

다목적 실용위성의 임무수명 인자에 대한 연구

장영근 · 백명진 · 최해진
한국항공우주연구소 우주사업단

STUDY ON KOMPSAT SATELLITE MISSION LIFETIME FACTORS

Young Keun Chang, Myung-Jin Baek, and Hae-Jin Choi

Space Division, Korea Aerospace Research Institute

e-mail: ykchang@kari.re.kr

(Received October 30, 1998; Accepted November 14, 1998)

요 약

인공위성이 더욱 복잡해 감에 따라 예측할 수 없는 실패의 발생은 설계의 부적당성, 경험 부족, 문제인식 부족, 빈약한 품질제어 능력, 부적당한 시험 또는 작업자의 실수 등 때문에 늘어나고 이들은 위성의 임무 수명을 단축시킬 수 있다. 본 고에서는 위성의 일반적인 실패유형과 임무수명 인자에 대해 검토하고, 지구 및 해양관측 임무를 갖고 있는 태양동기 저궤도위성인 다목적 실용위성에 대한 임무수명인자를 조사하고 실제 예상되는 위성의 임무수명을 예측하였다. 임무수명의 예측시 랜덤하게 발생하는 실패에 의한 수명의 중단은 예측할 수 없는 것이기 때문에, 여기서는 주로 예측이 가능한 마모에 의한 대표적인 임무수명 인자 예를 들어, 전력버짓, 추진제버짓, 배터리 충전전 사이클, 복사환경의 영향, 탑재체의 신뢰도, 단일점 실패, 위성 여유분 등을 조사하고 개략적인 수명을 예측하였다.

ABSTRACT

As the satellite system becomes more complex, the probability of unpredictable failures may be increased due to design inadequacy, experience deficiency, lack of problem recognition, poor quality control, improper testing, and workmanship fault. Consequently, these problems can lead to the reduction or end of the satellite mission lifetime. This article addresses general satellite failure modes and factors influencing satellite mission life. The mission life factors of LEO sun-synchronous KOMPSAT spacecraft are investigated, in which its mission life is predicted based on these factors. Since the end of mission due to random failures is not predictable, the predictable mission life factors such as power budget, propellant budget, battery charging/discharging cycle,

radiation effects payload reliability, single point failure, and redundancy are primarily investigated.

1. 서 론

인공위성 개발시 위성체의 설계수명을 결정하기 전에 과거에 유사위성에서 얻은 궤도운용결과 아직 밝혀내지 못한 수명 제한조건이 무엇인지, 그리고 위성체는 얼마나 복잡한지 등을 검토해야 한다. 일반적으로 가용한 위성수명의 정의는 궤도내 인수시험(in-orbit acceptance test)의 성공적인 완수로부터 미리 정의된 품질의 임무를 수행할 수 있는 시기까지의 시간간격을 의미한다. 인공위성이 더욱 복잡해 감에 따라 예측할 수 없는 실패의 발생은 설계의 부적당성, 경험 부족, 문 제인식 부족, 빈약한 품질제어 능력, 부적당한 시험 또는 작업자의 실수 등 때문에 늘어나고 이들은 위성의 임무 수명을 단축시킬 수 있다. 그러나, 최근의 정지궤도 통신위성시스템 예를 들어, 휴즈사의 HS601 및 702 시리즈, 록히드 마틴사의 A2100위성, 스페이스 시스템 로탈사의 FS 1300 위성 등은 복 잡성에도 불구하고 위성수명은 점차 증가하여 보통 15년 이상의 수명을 예상하고 있다. 이는 모든 분 야에서 예측할 수 없는 실패를 최소화하기 위하여 최상의 반복적인 노력이 이루어졌기 때문에 가능한 일이다. 대부분의 위성에서는 부품자체의 신뢰도를 증가시키고 여유부품(redundancy)을 사용함으로써 신뢰도를 증진시켜 궁극적으로 위성의 수명연장을 유도한다. 본 고에서는 위성의 일반적인 실패유형과 임무수명 인자에 대해 검토하고, 지구 및 해양관측 임무를 갖고 있는 태양동기 저궤도위성인 다목적 실용위성에 대한 임무수명인자를 조사하고 실제 예상되는 위성의 임무수명을 예측하고자 한다. 임무수명의 예측시 랜덤하게 발생하는 실패에 의한 수명의 중단 은 예측할 수 없는 것이기 때문에, 여기서는 주로 예측이 가능한 마모에 의한 다목적 실용위성의 대표적인 임무수명 인자를 조사하고 개략적인 수명을 예측하기로 한다. 제 2장에서는 잠재적인 위성실패의 유형에는 어떤 것이 있는지 조사하고, 각 실패유형의 특성을 살펴 본다. 제 3장에서는 위성수명에 영향을 미치는 대표적인 인자에 대해 논의하고, 제 4장에서는 태양 동기 저궤도위성인 다목적 실용위성의 수명인자를 조사하여 개략적인 위성수명을 예상해 본다.

2. 잠재적인 위성실패의 유형

위성은 미리 설정한 특정한 임무를 수명기간 동안에 완수하도록 설계하여야 한다. 설계 시에 과설계(overdesign)나 설계부족(underdesign)을 피해야 이러한 목적을 달성할 수 있다. 설계부족은 임무 완수 이전에 실패를 유발할 것이고, 과설계는 여유분(redundancy)을 위해 질량, 전력 등의 추가적인 사용에 기인하여 비용을 증가시키고 탑재할 수 있는 탑재체 무게를 감소시킬 것이다. 그러나, 여유분의 증가는 곧 신뢰도의 증진을 의미함으로 비용 및 질량 등의 증가와 비교한 적당한 타협점을 찾아야 한다.

