 능동부품에 비해 신뢰성이 매우 높다. 그러나 위성중계기용으로 사용되기 위해서는 우주환경과 동일한 조건의 환경시험(environmental test)을 거쳐 그 성능을 검증 받아야 한다.^[4] 즉, 지구국으로 사용되는 부품과는 달리 매우 혹독한 환경에 노출되며, 일단 발사되면 수리가 불가능하여 전기적인 오동작이나 기계적인 파손이 발생하는 경우 여파기 본래의 기능을 수행할 수 없게 되어 시스템 전체의 수명, 효율 및 신뢰도가 저하된다. 그러므로 반드시 위성체가 처할 환경을 예측하고 설계의 여유도를 결정하여 규격을 결정한다.

본문에서는 광대역 여파기와 협대역 여파기를 각각 대표하는 입력여파기와 채널여파기에 대한 일반적인 설계기술과 위성중계기용으로 사용되기 위해 필요한 조건을 소개한다.

II. 전기적인 설계

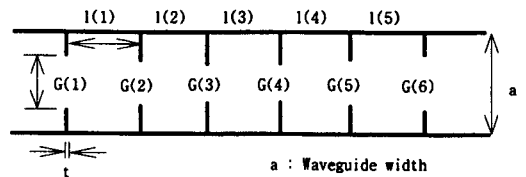
1. 입력여파기

광대역 여파기 설계시 가장 기본적인 단계는 필

요한 주파수 응답에 대해 집중정수소자(lumped elements)로 구성된 저역통과 원형 여파기로부터 주파수 변환을 하여 대역통과 여파기를 설계한 후, 여파기의 물리적인 크기를 결정하는 합성과정이다.^[5,6] 현대에 사용되고 있는 대부분의 합성과정은 삽입손실법(Insertion loss method)에 기초하여 전력손실비를 주파수의 함수로 규정한다. 전력손실비를 구현하기 위해서 여러종류의 함수가 이용될 수 있으나 위성중계기용 광대역 여파기를 구현하기에는 Chebyshev 함수가 가장 일반적이다.

여파기를 실제로 도파관을 이용하여 구성하는 경우 직렬공진기와 병렬공진기를 모두 구성하는 것이 어려워 임피던스(혹은 어드미턴스) 인버터를 사용하여 직렬공진기(혹은 병렬공진기)만으로 구성된 회로의 변환이 필요하다. 실제로 임피던스 인버터가 모든 주파수에 대해서 상수가 될 수 없으므로 대역폭의 제한을 받으며 고조파에 대한 통과대역 특성 예측이 어렵다.

〈그림 2〉는 광대역 여파기를 설계하는데 주파수 특성이 우수한 직렬공진형 도파관 여파기(direct-coupled-cavity waveguide filter)의 일반적인 구조로서 $l(n)$ 은 공진기 길이, $G(n)$ 은 결합소자로서 사용된 인덕티브 아이리스의 폭이다.

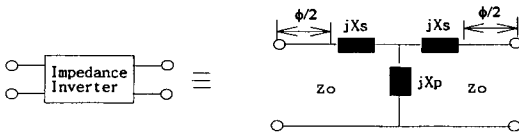


〈그림 2〉 인덕티브 아이리스 결합형 도파관 여파기

〈그림 3〉은 임피던스 인버터의 등가회로로서 인버터의 음(-)의 전기적인 길이 ϕ 는 여파기 회로에서 양단의 공진기에 포함되기 때문에 공진기 길이는 반파장보다 짧아지게 되며,

$$l(j) = \frac{\pi + (\phi_{j-1,j} + \phi_{j,j+1})/2}{2\pi} \lambda_{g0} \quad j \in (1, n) \tag{1}$$

와 같이 표현된다. 결합소자의 물리적인 크기는 인덕티브 아이리스에 대해 유도된 등가회로부터 얻어진다.^[7] 정확한 수치해석, 즉 모드정합법이나 유한요소법등을 이용해서 여파기 전체구조에 대한 통과대역, 저지대역 및 고조파 특성에 대한 검증이 요구되며 상황에 따라 최적화가 수행된다.



