

《主 題》

# 위성의 수명 및 신뢰도 향상 노력

김 성 규, 마 근 수

(한국항공우주연구소)

□ 차 례 □

- I. 서론
- II. 신뢰성 있는 시스템 설계 및 개발
- III. 신뢰도와 잉여성
- IV. 신뢰성과 고장 모드/효과 분석
- V. 무궁화위성의 신뢰도 향상 방안
- VI. 결론

## I. 서 론

신뢰도란 어떤 시스템이나 장비의 주요 요구사항으로서 정해진 시간과 상황에서 정해진 기능을 수행할 수 있는 확률로서 정의된다. 특히 인공위성의 경우처럼 시스템이 고가이며 수리할 수 있는 가능성이 거의 없는 경우에는 고착된 신뢰도(Built-in reliability)의 고려가 필연적으로 수반되어야 할 것이다. 따라서 우주공간에서 사용되는 시스템이나 장비의 신뢰도 향상을 증가시키기 위하여 지속적인 노력이 진행되고 있다. 무궁화 위성의 경우 궤도상 10년간의 서비스를 보장하기 위한 설계가 수행되었다. 궤도상의 총괄적인 신뢰도는 77.48%로 추정되었으며 이 값은 위성체 요구사항(Request for proposal)에 포함된 요구신뢰도 73%를 초과하고 있다.

본 고에서는 시스템에 대한 신뢰도를 정의하고 위성시스템 설계 및 개발시 적용할 수 있는 신뢰도 향상방안을 기술하였다. 또한 무궁화 위성에 대한 신뢰도를 분석하고 이를 향상하기 위한 잉여성에 대해 설명하고자 한다.

## II. 신뢰성 있는 시스템 설계 및 개발

본 절에서는 시스템 신뢰도 향상방안의 설명을 위

해 그의 대부분을 차지하는 전기/전자회로의 경우에 대한 신뢰도를 설명할 것이다. 전자장비의 신뢰도를 개선하기 위한 많은 방법중에서 가장 중요한 것은 소자의 개선, 스트레스레벨의 감소, 간단하고 보존력 있는 회로설계, 소자와 제조기술의 적절한 선택이다. 이 단계를 완전하게 거친 이후에 잉여성(Redundancy)이 우연성 실패를 줄이는데 고려되어야 한다. 그러므로 고도의 잉여성은 각 부품 또는 회로기반의 잉여성에 의하여 이루어질 수 있다.

### 1. 신뢰성 있는 회로 설계

각 소자의 신뢰도, 출력저감, 공급전압간의 상호작용, 기계적 배치, 동작되는 환경등을 고려한 후에 설계자들은 회로를 시험하고 신뢰도에 접근한다. 사실상, 회로 설계는 회로가 각 소자의 전기적 환경이 있는 것처럼 환경설계의 다른 측면이 있다. 그러므로 회로 설계를 만족해야 하는 넓고 다양한 환경때문에 회로 신뢰도는 분리하여 다루는 것이 편리하다. 최초의 전자 시스템의 설계에 있어서, 수학적 해석은 각 회로가 시스템 신뢰도 목표를 만족하는지를 결정하기 위하여 수행되어야 한다. 좋은 설계는 좋은 신뢰도를 보장받을 수 있다. 시스템이나 장비의 신뢰도에 기여하는 세가지 요소가 있는데, 그것은 설계 신뢰도, 소자 신뢰도, 소자와 설계를 바탕으로 제조하는 방법에 관

계된 신뢰도이다. 이 요소들은 중요한 고려대상이며 다음의 수식으로 표현할 수 있다.

$$P_a = P_d * P_c * P_f$$

- 여기에서  $P_a$ : 전체 신뢰도
- $P_d$ : 설계 신뢰도
- $P_c$ : 소자 신뢰도
- $P_f$ : 제조 신뢰도

**2. 설계 신뢰도**

설계 신뢰도는 소자 신뢰도, 제조 신뢰도와 마찬가지로 중요한 신뢰도 요소가 된다. 비록, 전력레귤레이터의 경우에서처럼 소자 신뢰도와 제조 신뢰도가 높다할지라도 특정한 동작모드에서 안정도가 낮다면 회로는 기대된 출력을 전달하지 못한다.

**- 공통 레귤레이터**

둘 또는 그 이상의 서브시스템에 전력을 전달하는 레귤레이터가 있을 때, 각 서브시스템으로 전달되는 전력을 차단할 예비장치가 없다면 임의의 서브시스템에서 다른 서브시스템으로의 악영향을 피할 수 없다. 이런 경우에는 그림 1에서와 같이 FIC(Fault Isolation Circuit)가 서브시스템 부하와 공통 레귤레이터 사이에 위치한다. 그림에서 보는 바와 같이 부하가 갑자기 단락(Short)되면 FIC의 제어회로는 빠르게 동작하여 단락된 부하를 차단한다.

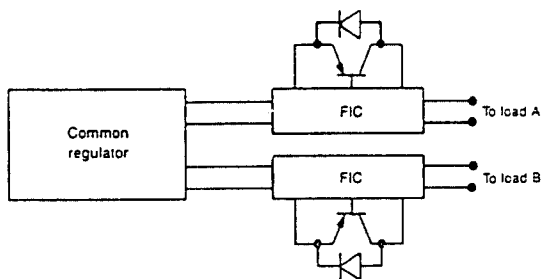


그림 1. FIC를 이용한 입력보호회로

**- 입력 필터링**

전력 공급 인터페이스장치에서 L-C 필터는 종종 요구되어진다. 스위치가 도통될 때, 소자를 파손할 정도의 오버-슈트가 있기 때문에 과도해석은 중요하다. 그림 2(a)와 같이 L-C 필터를 사용할 경우 그러한 위험은 줄일 수 있으나 과도한 음 전압이 인가될 경우

마찬가지로 소자의 파손을 초래할 수 있다. 그러한 경우에는 그림 2(b)에서와 같이 다이오드를 사용하여 해결할 수 있다.

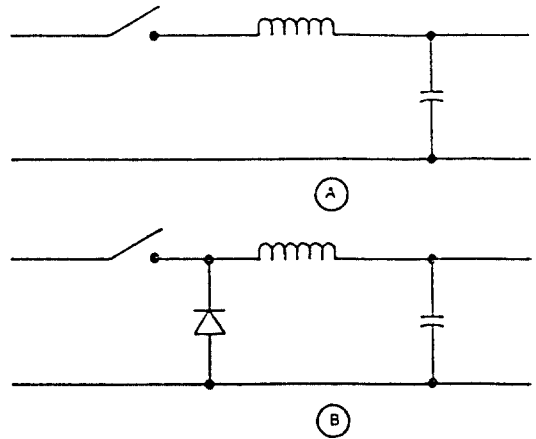


그림 2. 전력공급인터페이스에서의 L-C 필터

**- 동작 조건**

제조업자의 데이터 쉬트는 소자의 동작조건에 관한 정보를 제공한다. 그리고 전압, 전류, 전력손실, 안정동작온도등과 같은 동작조건에 따른 검토는 설계자의 책임이다. 예를 들어, dc-dc 컨버터의 정류기와 필터는 부하가 영구히 연결된다는 가정하에 설계되어진다. 즉, 이것은 부하가 없을 때 파워 서플라이는 턴-온 되지 않는다는 것이다. 그렇지만 때때로 오퍼레이터의 실수로 인하여 부하가 없을 때에 파워 서플라이가 턴-온되는 경우가 있는데 출력 캐패시터가 부적절하게 선정되었다면 그 캐패시터는 파손될 것이다. 그것은 부하가 없는 경우에 부하가 있는 경우보다 출력전압이 더 높게 설정되기 때문이다. 또한, 두개의 캐패시터가 고전압 범위를 가진 캐패시터의 조건을 만족하기 위하여 직렬로 연결되어진 경우, 적절한 조