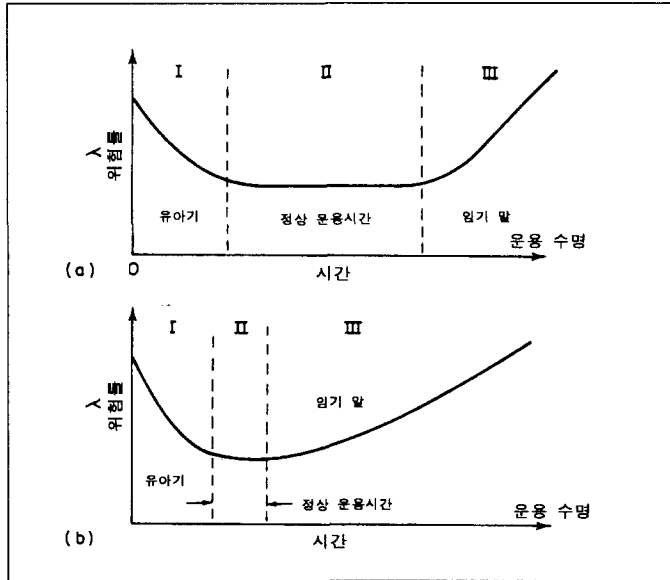


그림 1. 실패율 대 시간특성. (a) 전자부품, (b) 기계부품

아직도 경험이 많은 위성설계 엔지니어 사이에서도 위성부품의 실패를 무조건 “랜덤실패”로 간주하는 경향이 있다. 그러나, 위성시스템에서는 적어도 다음과 같은 네 개의 서로 다른 유형의 잠재적인 실패가 인식되고 있으며 이들이 위성의 수명을 제한하고 있다.

- 랜덤실패(random failure) 또는 마모실패(wearout failure)
- 설계실패(design failure) 또는 작업도실패(workmanship failure)

서론에서 언급한 바와 같이 예측할 수 없는 실패의 발생은 대부분 설계의 부적당성, 경험 부족, 문 제인식 부족, 빈약한 품질제어 능력, 부적당한 시험 또는 작업자의 실수 등 때문에 일어나며, 설계실패와 작업도실패는 랜덤실패의 원인을 제공한다. 이들 각 실패의 양상은 설계, 제작 및 시험 단계에서 기본적인 원인, 요구되는 해석방법, 그리고 기술적 처리방법에 따라 상이하게 나타난다. 그림 1은 시간에 따른 실패율을 도식적으로 보여 주고 있다. 그림 1(a)의 곡선은 전형적인 전자부품의 실패율 곡선을 나타내며 “욕조 곡선(bath tub curve)”이라고도 한다. 지상에서의 운송, 조립 및 시험기간과 발사 후 위성의 초기운용을 포함하는 유아기에는 “예측할 수 없는 실패”인 랜덤실패가 일어날 확률이 높으며, 정상운용 상태에서는 낮으면서도 일정한 실패율을 보여 주고 있다. 임무수명 말기에는 위성부품의 마모현상에 의한 실패가 증가하여 시간이 흐름에 따라 실패가 더욱 증가함을 알 수 있다. 전형적인 기계부품의 실패율을 보여 주는 그림 1(b)의 곡선은 그림 1(a) 곡선과는 달리 짧은 정

상운용 시간을 갖고 있으며, 상대적으로 긴 임무말 실패율 증가를 보여 주고 있다(Fortescue & Stark 1995).

2.1 랜덤실패

통상 “랜덤실패(random failure)”는 예측이 불가능한 실패에 의한다. “랜덤”이라는 용어는 시간의 흐름에 따른 실패의 유형이 보통 마모-시간 유형(시간이 흐름에 따라 마모가 증가하는 경향)을 따르지 않기 때문에 붙여졌다. 즉, 주어진 기간내의 실패횟수가 나머지 부품에 비례하는 “일정실패율” 유형과는 일치하지 않는다. 그러므로, “예측할 수 없는 실패(unpredictable failure)”라는 표현이 더 적당한 용어가 될 것이다. 이러한 실패는 보통 징후 없이 발생하며 초기에 이해되지 않는 경우가 대부분이다. 일반적으로 이에 대한 대책을 세우는데 상당한 시간이 요구된다. 종종 예측할 수 없는 실패는 위성수명의 초기에 발생하기 때문에, 이후에 발사하는 동종의 위성에서는 발생된 문제점을 교정할 수 있다. 이러한 예측할 수 없는 실패는 마모특성일 수도 있으나, 완전히 다르거나 반쯤 연관된 문제가 될 수도 있다. 위성의 성공적인 발사 후에도 위성은 언제나 “랜덤실패”, 즉 “예측할 수 없는 실패”를 경험할 수 있으며 이는 완전한 임무실패를 유발할 수도 있다. 현재 위성체 제작업체들은 이러한 실패유형에 대해 인식은 하고 있으나 완전한 대책을 세우는 데는 아직도 미흡한 것이 현실이다. 사전시험(pre-test)에 기초한 정의된 단품(parts) 실패율을 사용해서 전 자장비에 대한 전체 임무신뢰도의 수학적 계산시스템이 잘 확립되어 있고, 미공군의 Mil-HDBK-217F는 설계증진을 위한 중요한 지침으로서 대부분의 위성프로그램에서 채택하고 있다. 그러나, Spacetrack Newslne Information에서 최근의 위성 실패 통계를 살펴 보면 아직도 임무수명중에 발생하는 대부분의 위성실패 매커니즘은 “랜덤실패”에 기인한다는 것을 알 수 있다.