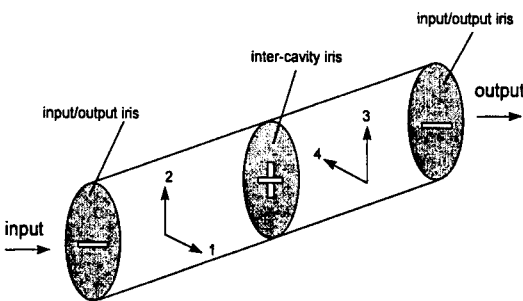
$$K = Z_0 \left[\tan\left(\frac{\phi}{2} + \tan^{-1} \frac{X_s}{Z_0}\right) \right] \text{ ohms}$$

$$\phi = -\tan^{-1}\left(\frac{2X_p}{Z_0} + \frac{X_s}{Z_0}\right) - \tan^{-1} \frac{X_s}{Z_0} \text{ radians}$$

〈그림 3〉 임피던스 인버터 등가회로

2. 채널여파기

입력여파기와는 달리 하나의 공동공진기에 두개의 서로 수직한 모드가 공진하는 이중모드 구조로 설계하여 여파기의 무게와 부피를 줄일 수 있도록 설계한다.^[8,10] Elliptic 여파기 함수를 합성하여 결합계수를 구한 후, 공진 Q값이 높은 TE₁₁₃ 모드가 공진하도록 공동의 길이와 직경을 계산하고 결합계수값을 이용해서 아이리스의 슬롯크기를 설계한다. 타원형 여파기 함수는 Chebyshev나 Butterworth 함수와는 달리 전달영점(transmission zero) 및 감쇄폴점(Attenuation pole)에 대해 임의의 조정이 가능하므로 보호대역이 좁은 채널여파기에 적합하다.



〈그림 4〉 이중모드 도파관 여파기의 외관도

〈그림 4〉는 일반적인 이중모드 타원형 채널여파기의 외관도 및 결합구조이다. 원형함수로부터 구한 감쇄폴점과 전달영점을 적절히 재배치하여 원하는 여파기특성의 전달함수를 얻고 각 모드간의 결합계수값을 구한다.

여파기의 삽입손실이 최소화될 수 있도록 무부하 Q(Q₀)값이 큰 공진기와 공진 모드를 선택한다. 공진기의 직경을 선택할 때 공진 모드외의 다른 모드가 생기지 않도록 공진기의 직경을 신중히 선택해야 한다. TE_{11n}의 경우 n 값 및 공진기의 직경이 클수록 Q_n값이 크며,^[11] 일반적으로 Q_n값이 높은 TE₁₁₃ 축퇴모드(degenerate mode)가 선택된다.

원통형 공동으로 구성되는 여파기는 입력단과 출력단에 각각 구형도파관이 연결되며 외부 Q(Q_e)값은 식 (2)와 같다.

$$Q_e = \frac{f_0}{R \Delta f} = \frac{3abL^3 \lambda_{g0} D^2}{16\pi q^2 n^2 \lambda_g^2} \quad (2)$$

여기서 f₀: 중심주파수

Δf: 대역폭

R: 정규화 입출력 저항

a, b: 구형도파관의 내부 규격

L: 원통형 공진기의 길이

D: 원통형 공진기의 직경

λ_{g0}: 구형도파관의 관내파장

q: 자기분극도

를 의미한다. 입출력단 아이리스의 자기분극도 q와 정규화 리액턴스(X/Z₀ |_{input})는

$$q = \sqrt{\frac{3abL^3(3D^2)}{16\pi n^2 \lambda_g^2 Q_e}}$$

$$X/Z_0 |_{input} = \frac{1.451D}{\lambda_0 D^2 \sqrt{Q_e / pab \lambda_{g0} \lambda_{g0}} - 1.701 \lambda_{g0}} \quad (3)$$

로부터 얻을 수 있으며 λ_{g0}는 원통형 도파관의 관내파장이다.