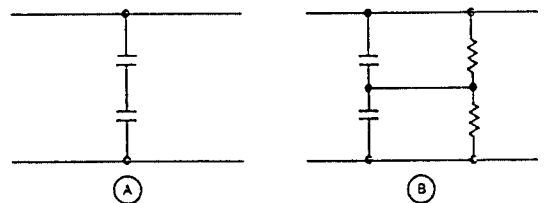


그림 3. 직렬연결된 캐패시터의 보호

치는 캐패시터사이의 불균등한 분압으로 인한 캐패시터의 파손을 막는 것이다. 불균등 분압은 캐패시터의 허용범위가 20%이기때문에 가능하다. 불균등 분압은 그림 3에서 보는 바와 같이 캐패시터와 병렬로 5%의 허용범위를 가진 두개의 저항을 사용함으로써 쉽게 피할 수 있다.

### 3. 소자 신뢰도

소자의 신뢰도는 시스템 전체의 신뢰도에 있어서 중요한 역할을 한다. 특정 소자의 신뢰성 있는 성능을 저감된 스트레스 레벨에서 동작해야 상당히 개선되어질 수 있다. 예를 들어, 탄소합성저항기는 정격전력의 50%로 낮추어야하고, 최대 전압은 최대정격전압의 80%를 넘지 않아야한다.

### 4. 제조 신뢰도

제조 신뢰도도 마찬가지로 상당히 중요한 신뢰도 요소중에 하나이다. 독립적으로 만족스럽게 동작하는 회로나 시스템도 완전한 시스템으로 종합되면 바람직하지 못한 동작상태를 나타낼 수 있다. 외부적인 조건이 시스템의 성능뿐만 아니라 소자의 동작조건에 종종 영향을 미친다. 제조가 제대로 되어지지 않았다면 비록 설계나 소자의 신뢰도가 높다할지라도 시스템이나 장비는 기대된 기능을 내지 못한다. 그러므로 설계 및 소자 신뢰성과 마찬가지로 동등한 고려가 장비나 시스템의 제조측면에서도 주어져야 한다.

## III. 신뢰도와 잉여성

고유의 회로 신뢰성이 최적화된 회로 설계, 소자의 적절한 선택등에 의해서 극대화될 수 있지만, 임무를 부분적으로나 전체적으로 위태롭게 할 수 있는 우연성 실패를 막는 유일한 방법은 잉여성의 적용이다. 고도의 신뢰도는 부품 또는 회로기반의 잉여성에 의하여 이뤄질 수 있다. 이것은 요구하는 적절한 수준의 전체적인 임무 신뢰성을 보장한다.

### 1. 잉여성 접근

#### - Standby Redundancy

이 경우는 둘 또는 그 이상의 같은 장치중의 하나가 일시적으로 동작한다. 그림 4에서와 같이 두개의 독립적인 고장 감지기는 장치의 성능을 계속적으로 감시하기 위하여 필요하고 시스템을 더욱 신뢰성 있게 만들기 위하여 계속적으로 전력을 공급한다. 그러

므로 동작중에 있는 장치의 고장 감지기만이 동작하게 되며 이 경우 그 장치는 고신뢰성을 갖는다. Standby redundancy에서 중요한 점은 접점이 변화할 때 별다른 예비장치없이 출력의 순간적인 단절이 존재하게 되며 최대 3msec 동안이다.

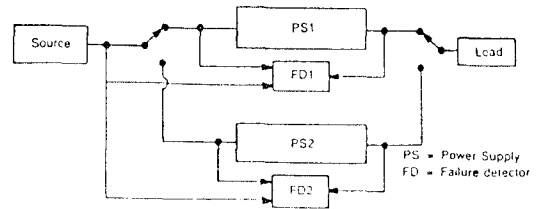


그림 4. Standby Redundancy

#### - Task Sharing Redundancy

이 경우 둘 또는 그 이상의 장치가 같은 시간에 동작하며 전체 전력의 흐름을 공유하게 된다. 하나의 장치가 고장이 나면 남아있는 장치가 큰 전력흐름을 감당하며 동작을 계속하게 된다. 그림 5에서와 같이 접점이 변화할 때 출력의 단절은 존재하지 않는다.

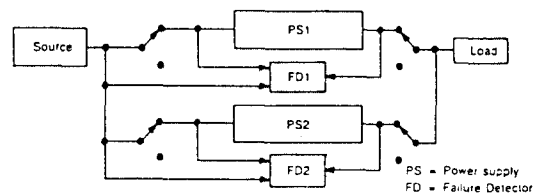


그림 5. Task Sharing Redundancy

#### - Majority Logic Redundancy

이 경우 셋 또는 그 이상의 장치가 같은 시간에 병렬로 동작하게 된다. 고장난 장치는 분리되어지고 남아있는 장치가 큰 전력흐름을 감당하게 된다. 그림 6에서와 같이 각각의 고장 감지기는 없고 통합된 하나의 고장 감지기가 있다.

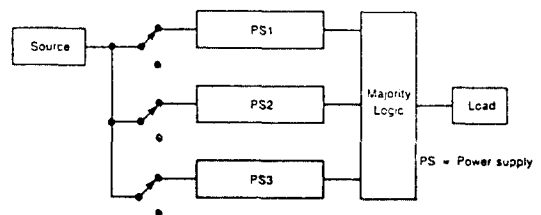


그림 6. Majority Logic Redundancy

- Shared Mode of Standby Redundancy

이 경우에는 두 동작이 두개의 장치에 의하여 수행되어지고 하나의 공통 잉여 장치가 있으며 세개의 독립적인 고장 감지기가 장착되었다. 잉여 장치는 동작 A와 동작 B의 습을 취할 수 있다. 장치 1이 고장이 나면 잉여 장치는 동작 A를 수행하고 전원과 동작 A로부터 장치 1을 분리한다.

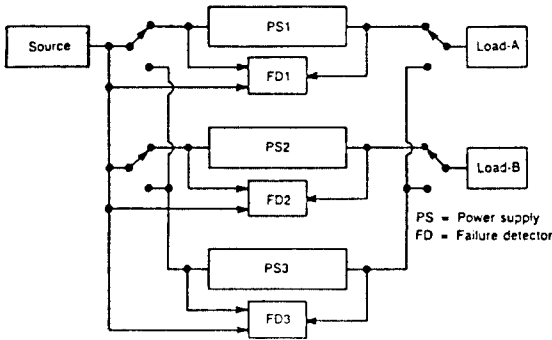


그림 7. Shared Mode of Standby Redundancy

- Partial Redundancy

그림 8에서 나타내듯이 이 잉여 장치는 능동소자의 고장율이 수동소자보다 낮다는 것에 기초한다. 그러므로 완전한 잉여 장치 대신에 능동소자를 주로 포함하는 부수적인 회로나 선택된 소자들이 단지 잉여 소자로서 존재한다.