2.2 마모실패

“마모(wearout)”는 어떤 재료의 특성이 서서히 저하되거나 고갈되는 현상을 의미하며, 이는 위성의 기능을 모두 또는 일부를 잃게 하는 결과를 가져올 수 있다. 일반적으로 “마모실패”는 시간이 흐름에 따라 실패유형이 통상 마모-시간유형을 따르기 때문에 실패에 대한 예측이 어느 정도는 가능하다. 대부분의 장치나 재료에 있어서 실패확률분포곡선의 “시간상수(time constants; 역으로 하면 실패율이 됨)”가 위성의 수명에 비해 매우 길기 때문에 마모특성이 실제 중요한 인자가 될 수는 없다. 그러나, 많은 장치(부품)나 재료는 위성수명 범위내에서 “시간상수”를 갖는 마모특성을 갖고 있기 때문에 이들 에 대해서는 상세한 이해가 요구되며 적당한 대책이 마련되어야 한다. 그러나, 실제로 몇몇 경우에 있어서 이에 대한 완벽한 대책은 있을 수 없으며 마모현상이 수명제한 인자가 될 수밖에 없다. 예를 들어, 추진계 연료의 고갈, 복사에 의한 태양전지셀의 성능저하, RF 스위치나 추진제 밸브와 같은 전자기계장비의 마모, 지구센서와 압력센서의 성능저하, 태양전지판 구동기 및 슬립링과 같은 기계 베어링의 마모, 축매베드나 배터리셀과 같이 사용중에 어떤 사이클을 갖는 부품의 성능저하 등이 이러한 유형의 실패를 경험할 수 있다. 일반적으로 기계적 장치의 마모수명은 가속시험(accelerated testing)에 의해 확립될 수 있다. 예를 들어, 전자와 양성자복사에 의해 유발되는 전기

셀 성능저하의 경우에 가속시험이 사용될 수 있으나, 전기화학적 배터리의 경우에는 다수의 복잡한 메커니즘이 성능저하를 유발할 수 있기 때문에 가속 시험은 종종 비논리적인 결과를 가져올 수 있다. 이러한 이유 때문에 실시간 시험과 과거의 비행경험이 동시에 배터리 수명을 예측하는데 사용된다. 최근의 상용 통신위성들은 모두 단품에 대한 “예상마 모수명”의 결정을 요구하고 있다 (예를 들어, 10년의 위성수명에서 7년내에 마모에 의한 실패확률은 1% 이하여야 한다.).

2.3 설계실패

이 설계실패는 예상치 않은 전기적, 열적 또는 기계적 응력상태, 또는 예상하지 않은 운용모드에 의해 유발된 실패와 비행 소프트웨어의 이상에 의한 실패를 포함한다. 종종 이러한 형식의 실패는 새롭게 설계한 위성체의 첫 번째 비행에서 경험한다. 이러한 실패에 대한 통상적인 대책방안은 엔지니어링 설계검토와 온도, 진공 및 진동과 같은 실제적인 환경하에서 부품(장비)에 대한 인증시험(qualification testing)을 수행하는 것이다. 기계적 장치에의 통상적인 응력해석에다가 전압, 전류, 전력 및 온도 등을 포함하는 전자장비의 응력해석은 위성시스템에서 모든 부품이 제대로 설계되었는지 확인하는 필수적인 도구로 인식되고 있다. 최근에는 성공적인 위성발사 후에 초기운용중에 설계이상으로 실패를 경험 하는 위성이 점차 증가하는 추세에 있다. 대표적인 예가 성공적인 발사 후에 추진시스템의 설계이상으로 발생한 Telstar 402 통신위성(1994년)과 자세제어기에 기술적으로 결함이 있는 안전모드(safe mode)를 채택한 SSTI Lewis 위성(1997년)의 실패(Lewis Spacecraft Mission Failure Investigation Board 1998) 등이다.

2.4 작업도실패

이러한 실패는 하드웨어가 주어진 규격서 또는 제작공정서의 내용과 맞지 않게 제작되는 상황에서 발생된다. 즉, 이러한 유형의 실패는 잘못된 배선, 잘못 설치된 단품, 절연상의 문제, 경납땀 조인트 문제, 금속 칩, 컨택트의 연결상 문제 및 조립과 시험중에 발생하는 실수 및 손상 등을 포함한다. 보통 이러한 형식의 실패는 부품-수준과 조립-수준에서 검사 및 품질인증 조사시 발견되어 보정되는 것이 일반적이다. 부품은 100% 스크리닝되고 수 백시간 동안 번인(burn-in) 및 열주시험으로 검증된다. 각 롯트(lot)에서 선정된 부품(장치)에 대해 종합시험을 수행하고, 부품이 조립된 후에 선정된 전기적 및 환경상태하에서 각 부품의 기능을 점검하는 인수시험(acceptance testing)이 수행된다. 추가로 부품-수준에서 진동 및 열주기 또는/그리고 열진공 등의 환경시험이 수행된다. 이러한 작업도의 문제는 바로 랜덤실패로 이어져 위성의 기능을 상실하게 할 수 있기 때문에 많은 주의를 요구한다.

3. 수명인자 분석

실패 메커니즘은 미리 정의된 안정한 상태에서부터 허용할 수 없는 변화를 나타내는 전기화학적이거나 또는 다른 기본적인 형상이다. 실패 메커니즘은 언제나 존재하고 시간이 흐름에 따라 더욱 중요해진다. 따라서, 수명말 영향이 설계범위 내에서 이해되어야 하고 포함되어야 하는 것이 필연적

이다. 예를 들어, 입자 복사는 위성에 심각한 영향을 줄 수 있으며 이의 영향은 순간적일 수도 있고 시간에 따라 변할 수도 있다. 제 2장에서 언급한 바와 같이 설계과정을 용이하게 하고 복잡한 신뢰도 방정식을 풀 수 있도록 하기 위해 실패 메커니즘은 크게 두 종류로 나눌 수 있다. 즉, 위성의 임무 수명중 시점에 상관 없이 랜덤하게 발생하는 “랜덤실패”와 시간에 따라 일정한 율로 발생하는 “마모실패”가 있다. 실제로 전자는 시간 의존성이 명확하지 않은 모든 실패 메커니즘을 포함하며 보통 사전예고 없이 발생한다. 이러한 예상치 못한 랜덤실패는 기존에 인식되어 온 마모문제보다도 보다 큰 운용상의 문제점을 유발할 수 있다. 임무가 더욱 복잡해짐에 따라 보다 큰 응력환경에 기인하여 실패 메커니즘의 종류가 바뀔 수도 있다. 이것의 한 예가 긴 수명(10년 이상)이 요구되는 위성에서는 선 필라멘트 퓨즈(wire filament fuses)의 사용이 금지되고 있다. 이는 예측할 수 없는 방식으로 운용되는 퓨즈를 유발하는 유리봉합누설(glass seal leakage) 현상 때문이다. 실패모드는 실패를 유발하는 실패 메커니즘과 반대로 실패가 관찰되는 방법을 의미한다. 전자박스에 서 주요 실패모드는 단락(short), 열림(open), 그리고 표류(drift) 현상으로 나타나며, 기계적 실패모드는 마모, 균열전파, 깨짐현상(spalling) 등과 관련이 있으며 성격상 시간에 따라 달라진다. 다음 절에서는 지구궤도위성의 임무수명에 영향을 미치는 흔히 이해되고 있는 대표적인 인자를 선정해 조사해 보기로 한다. 물론 이 외에도 위성의 특성에 따라 랜덤하게 발생할 수 있는 수명인자는 무수히 많을 수 있다.