공동간 아이리스의 자기분극도 q_{ij}는 모드간 결합계수값 m_{ij}를 이용하여 계산한다. 정규화 리액턴스

값 $(X/Z_0 |_{ij})^{[6]}$ 은

$$q_{ij} = \frac{m_{ij} L^3 (3D^2)}{4n^2 \lambda^2} \quad (4)$$

와 같다. 대역통과 여파기의 결합계수값 m_{ij} 는

$$m_{ij} = \frac{M_{ij} \Delta f}{f_0} \quad (5)$$

를 이용하여 계산되며 m_{ij} 는 회로망 합성으로 구한 저역통과 여파기의 결합계수 값을 의미한다.^[8-10] 채널여파기의 입출력단 아이리스 및 공동간(inter-cavity) 아이리스는 주로 끝이 둥근 슬롯(rounded-end slot)으로 구성되는데 이것은 TE_{11n} 모드의 자계성분을 이용하여 모드간 결합을 시키기 위한 것이다. TE_{11n} 모드의 자계성분은 $\sin\theta$ 성분과 $\cos\theta$ 성분의 서로 수직인 두 개의 방향으로 공진하므로 폭이 좁고 긴 슬롯을 이용한다면 슬롯의 길이방향에 수평한 성분만 진행하고 분극방향이 슬롯의 폭 방향인 성분은 차단된다. 따라서 공동간 아이리스는 두 개의 모드결합이 동시에 이루어져야하므로 끝이 둥근 슬롯을 서로 90° 어긋나게 위치시키면 두 개의 모드결합이 상호 간섭결합이 없는 상태로 공진할 것이다.

입출력 슬롯 아이리스와 공진기 사이에 위치하는 십자형 아이리스의 크기^[12]는

$$q/l^3 = \frac{0.187 + 0.052\alpha(1-\alpha)}{\ln(1+2.12/\alpha)} \quad (6)$$

으로 표현되며, 여기서 $\alpha = w/l$ (w : 슬롯의 폭, l : 슬롯의 길이)이다.

TE_{11n} 모드 공진기의 전기적 길이는 공진기 내부 모드에 따른 관내파장의 3배로 정한다. 그러나 공진기의 양쪽면 모두가 단락된 경우와는 달리, 실제로는 공진기 양쪽 아이리스로 인해 공진 파장이 늘어나 공진주파수가 낮아진다. 그러므로 실제 공진기의 길이는

$$\left(\frac{\lambda_{go}}{4\pi}\right) \tan^{-1}\left(\frac{2X}{Z_0}\right) \quad (7)$$

만큼 짧아진다.

3. 기술적인 고려사항

순수한 마이크로웨이브 이론에 의한 전기적 설계와는 달리 물리적으로 고려해야 할 기술적인 사항이 많다. 전기적인 성능을 극대화시키고 우주환경에 의한 영향을 극소화시키기 위한 설계가 요구된다.

(1) 재질

재질은 여파기의 용도에 따라 다르게 선택되어야 한다. 위성중계기에 사용되는 입력여파기의 경우는 일반적으로 무게의 경량화를 목적으로 알루미늄 합금 AL6061을 사용한다. 이 재질은 열팽창률에 의한 변형이 비교적 적고 충격이나 부식에 강하다. 재질의 열팽창계수를 고려하여 온도변화로 발생할 수 있는 주파수 변화량을 고려하여 전기적인 특성이 유지되도록 한다.

〈표 1〉 AL6061-T6의 열팽창계수

온도범위(°C)	열팽창계수 $\alpha(10^{-6}/^{\circ}\text{C})$
> 200	25.4
100 ~ 200	24.3
20 ~ 100	23.6
-60 ~ 20	21.6
< -60	15.9

채널여파기는 엄격한 대역의 차단특성이 요구되므로 열적인 팽창계수가 가장 낮은 Invar-36를 사용한다. 왜냐하면 우주환경에서 겪는 급격한 온도변화에 공동이 쉽게 수축하거나 팽창하면 동작주파수가 변하기 때문에 최소로 유지시켜야 한다. 또한, 공진기의 벽두께를 얇게 하여 무게를 경량화시킬 수 있으나 전문화된 가공기술이 요구된다.