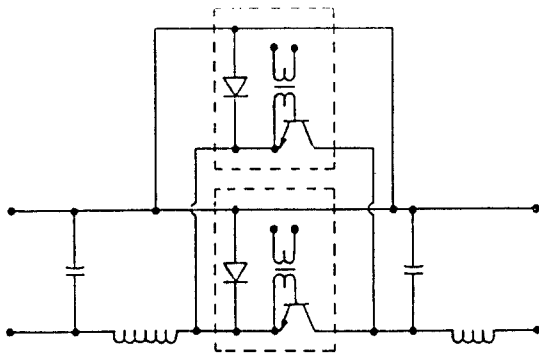


그림 8. Partial Redundancy

2. 최적화

잉여성 접근의 선택에 있어서, 신뢰도, 중량, 회로의 복잡성, 효율, 가격등과 같은 요소들이 고려되어야

한다. 어떤것은 임무 요구조건에 부합하는 잉여성 접근을 선택해야 한다.

3. 고장 감지기

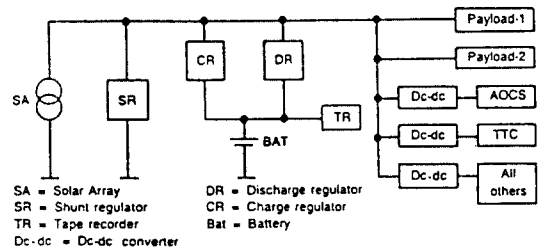
처음 순간에 고장을 감지하는 것은 매우 중요한 일이다. 그리고 고장 감지기는 장치의 성능을 계속적으로 감시해야한다. 장치의 성능 파라미터들에 있어 단발성 또는 특정하게 벗어나는 것은 고장으로서 간주되어질 것이다. 시스템 내부적으로 온도, 주파수, 전류, 전압등 그밖의 여러가지 파라미터들은 고장을 감지하는 요소가 된다. 고도의 신뢰성 있는 고장 감지기는 가장 기본적인 장치이다.

IV. 신뢰성과 고장 모드/효과 분석

고성능, 고신뢰도, 저가는 여하한 시스템의 설계에 있어 주요한 고려대상이다. 고장 모드/효과 분석 (Failure Mode and Effect Analysis : FMEA)의 주된 목적은 결정적이며 단순한 고장을 제거하고 확인하는 것이다. 그것이 완전하게 제거될 수는 없지만 그러한 고장이 일어날 수 있는 확률을 줄이고 그것으로 인한 효과를 최소화 하는 것이다.

1. 인공위성 전력 시스템

인공위성 전력 시스템이 고장 모드/효과 분석을 수행하는 좋은 예가 될 수 있다. 그림 9는 정지궤도 통신위성의 전형적인 전력 시스템을 나타낸다. 공통 제어장치는 분류기, 충전기, 방전기의 전력을 제어한다. 충전기 자체는 일정전압으로 버스를 유지하며 여러 전류 모드로 배터리를 충전한다. 배터리가 완전하게 충전되면 분류기가 동작되고 충전기는 가장 낮은 전류 모드로 바뀌어진다. 분류기는 버스전압을 조절하는 역할을 한다. 식기간동안에는 승압형의 배터리 방전기가 배터리 전압을 버스전압으로 승압하여 전압



SA = Solar Array  
SR = Shunt regulator  
TR = Tape recorder  
Dc-dc = Dc-dc converter  
DR = Discharge regulator  
CR = Charge regulator  
Bat = Battery

그림 9. 인공위성 전력 시스템

을 조절한다. 버스 전압은 탑재체(Payload)로 직접 공급되는 반면에 원격측정/명령통신 시스템, 자세 제어 시스템, 추진 시스템등의 버스 부하로는 dc-dc 컨버터나 dc-ac 인버터를 통하여 공급된다. 또한 태양 레코더등과 같은 몇몇 부하들은 배터리로부터 전압이 공급된다.

### 2. 충전기

그림 10은 배터리 충전기의 상세도를 나타낸다. 충전기의 제어는 버스전압과 기준전압이 비교되고 그 전압차가 증폭되어 감쇠기를 통하여 펄스폭 조정기로 입력된다. 조정기 출력은 클럭 주파수에 동기되어 지고 출력이 보상되어 증폭된 전압차에 비례하는 펄스폭이다. 이 출력 시그널은 스위치 Q를 포화시키거나 컷-오프한다. 그러므로 배터리로 흐르는 전류는 버스전압이 일정하게 유지됨으로서 제어되어진다. 스위치가 도통되면 에너지는 인덕터에 저장되고 스위치가 오프되면 인덕터에 저장된 에너지가 배터리로 전달된다.

### 3. 충전기의 신뢰성 계산

충전기의 고유 신뢰성을 평가하기위해 신뢰도 해석이 수행된다. 모든 소자들은 적절한 기능에서 동등하게 중요하며, 다른 소자에 대한 임의의 소자의 고장의 영향은 고려하지 않는다는 일반적인 가정을 갖는다.

$$R = e^{-\lambda t}$$

여기에서, R: 신뢰성

$\lambda$ : 고장율

t: 시간

여기에서는 일년의 임무기간이 신뢰성 계산에 취

해졌다. 전형적인 신뢰성 계산은 다른 직렬, 병렬 소자/회로/장치의 신뢰성을 계산하는데 사용되어진다. 레귤레이터 전체의 신뢰성은 직렬로 모든 소자/회로/장치의 신뢰성을 취함으로써 얻어진다.

직렬계산에는,

$$R_{series} = (R1)(R2)(R3)\dots(Rn)$$

병렬계산에는,

$$R_{parall} = [1 - R1](1 - R2)(1 - R3)\dots(1 - Rn)$$

각 R1~Rn은 직렬 및 병렬상에 있는 소자/회로/장치의 신뢰성이다.

### 4. 고장 모드/효과 분석

위에서 언급한 바와 같이 고장 모드/효과 분석의 주된 목적은 가능한 결정적인 단일점 고장(Single-Point Failure: S-P-F)을 제거하고 확인하는데 있다. 그러나, 단일점 고장이 제거될 수 없다면, 주 목표는 그러한 고장이 날 수 있는 확율을 줄이는 것이고 고장 효과를 최소화하는 것이다. 단일점 고장은 전원에서 최발단의 부하에 걸쳐서 전력 시스템의 동작을 불가능하게 만드는 단일 고장을 말한다. 완벽한 임무목표를 수행하기 위해서 모든 부수장치들은 필수적이다. 그리고 어떤 장치가 완전한 시스템에 영향을 미치지 않고 고장이 발생하여 부분적으로나마 임무목표를 수행할 수 있기를 바란다. 고장 모드/효과 분석은 서브 시스템이나 부수장치의 수준에서 수행되어진다. 그리고 모든 고장 모드를 포함하여 분석한다. 그러나, 전력 버스나 배선과 같은 구조 및 수동소자들은 분석에서 제외된다. 고려되어지는 기본 고장 모드는 단선, 단락, 감쇠효과등이다. 단일점 고장을 막기위해 충전기, 방전기, 분류기가 잉여성을 가져야한다는 것은 명

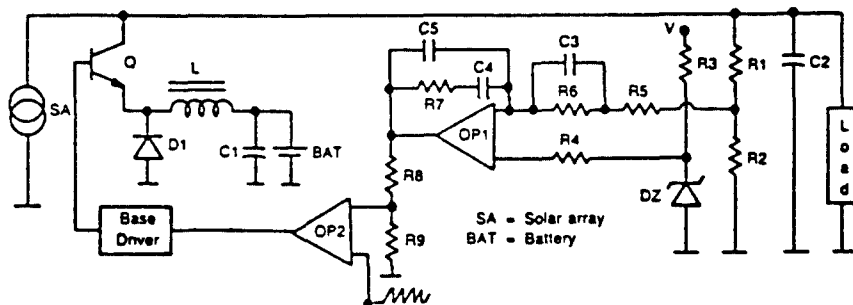


그림 10. 배터리 충전기의 상세도

백하다. 배터리는 단선 고장을 막기 위해 바이패스 회로를 가질 것이고 단락 고장을 피하기 위해서는 용량을 위한 여분의 배터리가 존재할 것이다.