3.1 연료의 고갈

연료 그 자체도 위성에서 마모나 고갈의 대상으로 생각할 수 있다. 적당한 궤도와 위성의 방향을 얻기 위한 초기의 운용 뒤에 위성의 지향이나 궤도제어를 위해 연료가 요구된다. 일단 연료가 고갈되면 추진시스템은 마모가 된 상태이며 위성은 더 이상 위치나 자세를 유지할 수 없고 임무를 중지할 수밖에 없다. 정지궤도위성의 경우에 남북 위치유지를 위해 많은 연료가 요구되기 때문에 모든 것이 정상적으로 작동되는 상황에서 정지궤도위성의 수명은 연료에 의해서 결정된다. 그러나, 저궤도위성의 경우 궤도제어나 공기항력 보정에 필요한 소요연료량이 적기 때문에 실제로 연료의 양이 임무수명을 결정하는 경우는 드물다.

3.2 복사저하 (radiation degradation)

복사환경과 그것이 위성설계에 미치는 영향은 오랜동안 잘 인식되어 왔다(Fortescue, & Stark 1995). 복사환경으로부터 부품을 보호하기 위하여 위성에서 차폐를 위한 추가의 무게가 요구된다. 또한, 외부 표면 저항계수(태양전지, 열처리)의 개념도 잘 이해되고 있다. 위성이 임무를 수행하는 동안 태양염 입자로부터의 복사(자외선 및 열 사이클링), 반앨런 벨트내의 포획입자복사(trapped radiation; 전자 및 양성자), 그리고 고에너지 우주선복사(galactic cosmic rays radiation; 고에너지입자) 등의 우주복사환경에 의해 전자부품 및 회로에 다음과 같은 성능저하나 실패를 유발할 수 있다.

- 총피폭 효과(total dose effect); 주로 전자회로 기능저하 유발
- 단일사건혼란(Single Event Upset; SEU); 회로 오기능 유발
- 단일사건차폐(Single Event Latchup; SEL); 오기능/오동작 유발

이들 세 성분은 태양활동과 지구자기장에 의해 영향을 받으며, 포획입자에 의한 복사는 고에너지 복사보다 강도는 덜 하지만 손상효과는 더욱 크다. 복사환경 외에도 우주환경에 의한 성능저하 현상은 저궤도(200-600km)에서 산소원자에 의한 표면부식이나 퇴거(recession)현상으로 나타나며, 위성체 충전(charging)과 관련하여 증폭기와 태양전지셀의 성능저하, 표면오염에 의한 광센서의 성능저하, 그리고 열코팅의 제거와 같은 현상을 유발할 수 있다.

3.3 온도에 의한 저하

정지궤도위성의 경우에 식기간중 하루중의 온도차가 대단히 크고(-170°C - +80°C), 저궤도위성의 경우에 한 궤도에서 약 1/3시간은 식을 경험하게 된다. 태양전지 상호연결시스템에서 열 사이클링과 상이한 열팽창으로부터 결과되는 응력에 기인한 용접피로(weld fatigue)는 대표적인 온도에 의한 성능저하 현상으로 알려져 있다. 반도체나 IC 칩들은 작동 온도에 따라 수명에 많은 영향을 받는다. 현재까지 나와 있는 해석모델로는 화학 반응식으로 알려져 있는 아레니우스(Arrhenius) 방정식을 사용하여 온도에 의한 실패율을 계산하는 방법이 아직까지 사용되고 있다.

$$\text{아레니우스 방정식: Rate} = A \exp [-E_a/KT]$$

여기서, A; 정상화 상수, K; 볼츠만 상수(8.63E-5 eV/K), T; 온도(K), E_a; 활성화 에너지(eV)이다. 이 식을 이용하여 개발 부품의 수명시험(life test) 시 가속시험(accelerated testing)을 할 때 에이징 상수(aging factor)를 구하는데도 사용된다. 즉, Acceleration = [E_a/K]*[1/T₀-1/T₁]으로 구하면 된다. 여러 온도에서의 에이징 시험 데이터로부터 E_a를 구한 다음 가속상수를 구하면 된다.

3.4 전자기계 장비

통신위성에서는 보통 수 백여개의 전력스위치 및 RF 래칭 스위치가 있다. 이 모든 종류의 스위치에서 접촉마모와 결과되는 접촉저항 증가는 장기적인 마모 메커니즘이 된다. 예를 들어, 추력기 밸브의 경우에 밸브 시트에 접촉된 오염물질에 의해 밸브의 개폐가 안되어 실패한 경우도 있었다. 재료 물성치의 저하도 마모에 의한 현상으로 간주된다. 보통 저하율은 잘 인식되어 있으며, 만약 성능저하가 예상치 못한 것이나 저하율이 예상보다 더 크다면 이러한 유형의 실패는 분류하기 어려우나 “초기에 예측할 수 없는 실패”로 부를 수 있다.