(2) 결합소자

아이리스는 여파기의 결합소자로 사용된다. 입력여파기의 인덕티브 아이리스는 여파기의 몸체와

같이 가공된다. 채널여파기의 아이리스는 공동과 별도로 가공되며 공동과 마찬가지로 온도에 대한 변화를 최소로 유지하기 위해 Invar-36를 사용한다. 아이리스의 두께가 너무 두꺼우면 정확한 해석을 할 수 없어 원하는 특성을 얻는데 어려움이 있다. 반면, 너무 얇으면 기계적인 진동에 파손이 발생할 수 있으므로 가공상 기계적으로 요구되는 최소의 두께를 고려하여 결정한다.

(3) 튜닝스크류

튜닝스크류(tuning screw)는 일반적으로 몸체와 같은 재질을 사용하나 저전력 소자인 경우 다른 종류의 재질을 사용하여도 큰 문제가 되지 않는다. 입력여파기의 경우 열팽창계수가 알루미늄보다 작고 견고한 인레스 스틸을 사용한다. 그러나 Q_u 값이 큰 출력 채널여파기는 온도변화에 따른 주파수 변화를 최소화시켜야 하며 고출력신호를 처리하므로 같은 재질을 사용하는 것이 바람직하다.

튜닝스크류의 몸체는 온도금 처리되며 바닥면은 전계가 한 곳에 집중되는 현상을 방지하기 위하여 등극게 처리되어야 한다. 출력 채널여파기의 경우 날카로운 모서리 부분에 전계가 집중되어 multipactor가 쉽게 발생할 수 있어 튜닝스크류가 이완될 수 있다. 또한, 도파관 내부표면의 화학적 상태가 변하여 삼입손실이 증가하고 고조파 성분이 발생되어 여파기의 성능이 열화된다.

튜닝스크류의 직경(d)은 여파기 설계시 요구되는 서셉턴스(susceptance)를 얻기 용이하고 높은 Q_u 를 유지할 수 있도록 결정되어야 한다. 직경이 너무 큰 경우 여파기의 미세한 특성변화를 관찰할 수 없고 너무 작은 경우 여파기 특성에 변화를 줄 수 없다.

(4) 내부 표면처리

여파기의 삼입손실을 최소로 유지하고 거칠기를 줄이기 위해서 내부표면은 온도금 처리되며 두께는 보통 skin depth와 가공오차를 고려하여 skin depth δ s의 수배로 결정된다. 온도금의 두께가 균일하지 않거나 본래의 여파기 설계값에 큰 변화를 줄만큼 오차를 갖는다면 여파기의 주파수 특성이 열화되며 이를 개선시키기 위한 불필요한 튜닝작업으로 삼입손실이 증가할 수 있다.

(5) 가공오차

여파기가 본래의 주파수 특성을 유지하기 위해서는 Ku-Band에서는 $\pm 0.02\text{mm}$, Ka-Band에서는 $\pm 0.005\text{mm}$ 이하의 가공 정밀도가 요구된다. 가공오차에 대한 여파기 성능의 변화는 주파수가 상승할수록 심각해지며 설계특성과는 다른 결과를 얻는 것이 일반적이므로 이를 보상하기 위한 튜닝스크류의 제작이 요구된다.

(6) 가공방법

설계된 여파기를 구현하는 방법에는 여러가지가 있다. Brazing 가공법은 정밀도가 낮고 내부표면에 변형이 생기기 쉽다. Spark eroding 가공법은 까다로운 구성부분을 가공할 수 있으나 표면거칠기가 나쁘다. 반면, CNC milling 가공법은 정밀도, 표면거칠기 및 재현성이 우수하여 현대에 가장 많이 이용되고 있다. 그러나 입력여파기의 경우 두께의 몸체를 분리하여 가공한 후 재결합해야 하므로 벽두께 증가로 무게가 증가할 수 있으므로 구조적인 설계가 요구된다.