### V. 무궁화위성의 신뢰도 향상 방안

무궁화위성의 설계시에 2년의 궤도저장기간과 10년의 궤도상 작동서비스기간에 대한 성공 신뢰도(Probability of success : Ps)를 예측하였다. 본 예측을 위하여는 기존에 사용된 위성의 설계(Heritage design)에 적용된 개별적인 박스에 대한 상세한 예측치를 사용하여 무궁화 위성 설계시 포함된 기능 여부, 분개념들을 설명하기 위해 통계적인 방법으로 결합하였다. 신뢰도는 다음과 같은 여러가지 방법으로 위성 설계시에 만족되었다.

- 잠재적인 단일점 고장의 위험도를 감소시키기 위해 잉여분(Redundancy) 사용
- 신뢰도에서의 가장 큰 향상을 위한 대기 잉여분(Standby redundancy) 사용
- 비행을 통해 증명되고 긴 수명의 장비검용
- 고 신뢰도 및 비행에 합당한 부품 사용
- 증명된 제작 및 시험절차 및 과정을 사용

#### 1. 신뢰도 관리 계획

무궁화위성 주계약업체인 LMAS(Lockheed Martin Astro Space)와 부계약자들은 품질인증 계획(Product Quality Assurance Plan)에 정의된 광범위한 신뢰도 계획을 적용하였다. 본 계획에서 기술된 기법들은 LMAS

의 과거의 위성체 계획에 성공적으로 적용되었으며 신뢰도의 목적과 제어부분이 강조 되어있다. 또한 그 계획을 통하여 설계지원, 설계감리 및 검토, 시험 및 측정치 평가, 특정부분 조절, 신뢰도 해석과 고장에 대한 보고와 수정작업 시스템을 지원하기 위한 모든 과정을 수행한다. LMAS 제작팀은 실패모드, 효과 및 치명부분 해석(Failure modes, Effects and Critically Analysis : FMECA), 치명부분 리스트(Critical Items List : CIL), 단일점 고장확인, 위성 수명기간에 걸친 신뢰도 상세 모델링 및 예측 등을 통하여 설계시 신뢰도를 조절한다. 이와같은 해석과 조절업무는 설계 과정에서 계속되었고 무궁화위성의 신뢰도 요구조건이 만족되는 것을 확인하였다.

#### 2. 시스템 설계 신뢰도

무궁화위성의 설계시 위성신뢰도 확신을 위하여 서브 어셈블리와 부품단위에서의 잉여성, 고 신뢰도 부품, 스트레스 저감(Stress derating)등 광범위한 방법을 적용하였다. 특히 한 부품내에서의 고장이 위성체내 다른 부분의 성능을 저하시키거나 시스템 전체를 통하여 전파되지 않도록 하는데 역점을 두었다. 궁극적으로 LMAS는 트레이드(Trade)와 설계연구를 통하여 설계평가를 계속하였고 위성체가 가장 저렴한 운용비용으로 신뢰도 요구조건을 만족시키거나 초과될 수 있도록 필요한 대로 설계수정을 수행하였다. 위성체는 규정된 궤도내 저장과 서비스 기간동안 충분한 성능을 낼수 있는 그 능력에 영향을 미치는 수명이 제한되었거나 혹은 닳아없어지는 어떤 부품도 포

표 1. 무궁화위성의 서브시스템별 궤도상 신뢰도

서브시스템	예비 저장단계		궤도 운용단계		총괄 신뢰도
	6개월	2년	6개월	10년	
탑재체					0.8901
DBS	0.999896	0.999585	0.998700	0.978937	
FSS	0.999861	0.999444	0.998068	0.909285	0.8705
버 스					
원격측정명령계	0.999701	0.997511	0.996362	0.940693	
전력계	0.999363	0.997248	0.996465	0.975027	
자세제어계	0.999953	0.999259	0.998848	0.975610	
추진계	0.998997	0.995939	0.994904	0.973821	
열제어계	0.999998	0.999970	0.999954	0.998944	
위성체 종합	0.9978	0.9890	0.9834	0.7748	신뢰도요구 (Spec Rqmt 0.73)

표 2. 무궁화 위성 잉여성의 특징

Subsystem/Item	Redundancy Requirements	Redundancy Configuration	Warm-up/Switching Times
<u>DBS</u> Channel Amplifier (TWTA, ALC, DA)	6 for 3	6 for 3(3 STDBY)	TWTA Filament : warm = 4-5 sec. cold = 4-5 min. Xtal OSC : ~ 20 min.
Comm. Receiver	2 for 1	2 for 1(1 STDBY)	
<u>FSS</u> Channel Amplifier  (TWTA, Linearizer, DA)	10 for 8  6 for 4	10 for 8(2 STDBY)  6 for 4(2 STDBY - can share 1)	TWTA Filament : warm = 4-5 sec. cold = 4-5 min.  Xtal OSC : ~ 20 min.
Comm. Receiver	2 for 1	2 for 1(1 STDBY)	
<u>TC&amp;R</u> Telemetry	2 fully redundant subsystem	2 for 1 cross-strapped transmitters(1 STDBY) 2 for 1 cross-strapped RTM encoders(1 STDBY)	
Command	Actively redundant	2 for 1 cross-strapped command receiver(ACTIVE) 2 for 1 cross-strapped decoders(ACTIVE)	
<u>POWER</u> Battery	No single part failure for load bus Mission success capable with cell open or short Fully redundant	Fully redundant 22 for 21 active cell redundancy 2 for 1 cross-strapped (1 STDBY)	
<u>ACS</u> Reference Sensors	Redundant	2 for 1(1 STDBY)	RMA : 4min. warm-up 15min. stabil ization
Control Electronics units	Redundant	2 for 1(1 STDBY)	
Control Wheels	Redundant	2 for 1(1 STDBY)	MWA : 0-30min.
<u>PROPULSION</u> AKM	Redundant thermistors Fully redundant igniter	Tanks/Lines 2 for 1 2 for 1(ACTIVE)	
<u>THERMAL</u> Deployment Mechanisms	Heaters, thermostats heat pipe redundant 2 initiator and 2 sources	Heater/controller(STDBY) heat pipe(ACTIVE) 2 for 1(ACTIVE) pyros 2 for 1(ACTIVE) relays	

함하지 않도록 하였다. 단일점 고장 가능성 부분은 실  
제로 모두 제외시켰으며 신뢰도 해석은 설계 작업과

동시에 수행되었으므로 해석결과와 장점을 반영하였  
다. 표 1은 각 서브 시스템별 저장단계와 궤도운용단

계에서의 신뢰도에 대한 리스트이다. 모든 항목들은 요구된 99%보다 큰 Ps를 가지고 있고 그들의 위험도를 최소화시키기 위해 프로그램의 모든 단계에서 면밀한 조사와 엄격한 제어하에서 수행되었다. 또한 표 2에서는 무궁화 위성의 신뢰도 향상을 위한 잉여성의 특징을 나타내었다.