3.5 기계적 베어링

베어링에서 성능저하 및 수명을 단축하는 영향인자에는 고속회전에 의한 윤활유 고갈 및 간헐적인 저속회전 등이 있다. 볼베어링은 볼과 레이스 위에 코팅된 오일 윤활유로 윤활된다. 일반적으로 토크 지터와 지향에러를 유발할 수 있는 볼베어링의 리테이너 불안정성(groan)은 부적당한 볼/리테이너 간 격에 의해 유발될 수 있다. 이러한 베어링은 위성에서 휠의 회전에 의해 자이로스코픽 강성(gyroscopic stiffness)을 유지하는 반작용휠과 모멘텀휠에 주로 사용하고 있다.

3.6 배터리셀

배터리에서 발생하는 매우 복잡한 화학적/전기화학적 반응의 온도의존 특성은 잘 알려져 있어 상호 의존적이며 속도에 의존하는 실패모드는 잘 인식되어 있다. 이러한 배터리의 기대수명치는 셀설계의 함수일 뿐만 아니라 처리제어 및 충전운용관리의 함수이기도 하다. 1998년 5월 CAKRAWARTA 1 위성은 배터리 충전 이상으로 실패한 최근의 대표적인 위성이다.

3.7 위성부착물의 전개

일반적으로 가장 예측할 수 없는 비행이상중의 하나가 위성체 부착물(예를 들어, 태양전지판, 통신 안테나 붐 등)의 전개와 관련한 오기능이다. 이러한 궤도에서의 전개물의 오기능은 곧 임무실패에 이어질 수 있기 때문에 부착물 장치들은 위성궤도 운용에 대단히 중요하다. 위성 부착물이 궤도에서 전개실패를 유발할 수 있는 원인에는 기계적 발사하중, 궤도의 열부하 및 우주환경, 부적격한 지상시험, 탑재 파이프 문제, 그리고 부적당한 위성체 통풍 등이 있다. 가장 최근(1998년 5월)에는 ECHOSTAR 4 위성의 태양전지판의 전개에 이상이 생겨 수명 단축을 경험하였다. 이러한 전개물의 오기능에 대한 상세는 Freeman(1993)에 상세히 논의되어 있다.

3.8 전력증폭기 (TWTA 또는 SSPA)

통신위성의 TWTA는 전체 위성전력의 80-90%정지궤도 북남위치유지를 위해 주로 전기추력기(아크제트나 이온추력기)의 사용에 의해 많은 전력이 추력기를 위해 소모된다. TWTA는 배터리 셀과 같이 많은 복잡한 마모 메커니즘을 갖고 있다. 예를 들어, 히터 결정화 및 파괴, 잔류가스의 증가, 전극 절연 누설, 어태뉴에이터 증기화 등이 대표적이며, 케소드 deactivation이 가장 기본적인 것이다. 또한, 주어진 한계내에서 케소드(Cathode)의 운용온도의 감소는 케소드의 수명성능을 배가시킨다.

4. 다목적 실용위성의 수명인자 분석

이 장에서는 1999년 7월에 발사할 태양동기 저궤도 지구관측위성인 다목적 실용위성의 임무수명에 영향을 미치는 인자에 대한 분석을 수행한다. 다목적 실용위성의 설계수명 요구조건은 운용궤도에서 3년으로 할당하였지만 실제로 다른 특별한 이상(예측할 수 없는 실패)이 발생하지 않는 한 설계수명보다는 훨씬 길게 운용할 수 있을 것으로 예상하고 있다. 그러나, 위에서 분석한 실패들이 수명인자에 영향을 미쳐 수명을 단축할 수 있는 요소로 작용이 가능하다. 다목적 실용위성의 수명에 영향을 미칠 수 있는 가능한 인자들을 분석해 보고 정상적인 작동시 각 인자에 의한 수명제한은 어느 정도인지를 살펴 보도록 한다.

4.1 전력 버짓

전력계는 위성본체와 탑재체에서 필요로 하는 전력을 생성, 저장, 분배 및 제어를 해 주며 다목적 실용위성의 주 전력원은 태양전지에 의한 전력이다. 매 궤도마다 배터리를 완전히 충전해 주어야 한다. 그러나, 시간이 흐름에 따라 우주복사에 기인한 태양전지셀은 성능이 저하되어 실제 위성체