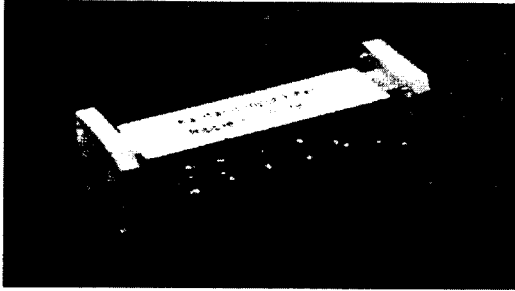
(7) EMC(Electromagnetic Compatibility)

EMC 문제는 가공시 몸체의 접합수를 최소로 유지하고 튜닝스크류를 포함한 모든 접합부분에 silver plated epoxy를 사용함으로써 최소화시킬 수 있다.

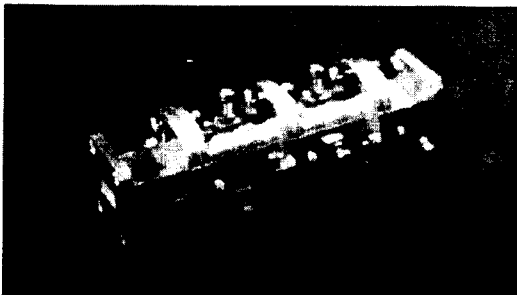
(8) Venting Hole

여파기 내부와 외부의 압력을 동일하게 유지시킬 목적으로 여파기의 플랜지에 hole을 뚫는다. Hole로 인한 여파기의 전기적인 특성에 변화가 있어서는 안되며, hole의 깊이와 직경의 비가 6정도가 되도록 한다.

(그림 5)는 이상의 기술적인 사항이 고려된 입력여파기와 출력 채널여파기의 실물이다. 각 여파기를 튜닝하는데 사용된 튜닝스크류는 진동시험중 풀릴 수 있으므로 고정용 nut와 본드를 사용하여 고정한다.



(a) 입력여파기



(b) 채널여파기

〈그림 5〉 여파기 실물

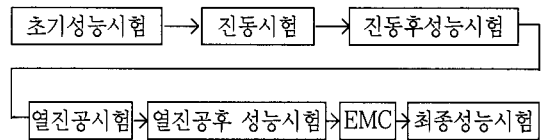
III. 환경시험

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.^[13] 발사환경시 발사체의 최초 수분간은 공기의 마찰과 태양광에 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 임무완료시까

지 제반환경 조건하에서 정상적인 동작여부를 검증하기 위한 것이다. 이 시험을 통해 위성체에 사용되는 부품들이 요구되는 진동과 온도범위 내에서 성능을 만족하는 지를 확인하게 된다.^[14,16]

위성체에 사용되는 부품에 대해 적용되는 기본적인 환경시험 절차는 〈그림 6〉과 같다.



〈그림 6〉 환경시험 절차도

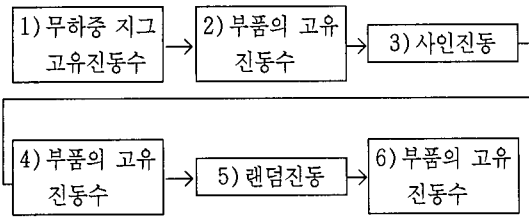
초기 성능시험을 행한 후에 진동시험을 실시하며 그 이후에 열진공시험을 실시하여 위성체가 실제 처할 환경의 순서와 동일하게 채택하는 것이 일반적이나 상황에 따라 진동시험(vibration test)과 열진공시험(thermal vacuum test)의 순서가 바뀔 수 있으며 EMC 시험이 생략될 수도 있다.

1. 진동시험

위성체가 궤도내에서 정상적으로 운영될 때의 우주환경에서는 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. 진동시험은 부품이 사용되어질 진동환경하에서 쓰여질 수 있는 지를 확인하기 위한 성능보증 단계의 하나로서 부품에 대한 구조해석이 요구된다.