3. 무궁화 위성 신뢰도 해석 기법

무궁화 위성의 신뢰도 해석은 이 통신위성 시스템을 각 주 서브시스템별 기능으로 나누고, 이 각각의 기능들의 신뢰도를 평가하는 방식으로 수행되어진다. 신뢰 블록도들은 각 서브시스템과 그들의 구성품들의 기능블록도, 회로도 와 성능 기준서를 근거로 하여 작성되어진다. 신뢰도 해석 목적으로 무궁화 위성을 아래와 같은 기능적 서브시스템으로 나눌 수 있다.

- Communication Payload(FSS, DBS)
- Antenna Subsystem
- TC&R(Telemetry, Command & Ranging)
- EPS(Electrical Power Subsystem)
- AOCS(Attitude and Orbit Control Subsystem)
- TCS(Thermal Control Subsystem)
- RCS(Reaction Control Subsystem)

- Deployments(DPLY) and Mechanisms

무궁화 위성의 신뢰 블록도가 그림 11에 나타나 있다.

이 각각의 블록들을 더 자세히 살펴보기로 하자. 먼저, 전개장치와 메카니즘에 대한 신뢰도 블록도가 그림 12에 있다. 위성이 발사(Launch)후 태양전지전개장치가 전개되는 제한시간은 11시간 주기의 13번 천이케도와 원지점 모터(Apogee Kick Motor : AKM)를 점화후 24시간으로 고려하여 167시간으로 가정하였다.

그리고 TCS에 대한 신뢰 블록도가 그림 13에 있다. 각종 히터, thermal blankets, OSR, 히트 파이프 그리고 TOTS등으로 구성되어진다. 열제어 서브시스템에서는 원하는 온도제어를 얻기위해 수동소자들을 가지고 있으며 남쪽 패널에 40개의 열파이프를 가지고 있는데 이 파이프중 어느 한개의 고장에도 임무수행에 지장이 없도록 설계되었다.

그림 14에 AOCS의 신뢰 블록도가 나타나 있다. 여기에서는 HSA와 SSA는 천이케도에서만 사용되어지며 롤 자이로, 요 자이로와 피봇 기계적 부분은 1%의 시비율(Duty cycle), 롤/요 토크는 50%의 시비율로 가정하였다. AOCS에서 이 서브 시스템의 고신뢰성 동작을 보장 받기위해 이미 기 비행 증명된 구성품들을 사용하였다. 그리고 이 서브 시스템안에서는 완전

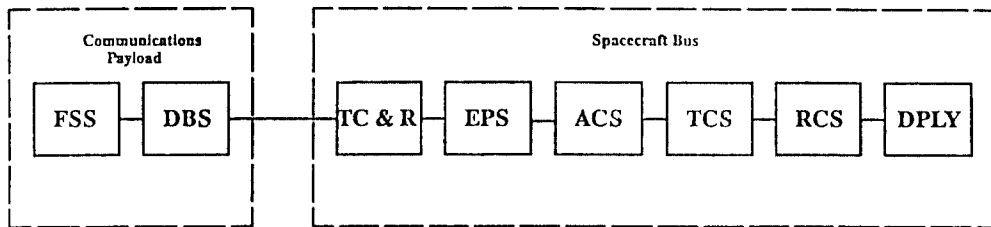
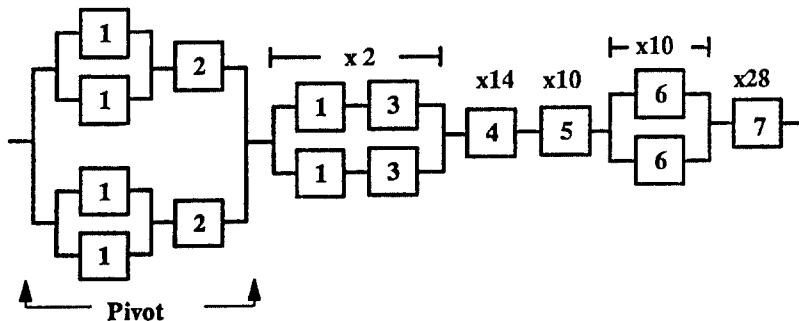