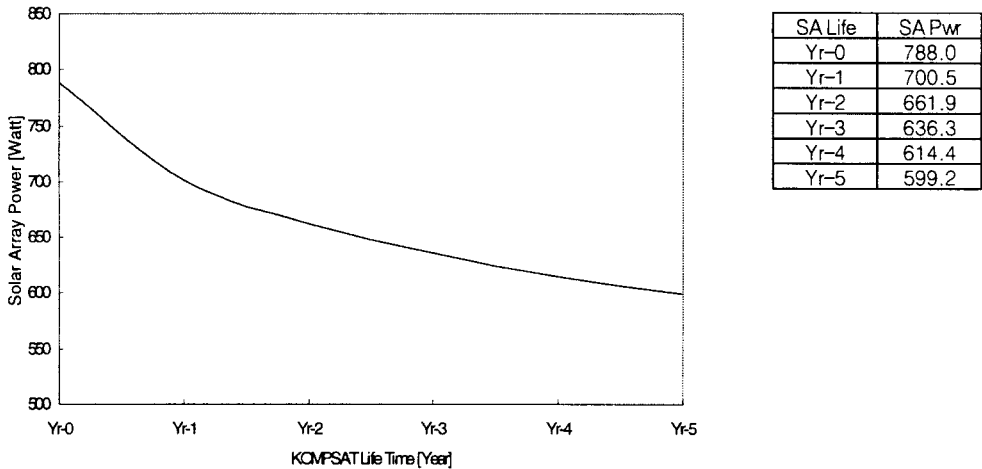


그림 2. 다목적 실용위성 전력생성

에서 필요로 하는 전력을 공급할 수 없는 시기가 올 것이다. 그림 2는 최악의 경우에 태양전지판으로부터 얻을 수 있는 전력예측치를 나타낸다. 여기서 전력계산시 시간이 지나감에 따라 변하는 복사인자는 예측값을 사용하였다. 위성체에서 요구하는 소요전력량은 23.5%의 마진을 포함하여 515W(0도 roll maneuver의 경우)에 불과하기 때문에 5년 이상의 임무 후에도 본체와 탑재체에서 요구되는 전력을 공급하는데 문제가 없음을 알 수 있다. 다목적 실용위성의 경우에 태양전지판 조절기(SAR)의 전력제한과 에너지 균형을 모두 만족시키기 위하여 위성의 운용을 표 1과 같이 설정하였다. 여기서 DET(Direct Energy Transfer)는 직접에너지 전달방식을, 그리고 PPT(Peak Power Tracking)는 최대 전력 추적방식을 나타낸다. 임무 1-3년차에서 고속충전시(90%이하)에 DET와 PPT 방법이 적용되며, 그 이후에는 테이퍼 충전(90%-102%), 최종전류충전(102%-110%) 그리고 세류충전(110% 이상)을 수행한다. 세류충전시에는 0.21A를 유지하며 위성의 배터리를 충전한 후 식 구간에 들어갈 때까지 배터리를 만충전상태로 유지하는 것이 목적이다.

4.2 추진제 버짓

표 2는 추력기의 사용이 요구되는 최악의 경우를 고려한 다목적 실용위성의 추진제 버짓을 보여주고 있다. 다목적 실용위성의 경우에 정상적인 모드에서는 항력보정, 경사각 제어시 그리고 델타-V 운용에만 추력기를 사용하나, 일단 안전-유지모드(safe-hold mode)에 들어가면 자세제어를 포함한 운용을 추력기를 사용하기 때문에 연료의 사용이 많게 된다.

표 1. 전력계 운용개념.

기 간	전력운용방식
임무 0-1년차	DET
임무 1-2년차	17minutes DET/PPT
임무 2-3년차	13minutes DET/PPT

표 2. 다목적 실용위성 추진제 버짓.

기 능	Del-V (m/s)	추진제 (kg)	비(%)
발사체에러 보정	25.3	6.14	8.5
항력보정	18.7	4.55	6.3
경사각 제어	8.93	2.18	3.0
델타-V 연소	-	5.68	7.8
자세제어	-	32.69*	45.0
잔류와 로딩에러	-	2.18	3.0
마진	-	19.18	26.4
전체	-	72.6	100.0

* 안전-유지모드에서만 사용

*가정:

- 1) 30일간의 안전-유지모드
- 2) 9회의 1일간 안전-유지모드
- 3) 90도 피치운용을 위한 델타-V 연소

실제로 위성의 임무운용기간중에 소요되는 연료는 항력보정, 경사각 제어 그리고 피치운용을 위한 델타-V 연소 등에 매년 4.14kg 정도이다. 따라서, 위성의 운용기간중에 실제 안전-유지 모드에 한번도 들어가지 않을 시에는 위성수명은 15.5년 정도로 증가한다. 표 2에서 보는 바와 같이 위성이 최악의 가정하에서 운용된다 하더라도 연료의 마진은 19.18kg이며, 이는 약 1.4년의 추가 임무수명을 가능하게 한다. 물론 발사체의 문제로 진입에러가 30km 이상이거나 경사각 에러가 0.120° 이상이면 이를 보정하기 위해 위성체 연료를 사용해야 하기 때문에 임무수명이 감소될 수 있다.

4.3 배터리 총방전 사이클

다목적 실용위성에 사용되는 배터리는 21Ah의 용량을 갖는 22셀로 구성된 Super Ni-Cd배터리이다. 배터리는 식기간중, 발사중, 그리고 태양전지판 생성 전력이 충분하지 않을 때 전력원으로 사용되며, 3년의 설계수명기간 동안에 16,090회의 총방전 사이클을 거친다. 따라서, 저궤도위성의 배터리는 1년에 88회 정도의 식 사이클을 경험하는 정지궤도용 배터리에비해 사이클링에 저항력이 훨씬 강해야 한다. 그림 3은 Super Ni-Cd배터리의 인증시험에서 얻은 수명사이클 시험의 결과(평균 배터리의 온도가 10°C일 경우)이다. 최대 31%의 방전깊이(Depth of Discharge; DOD)에서 약 30,000사이클

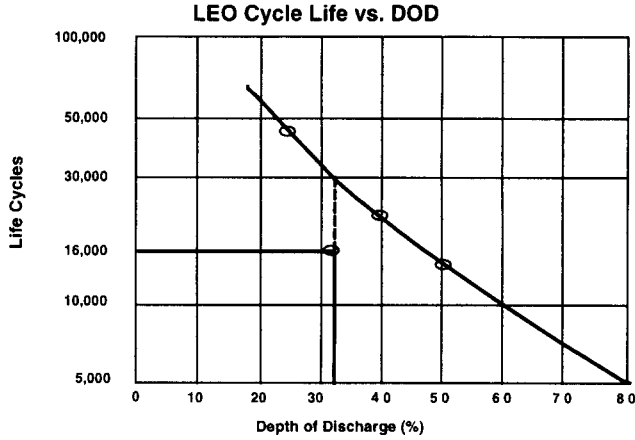


그림 3. 배터리 수명 대 방전깊이

정도의 수명을 갖기 때문에 이는 정상적인 배터리의 경우에 배터리의 수명은 약 5.6년 정도라는 것을 알 수 있다.

4.4 전자부품에 대한 복사환경의 영향

전자 및 양성자가 반도체 부품에 전리방사선 피폭장해를 일으키기 때문에 인공위성의 수명이 단축되어 주어진 임무를 성공적으로 완수하는데 차질이 발생할 수 있다. 다목적 실용위성에 탑재된 구성품 중 상대적으로 우주복사에 민감한 요소는 탑재컴퓨터이며 내장된 부품은 다음과 같다.