진동시험에는 발사체의 이륙시 엔진에서 유도되는 랜덤진동(Random vibration)과 구조설계의 한계를 검토하기 위한 사인진동(Sine vibration)이 있다. 후자의 경우 비행조건을 대표적으로 나타내는 진동은 아니며 랜덤진동이 행해지는 경우 생략될 수도 있다.

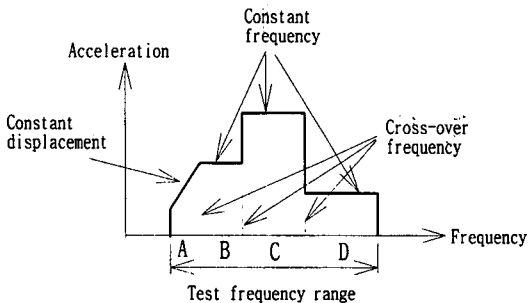
〈그림 7〉은 진동시험의 절차이다.



〈그림 7〉 진동시험 절차

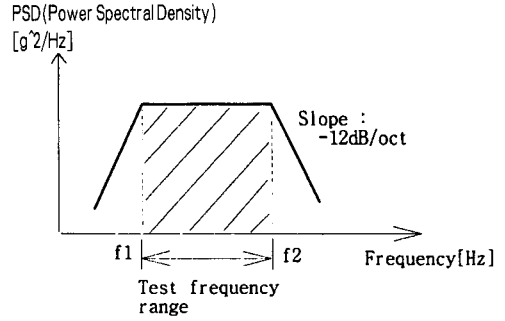
1)은 부품을 고정시키기 위한 지그만의 고유진동수를 조사하는 단계로서 올바른 진동시험을 위해 매우 중요한 사항이다. 2), 4), 6)은 각 진동시험 전·후에 부품의 고유진동수를 조사하는 단계로서 20 ~ 2000Hz의 시험 주파수 영역에서 진동주파수의 변화정도를 관찰한다. 진동주파수에 큰 변화가 발생하는 경우 - 보통 10% 이상 - 구조물의 결함이나 재질의 변형이 발생한 것으로 볼 수 있으므로 취약부분에 대한 구조적인 연구가 더욱더 요구된다.

〈그림 8〉은 3)의 사인진동 시험에 대한 적용 프로파일이다. A영역은 진동가진기(vibration exciter)의 진폭이 일정한 구간이며 B, C, D영역은 가속도가 일정한 구간이다.



〈그림 8〉 사인진동에 대한 시험 프로파일

〈그림 9〉는 5)의 랜덤진동 시험에 대한 적용 프로파일이다. 주파수 내용은 가속도의 밀도를 나타내는 PSD(Power Spectral Density)를 사용하여



〈그림 9〉 랜덤진동에 대한 시험 프로파일

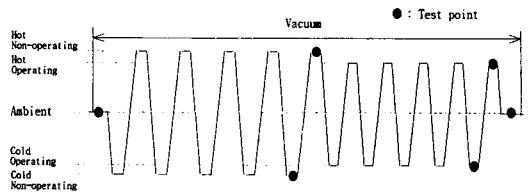
진동의 수준을 나타낸다.

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.

2. 열진공시험

발사체에서 유도되어 위성체에 주어지는 진동환경은 발사 후 처음 1시간 이내에 집중적으로 주어지는데 비하여 열진공환경은 발사순간에서부터 궤도진입, 천이궤도 및 정상운영 등 전 주기(life cycle)에 걸쳐 주어진다. 열진공시험은 지상시험장비를 이용해 이러한 조건을 설정하여 요구되는 성능을 만족하는지를 확인하기 위한 것이다.

〈그림 10〉은 열진공시험에 대한 온도 프로파일이다. 각 측정점(Test Point)에서의 전기적인 성능 측정은 모두 진공상태에서 행하여 지며 진공상태의 압력은 5×10^{-5} torr 이하로 유지된다. 측정온도는 여파기의 지지대(baseplate)의 온도를 기준으로 한다.