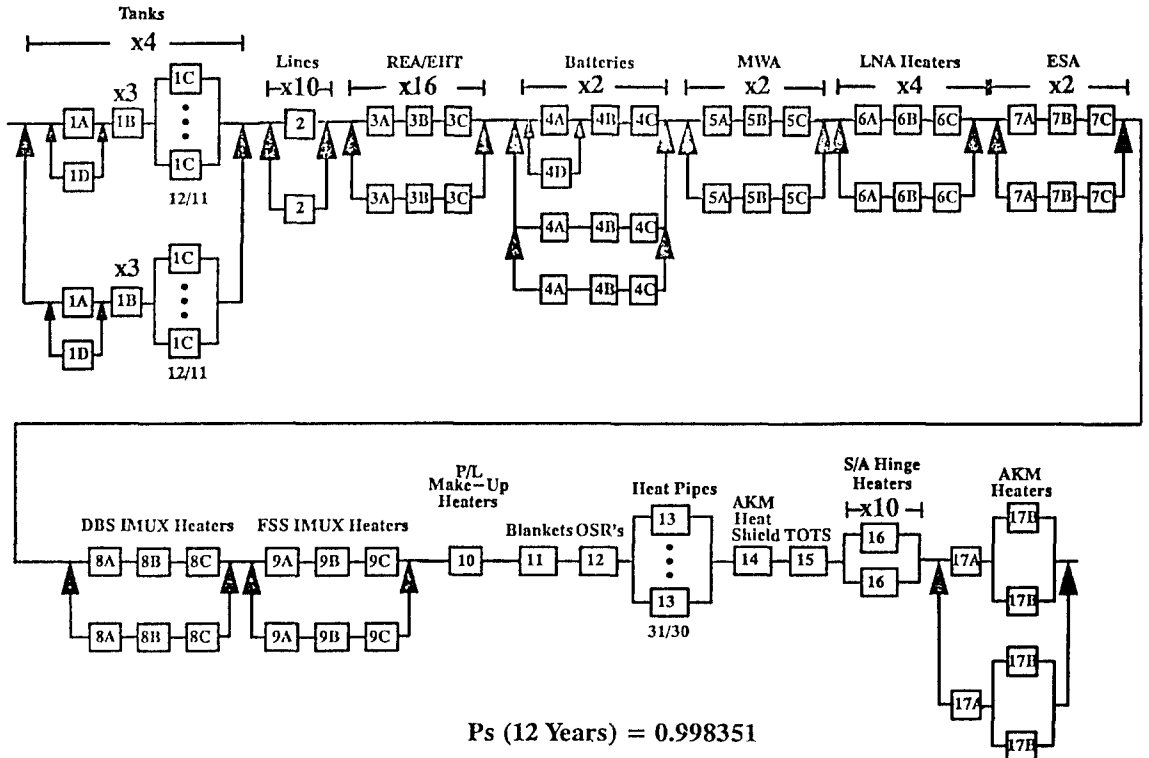
그림 11. 무궁화 위성의 신뢰 블록도



1 Squib 2 Pin Puller 3 Cutter 4 Hinges 5 Dampers 6 Negator Springs 7 Bearings

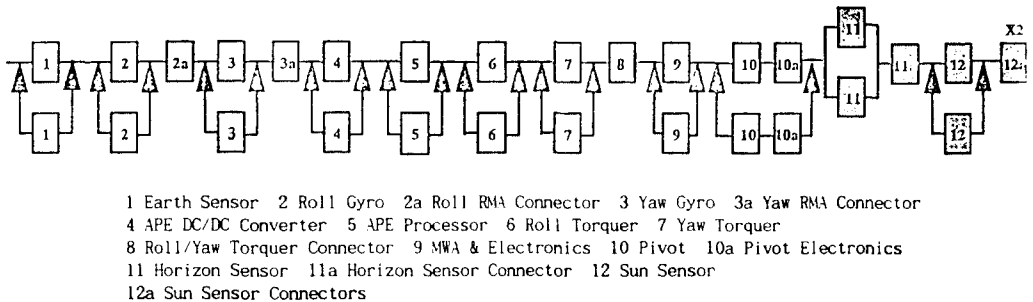
그림 12. 전개장치와 메카니즘에 대한 신뢰 블록도





- 1 Hydrazine Tank Heaters 1A DTC 1B HCM 1C Heater Elements 1D Relay(GND Override)
- 2 Hydrazine Line Heaters 3 REA/EHT Heaters 3A DTC 3B HCM 3C Heater Elements
- 4 Battery Heaters 4A DTC 4B HCM 4C Heater Elements 4D Relay(GND Override)
- 5 MWA Heaters 5A Relay 5B Thermostat 5C Heater Elements 6 LNA Heaters 6A DTC
- 6B HCM 6C Heater Elements 7 ESA Heaters 7A Relay 7B Thermostats 7C Heater Elements
- 8 DBS MUX Heaters 8A Relay 8B Thermostats 8C Heater Elements 9 FSS MUX Heaters
- 9A Relay 9B Thermostats 9C Heater Elements 10 Payload Make-Up Heaters
- 11 Thermal Blankets 12 OSR's 13 Heat Pipes 14 AKM Heat Shield
- 15 Transfer orbit Thermal Shield 16 Solar Array Hinge Heaters 17 AKM Heaters
- 17A Relay 17B Heater Elements

그림 13. TCS 신호 블록도



- 1 Earth Sensor 2 Roll Gyro 2a Roll RMA Connector 3 Yaw Gyro 3a Yaw RMA Connector
- 4 APE DC/DC Converter 5 APE Processor 6 Roll Torquer 7 Yaw Torquer
- 8 Roll/Yaw Torquer Connector 9 MWA & Electronics 10 Pivot 10a Pivot Electronics
- 11 Horizon Sensor 11a Horizon Sensor Connector 12 Sun Sensor
- 12a Sun Sensor Connectors

그림 14. AOCS의 신호 블록도

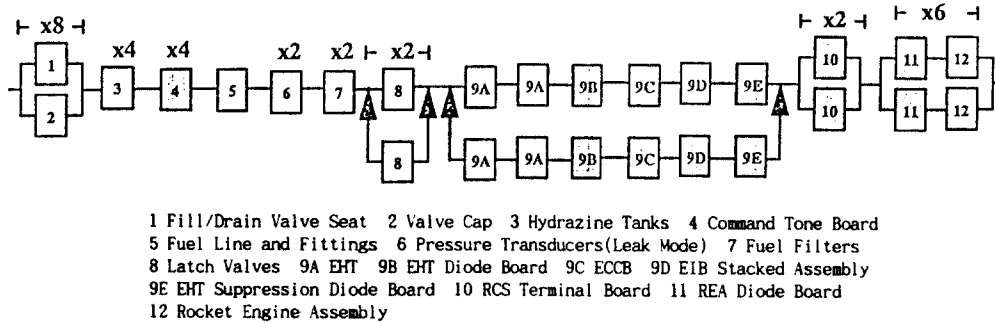
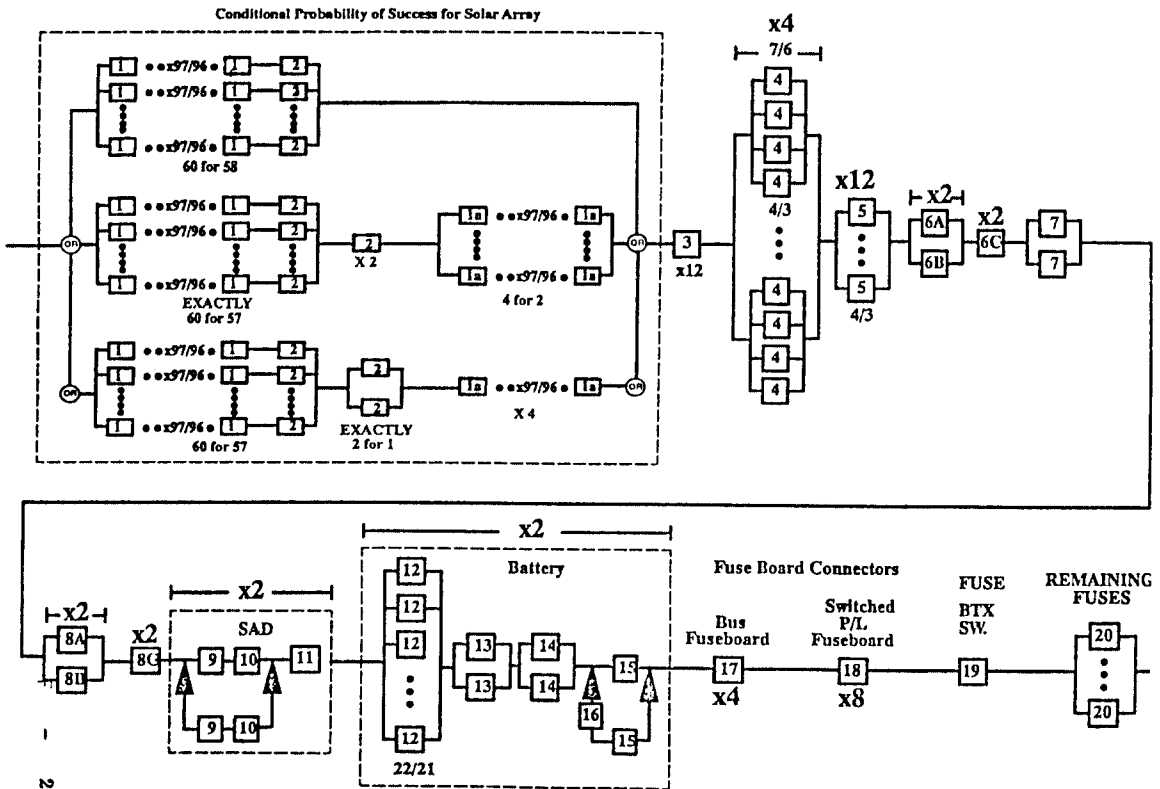