- 80C186 CPU
- EEPROM
- Static RAM
- Dynamic RAM

표 3은 탑재컴퓨터에 내장된 대표적인 단품에 대한 우주복사환경의 민감성 예를 보여 주며, 예상치 못한 복사폭풍(radiation storm)이 작용하지 않는 한 우주복사환경에 의한 구성품의 수명저하는 미세하다는 것을 알 수 있다. 캐나다의 정지궤도 통신위성인 Anik E1과 E2는 설계중에 예측한 복사량의 100여배나 되는 복사폭풍이 몰아쳐 위성체 외부에 장착한 모멘텀휠의 전자회로가 손상되어 임무실패를 경험한 적이 있다.

표 3. 우주복사에 대한 민감성.

부 품	총피폭효과(total dose effect)	SEU	SEL
80C186	<2.5Krad(s)	1 SEU/34.2 years	none
EEPROM	33Krad in read only mode	1 SEU/34.76 years	none
Static RAM	30Krad	8-28 SEU/day(최소한 12분마다 memory scrub)	SEL immuned part
Dynamic RAM	30Krad(s)	60-61 SEU/year(최소한 16일마다 memory scrub)	SEL immuned part

표 4. 단일점 실패 부품 및 주요인자.

SPF부 품	기 능	실패모드	실패영향	실패율/완화요소
Aperture cover (EOC)	OMS의 온도지원, 오염제어 및 압류보장	달은 상태에서의 실패	EOC 영상구독실패	확률이 낮음(고신뢰도 구동기, 큰 토크마진, 낮은 운송 DC)
ASP/FPE (EOC)	FPM에 전력 및 제어회로 제공	ASP, FPE에서의 부품실패	EOC 영상구독 실패	짧은 수명과 예상복사환경에 맞는 단품선정에 기초하여 실패확률이 낮음
FPM-PAN(EOC)	CCD 영상검출기 및 관련 전자회로	오염, 복사 및 노화현상	상능저하	적당한 오염제어 및 궤형실계에 기초하여 실패확률이 낮음
X-band 안테나	압축채 자료를 지상에 전송	기계적 실패	자료전송 실패	확률이 낮음, credible SPF가 아님.
RF 케이블	RF 어셈블리와 안테나 사이에 RF 신호를 운반	회로 단절	자료전송 실패	확률이 낮음, 심경상 수동적 하드웨어
X-band RF 어셈블리 튜닝 캐비티	최적의 RF 스펙트럼을 위한 튜닝	기계적 실패	자료전송 실패	확률이 낮음, credible SPF가 아님.
X-band RF 어셈블리 스위치	주전송기가 실패할 때 부전송기로의 스위치	회로 단절 또는 접촉실패	부전송기의 사용불가	주전송기가 실패하지 않을 경우 불필요.
OSMI-전력제어 장치 -28V	저해상도카메라 및 히터에 전력 공급	회로 단절	저해상도카메라의 기능상실	전네투에서 5A류즈 전류의 카메라 및 히터전력선으로 연결
추진제 탱크	하이드라진 연료 및 질소 가압가스의 저장	외부누설, 탱크다이어프램 파손	임무손실	확률이 낮음, 유력해석으로 설계마진 검증
주입/배출밸브	하이드라진과 질소 가스 주입 및 배출	외부누설	임무손실	확률이 낮음.
추진제 필터	10미크론 이상 입자 걸출	외부누설, 막힘	임무손실	확률이 낮음.
추진제 라인	추진제탱크에서 추력기까지의 연료 경로	외부누설	임무손실	확률이 낮음, credible SPF가 아님.
배터리	식, 발사시간 및 피크전력 요구시 위상에 전력공급	배터리 구조와 셀의 단절	임무손실	이중절연시스템 제공
태양전지판 조절기(SAR)	태양전지판에서 배터리(주 직류전력버스)로의 전력변환	릴레이 K1 실패	임무손실	확률이 낮음.
태양전지판 구동 어셈블리(SADA)	두 태양전지판을 회전시키고 전지판에서 버스로 전력과 신호전달에 필요한 구동제공	베어링과 슬립링의 실패	임무손실	확률이 낮음.
DC 하니스	부품사이에 전력, 명령, 신호 및 상호연결 제공	그라운드에의 접지	임무손실	이중절연시스템 제공
태양전지판 전개장치	전지판을 위성구조물에서 전개하기 시작하도록 함.	비복발분리너트의 손실	임무손실	확률이 낮음, 고 안전계수 제공.
데이프 힌지	전개장치 전에 패널사이에 부착되어 구동되는 장치	데이프 힌지의 파손 및 분리	임무손실	확률이 낮음.
S-band RF 어셈블리	부 S-band 중계기와 두 옴니 안테나 사이에 접속 제공	복합커플러와 RF 스위치 파손	임무손실	확률이 낮음.

4.5 탑재체(EOC/LRC)의 신뢰도

다목적 실용위성의 주 탑재체인 전자광학카메라(Electro-Optical Camera; EOC)는 3년말에서의 신뢰도(0.9767)는 요구조건(0.9410)을 만족하나 5년의 임무수명(0.8940)의 경우에 신뢰도가 요구조건에 못 미친다. 해양관측을 위한 저해상도카메라(Low Resolution Camera; LRC)의 경우에도 임무 3년말에서의 신뢰도는 0.9099로서 요구조건인 0.9를 만족하나 5년의 임무수명 후에는 0.8490으로 떨어져 신뢰도가 요구조건에 못 미친다. 신뢰도라는 것은 임무기간 동안에 전체 규격성능이 얻어질 확률을 의미하기 때문에 이 경우에 신뢰도의 감소에 해당하는 올만큼 성능저하 확률이 증가한다는 것을 의미한다. 이는 보다 긴 수명 요구조건에서는 그만큼 성능저하 확률이 올라간다는 것이지 수명이 꼭 단축된다는 것은 아니다.