〈그림 10〉 열진공시험에 대한 온도 프로파일

Ambient는 상온 23°C이며 처음 5 사이클 동안에 적용되는 비동작 온도영역(Non-operating temperature range)에서는 성능보다는 부품의 동작여부를 측정하는 것이 주목적이며 나머지 5 사이클 동안에 적용되는 동작 온도영역(Operating temperature range)에서는 요구조건을 반드시 만족하도록 설계해야 한다.

IV. 맺음말

위성중계기용 여파기를 구현하기 위해서 여러 형태의 구조가 이용될 수 있으나 최적의 전기적 및 기계적인 성능을 얻기 위한 구조로 결정된다. 즉, 효율적으로 설계할 수 있고 기계적으로 문제가 적은 구조가 선택된다.

일반적으로 신뢰성이 높으나 혹독한 우주환경에 대한 충분한 기술적인 고려가 없다면 전기적인 오동작이나 기계적인 파손으로 전체 시스템의 수명, 효율 및 신뢰도를 저하시킬 수 있다. 그러므로 환경시험을 거쳐 그 성능을 검증하게 되며 설계에 대한 여유도를 고려하여 규격을 결정하게 된다.

참 고 문 헌

[1] S.B.Cohn, "Direct Copled Cavity Filters", Proc. IRE, vol.36, pp. 217-220, Feb.1948.
 [2] R.Levy, "Theory of Direct-Copled Cavity Filters", IEEE Trans. on Microwave Theory and Tech., vol. MTT-15, pp. 340-348, June 1967.
 [3] 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.
 [4] 유경완, 박광량, "ku-Band 위성중계기내 광

대역 도파관형 입력여파기에 대한 환경시험 수행에 관한 연구," 전자공학회 논문지, 제33권, A편, 제4호, pp.84-91,1996.

[5] S.B.Cohn, "Direct-Coupled-Resonator Filters," IRE Proc., vol.45, pp.187-196, Feb. 1957.
 [6] G.Matthaei, L.Young and E.Jones, Microwave Filters, Impedance-Matching Networks and Coupling Structures, Artech House, Dedham, MA, 1980.
 [7] N. Marcuvitz, Waveguide Handbook, McGraw-Hill Book Company, Inc., New York, 1951.
 [8] A.E.Atia and A.E.Williams, "New types of Waveguide Bandpass Filters for Satellite Tansponders," COMSAT Tech. Review, pp. 21-43, No.1, Fall, 1971.
 [9] R. J. Cameron and J. D. Rhodes, "Asymmetric Realizations for Dual-mode Bandpass Filters," IEEE Trans. Microwave Theory and Techniques, vol. MTT-29, pp. 51-58, 1980.
 [10] A.E.Atia and A.E.Williams, "Narrow-Bandpass Waveguide Filters," IEEE Trans. Microwave Theory and Techniques, vol. MTT-20, pp. 258-265, Sept. 1972.
 [11] R.F.Harrington, Time-Harmonic Electromagnetic Fields, New York, McGraw-Hill, pp.257, 1961.
 [12] McDonald, "Simple Approximations for the Longitudinal Magnetic Polarizations of Some Small Apertures," IEEE Trans. Microwave Theory and Techniques, vol. MTT-36, pp. 1141-1144, Sept. 1988.
 [13] ESA-PSS-01-202, Preservation, Storage, Handling and Transportation of Spacecraft Hardware, June 1983.
 [14] MIL-STD-810E, Environmental Test Methods and Engineering Gidelines, July 1989.

[15] 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.

저 자 소 개



柳 炅 完

1968年 1月 13日生

1991年 2月 광운대학교 전자통신공학과 졸업

1993年 2月 광운대학교 대학원 전자통신공학과 석사

1993年 2月~현재 한국전자통신연구원 위성통신기술연구단 탑재장치연구실 연구원

주관심 분야: 수동부품 설계, MMIC 회로설계 등임.



朴 光 亮

1956年 8月 14日生.

1980年 2月 한양대학교 학사

1982年 2月 서강대학원 전자공학석사

1994年 8月 서강대학원 전자공학 박사

1982年 1月~1983年 3月 국방과학연구소 연구원

1983年 3月~현재 전자통신연구원 책임연구원

주관심분야: 위성통신 및 무선통신