그림 15. RCS의 신뢰 블록도



$P_s (12 \text{ Years}) = 0.945611$

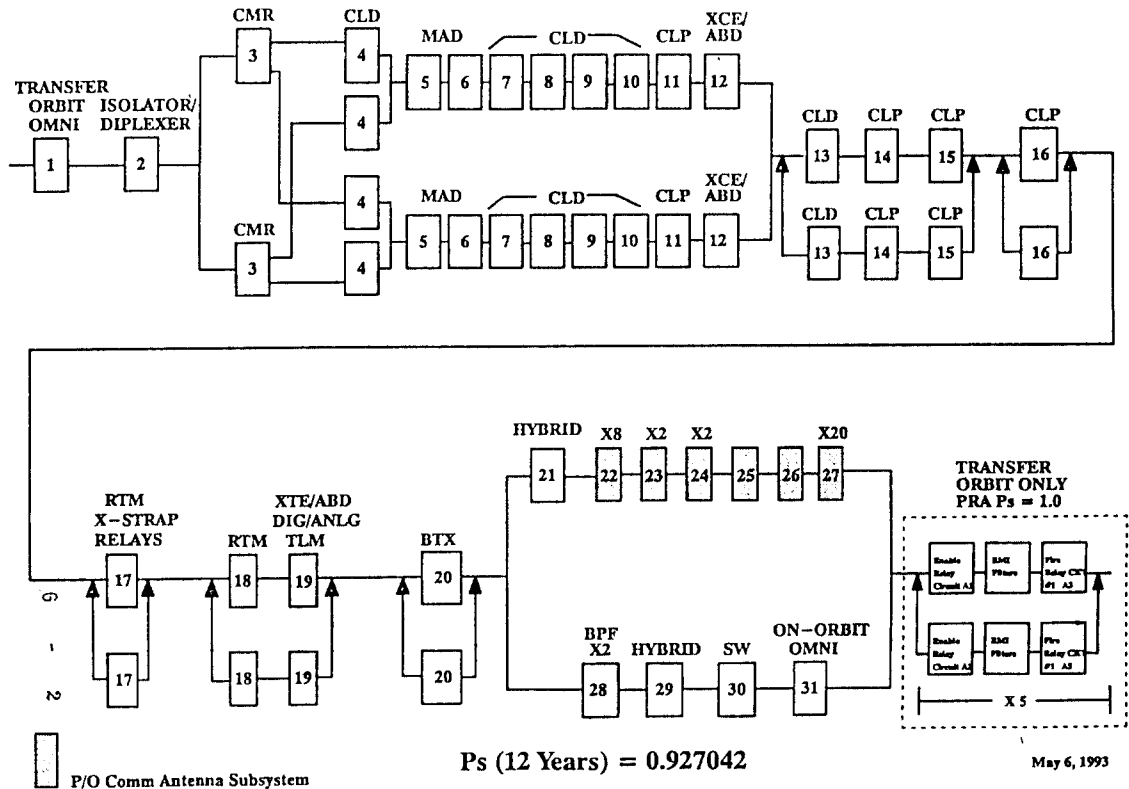
- 1 Large Cell Solar Array String 1a Small Cell Solar Array String 2 Isolation Diodes  
 3 Partial Linear Shunts 4 +/- PWR Slipping Brushes 5 Shunt PWR Slipping Brushes  
 6A/B Solar Array Meter Shunt 6C Solar Array Meter Shunt Screw  
 7 Shunt Control & Failure Det (PSE) 8A/B Battery Discharge Meter Shunt  
 8C Battery Discharge Meter Shunt Screw 9 Array Drive Electronics  
 10 Array Drive Motor Assembly 11 Array Drive Gears/Bearings  
 12 Battery Cell/Charge, Discharge Diodes 13 Battery Pull-Up Assembly  
 14 Battery Charger 15 Battery Discharge Diodes (PSE)  
 16 Discharge Diodes Failure Protection 17 Fuse Board Connector (BCS)  
 18 Fuse Board Connector (Sw. Payload) 19 Fuse, BTX Switch 20 Fuse, All Others

그림 16. EPS의 신뢰 블록도

잉여성을 갖게끔 설계되었다. 지구 센서, 자이로, APE, 마그네틱 토크 및 MWA/pivot은 모두 신뢰성을 향상시키기 위해 cross-strapped 되어져 있다. 이 서버 시스템은 단일점 고장이 없게 설계되어 있다.

RCS의 신뢰 블록도가 그림 15에 있다. 여기에서는 command tone board의 전자장치와 latch valve의 시비율은 0.01%로 EHT에 관련되는 전자장치는 45%, REA 다이오드장치는 55%의 시비율로 가정하였다. RCS의 dual half 시스템 설계는 이 서버 시스템에서 능동소자들의 single 고장이 추력기 제어에서 어느 한 축이나 translation 모드들에서 영향을 주지 않도록 하

여 전 maneuver 임무 요구사항을 만족하도록 되어 있다. 그러나 기능적으로 잉여분이 없고 잠재적인 단일 점 고장 임무수명을 줄일 수도 있는 구성품들은 propellant tanks, filters, fuel line과 fitting들이 있다. latch valves는 위 구성품들의 leak 고장 모드가 dual half 시스템의 단 한 쪽에만 국한되도록 격리시킨다. 모든 밸브들은 dual series seats를 가지고 있고 추력기 밸브들은 잉여분이 있는 구동 코일과 밸브구동 전자회로를 가진다. 중요부분의 온도 측정기능에서도 잉여분의 온도 센서를 부착하였다.



- 1 Omni Antenna 2 Diplexer/Isolator 3 Command Receiver/Demodulator
- 4 Sync & Address Detector (CLD) 5 MAD A2 Board 6 MAD A1 Board
- 7 Signal Select/MAD Interface (CLD) 8 Sequencer 9 Command Data Interleaver (CLD)
- 10 Logic Decoder (CLD) 11 Output Interface (CLD) 12 DC/DC Converter
- 13 1/3 of A2 Board (CLD) 14 Command Control Logic (CLP) 15 Command/Decode (XCE/ABD)
- 16 Miscellaneous Enable Relays (CLP) 17 Cross Strap Relays (RTM)
- 18 Redundant telemetry Module 19 Digital/Analog Telemetry (ABD)
- 20 Beacon Transmitter 21 Hybrid/Filter 22 Couplers 23 Band Pass Filter 24 Triplexer
- 25 OMT 26 Horn 27 Waveguide 28 BPF 29 Waveguide Switch 30 Waveguide Switch
- 31 On-Station Omni Antenna 32 PRA

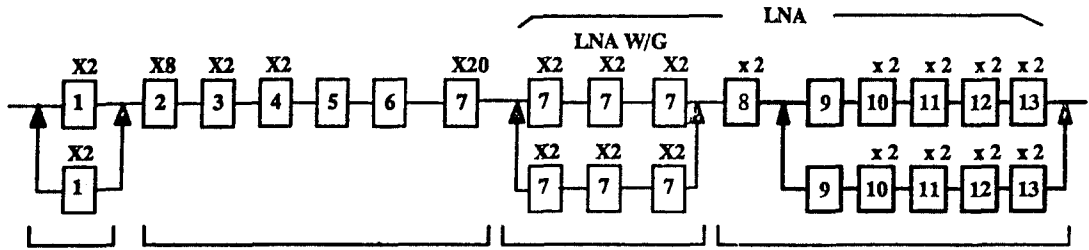
그림 17. TC&R 신뢰 블록도

EPS에 관한 신뢰 블록도가 그림 16에 나타나 있다. 태양전지의 부분고장을 처리하기 위한 기능 잉여 방법으로 임무수행에 최소로 필요한 158개의 태양전지 string에 여유분을 더하여 180개의 태양전지 string을 사용하였다. 배터리는 2개를 사용하고 있으며 각각은 단선고장방지를 위하여 바이패스(by-pass) 다이오드를 사용한 22개의 전지로 구성되어 있다. 성공적인 임무수행에는 최소한 21개 전지를 가진 2개의 배터리가 필요하다. 그리고 태양전지회로의 양쪽에 있는 모터 코일 권선과 구동전자회로는 잉여분을 갖게 설계되어 있다. 그러나 모터의 베어링은 잉여분이 없다.

TC&R의 신뢰블록도가 그림 17에 있으며 MAD의 한 전자보드와 CLD의 sequencer 및 command data interleaver와 A2보드의 일부, CLP의 command control

logic relay, RTM의 cross-strapped relay, XCE/ABD의 command/decode와 waveguide switch는 1%의 시비율로 가정하였다. Pyro에 있는 소자들은 pyro에 관계되어 한번 사용되어진다. command receivers는 2-for-1 active redundant 하게 설계되어 있다. 그리고 CLD, CLP, RTM, beacon transmitter와 XCE는 stand-by나 active redundant하게 사용될 수 있다. 그리고 omniantenna는 위성이 earth-lock을 잃어 버렸을 경우에만 사용하나 신뢰성 해석에서는 전 임무기간동안 사용하는 것으로 하였다.

그림 18에는 안테나 서브시스템의 신뢰 블록도가 나타나 있다. DBS와 FSS의 신뢰 블록도가 그림 19와 그림 20에 나타나 있다.



1 Attenuators 2 Couplers 3 Band Pass Filters 4 Triplexers  
5 Ortho-Mode Transducer (OMT) 6 Horn 7 Waveguide 8 Waveguide Switch  
9 LNA EPC 10 LNA Thermal Control 11 Isolator 12 LNA 13 Isolator

그림 18. 안테나 서브시스템의 신뢰 블록도

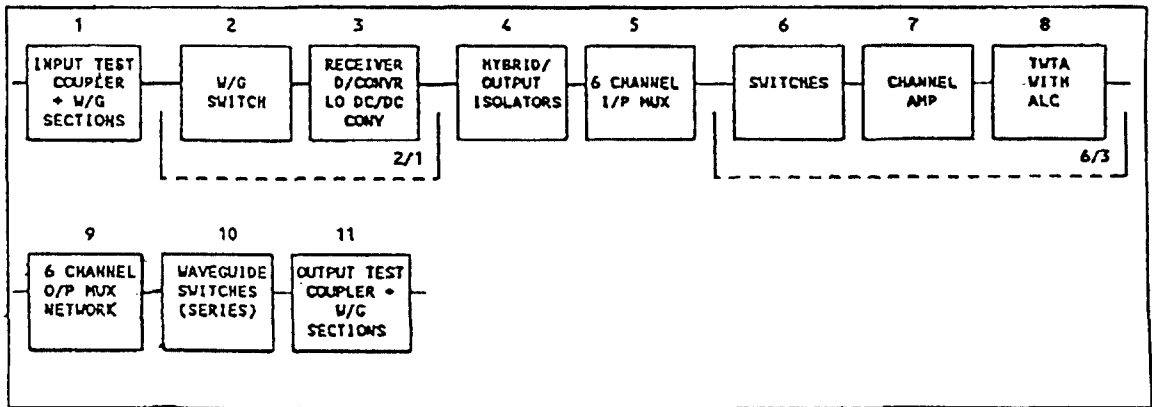


그림 19. DBS의 신뢰 블록도

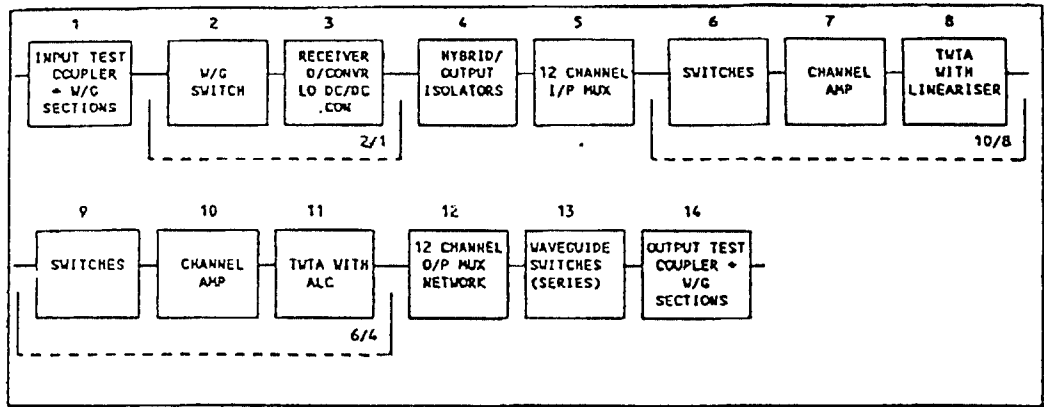


그림 20. FSS의 신뢰 블록도

VI. 결 론

참 고 문 헌

신뢰도란 어떤 시스템이나 장비의 주요 요구사항으로서 정해진 시간과 상황에서 정해진 기능을 수행할 수 있는 확률로서 정의된다. 특히 인공위성의 경우처럼 시스템이 고가이며 수리할 수 있는 가능성이 거의 없는 경우에는 고착된 신뢰도(Built-in reliability)의 고려가 필연적으로 수반되어야 할 것이다. 본 고에서는 인공위성의 신뢰도 향상에 대하여 논하였고 설계신뢰도, 소자 신뢰도, 제조 신뢰도와 잉여성에 관하여 기술하였다. 또한 무궁화 위성의 탑재체와 서비스 시스템에 대한 잉여성을 기술하였으며 각 신뢰도를 계산하여 나타내었다. 따라서 우주공간에서 사용되는 시스템이나 장비의 신뢰도 향상을 증가시키기 위하여 계속적인 노력이 진행되어야 할 것이다.

1. P. R. Chetty, "Satellite technology and its application," TAB Professional and Reference Books, 1991.
2. Walter L. Morgan, Gary D. Gordon, "Communication satellite handbook," John Wiley & Sons, Inc. 1989.
3. Wiley J. Larson, James R. Wertz, "Space mission analysis and design," Microcosm, Inc. 1992.
4. "Koreasat Critical Design Review Data Package, Reliability," Martin Marietta-Astro Space, 1993.
5. 김성규 외, 위성 BUS 시스템 기술지원 및 개발연구, 한국항공우주연구소, 1993.
6. 김성규 외, 위성 BUS 시스템 기술지원 및 개발연구, 한국항공우주연구소, 1994.



김 성 규



마 근 수

- 1949년 3월 25일생
- 1971년 : 서울대 공대 항공공학과(학사)
- 1973년 : 동 대학원 항공공학과(석사)
- 1973년~1975년 : 국방과학연구소 연구원
- 1983년 : 미국 코넬대학교 항공공학과(박사)
- 1983년~1988년 : 미국 ST System Corp. 선임연구원
- 1989년~1990년 : 중앙기상청 위성과장
- 1990년~현재 : 한국항공우주연구소 무궁화위성 연구실장

- 1967년 9월 14일생
- 1990년 : 충남대 공대 전기공학과(학사)
- 1994년 : 동 대학원 전기공학과(석사)
- 1994년~현재 : 한국항공우주연구소 연구원