4.6 단일점 실패(Single Point Failures)

위성설계에서 치명적 임무손실을 결과짓는 단일점 실패를 정량적으로 규명하기 위해 실패모드 영향과 임계해석(Failure Mode Effects and Criticality Analysis; FMECA)을 수행하며, 이는 실패가 장비 성능에 영향을 주는 하드웨어 실패의 형식을 확인하는 과정이다. 기본적으로 다목적 실용위성은 단일점 실패를 제거하거나 적어도 이러한 실패 가능성을 감소시키고 실패의 영향을 최소화하도록 설계한다. 위성은 단일 실패에 의한 보상이 이루어지도록 하여 단일점 실패가 주요 성능저하 및 위성 또는 임무의 손실을 유발하지 않도록 한다. 표 4는 다목적 실용위성에서 단일점 실패가 되는 부품과의 주요인자를 나열한 것이다 (TRW/KARI 1996a,b).

4.7 위성 여유분(Redundancy)

어떠한 부품이나 시스템의 신뢰도를 증진시키는 방법에는 여러 가지가 있는데, 가장 중요한 것은 각 요소별 신뢰도 증대와 응력수준의 감소, 회로나 시스템 설계의 단순화, 설계상의 주의, 그리고 적절한 부품의 선택과 생산기술이다. 이러한 방법들을 내재적 회로나 시스템의 신뢰도를 증진시킬 수 있도록 완전히 이용한 후에 예측할 수 없는 사고를 대비하기 위하여 여유분을 고려해야 한다. 다목적 실용위성의 여유분은 부품 수준과 서브어셈블리 수준의 여유분으로 나눌 수 있다. 임무상 주요 부품에 대해서는 실패에 대한 회복을 위해 다음과 같은 여유분으로 제공된다.

- 내부적(기능적) 여유분(internal redundancy); 부품(예를 들어, 전력제어장치 등) 내에서 기능상으로 여유분 기능 제공
- 평행 여유분(parallel redundancy); 같은 기능을 수행하는 부품이 추가로 제공되는 형상 (예를 들어, 고정밀 태양센서, 저정밀 태양센서 등)
- K-of-N 여유분; 실제 요구되는 요소는 K이고 N요소가 제공되는 형상(배터리 셀, 반작용 휠, 태양전지 스트링 등)

여유 부품의 사용은 위성 하니스형상을 통하여 가능하다. 예를 들어, 주부품과 여유부품으로 구성된 장비를 cross-strapping을 함으로써 한 부품의 실패시 사용 가능하다. 실제로 이들 여유분은 “랜덤실패”시에 주부품을 대신함으로써 전체 위성수명을 유지하는데 중요한 역할을 하게 된다. 다목적

실용위성에서 사용되고 있는 대표적인 여유부품은 표 5와 같다.

5. 결론

위성의 임무수명을 결정하는 인자는 “랜덤실패”와 “마모실패”로 구분할 수 있다. “랜덤실패”의 경우 분석을 하는데 있어서 측정이나 예측을 할 수 있는 인자가 아니기 때문에 결과적으로는 “랜덤 실패”가 위성의 수명에 직접적인 인자가 될 수 있지만, 위성수명을 정량적으로 예측하는데 있어서는 직접적인 인자는 아니다. 이러한 “랜덤실패”는 보통 징후 없이 발생하며 이에 대한 대책을 세우는데 상당한 시간이 요구된다.

표 5. 다목적 실용위성의 여유분.

기능	주 부품	여유부품
RF링크	증계기 A 다이플렉서 A	증계기 B 다이플렉서 B
탑재컴퓨터 관련부품	탑재컴퓨터 A 1553버스 A 메모리 제어기 A 원격구동장치 A 전력계 제어장치 A GPS A	탑재컴퓨터 B 1553버스 B 메모리 제어기 B 원격구동장치 B 전력계 제어장치 B GPS B
자세제어계 센서	자이로-1, 자이로-2 고정밀태양센서- 1 저정밀태양센서 'A'셀(4) 원추형지구센서- 1 3축자장계-A	자이로-3 (2 of 3) 고정밀태양센서-2 (1 of 2) 저정밀태양센서 'B'셀(4) 원추형지구센서-2 (1 of 2) 3축자장계-B
자세제어계 구동기관련	반작용휠-모터구동회로 스트링(4제공) 토크구동장치-A 토크로드 'A' 와인딩 밸브구동장치- A 태양전지판구동장치- A 추력기그룹 A	3 스트링요구 토크구동장치-B 토크로드 'B' 와인딩 밸브구동장치-B 태양전지판구동장치-B 추력기그룹 B
전력계관련	태양전지판 조절기 ARM 1 전력제어장치 컨버너 A 전력제어장치 디코더 A 태양전지판구동전자회로 A	태양전지판 조절기 ARM 2 전력제어장치 컨버너 B 전력제어장치 디코더 B 태양전지판구동전자회로 B

특히, “랜덤실패”는 위성의 설계수명과 무관하게 임무중 어느 시점에서나 위성의 수명을 종결시킬 수 있다. 따라서, 현재 우주에서 운용되고 있는 설계의 헤리티지(heritage), 우주인증된 비행하드웨어를 제작한 제작공정서, 작업자의 작업도 및 자료분석을 통하여 “랜덤실패”의 원인인 설계실패, 작업도실패, 그리고 품질제어의 문제점을 최소화할 수 있다. 반면에 “마모실패”는 측정이나 예측할 수 있는 인자로 구성되기 때문에 해석 등을 통하여 위성수명 예측이 가능하며, 역으로 그 실패 메커니즘에 따라 위성의 설계 및 제품보증 등이 영향을 받으므로써 위성의 수명에 영향을 줄 수 있다.

다목적 실용위성의 경우에 현재 우주에서 운용중인 미항공우주국의 TOMS-EP 위성(TRW사의 소형위성인 이글위성의 한 종류)의 설계 헤리티지를 상당부분 이용하고 있어 설계실패가 발생할 확

률은 상대적으로 낮으며, 다목적 실용위성에 탑재된 부품 또한 100% 우주인증된 단품으로 구성되고 검증된 제작과정을 통하여 작업도실패의 발생확률도 상대적으로 낮다. 또한, 여유부품 사용에 의한 신뢰도 증가에 따라 “랜덤실패”의 가능성도 최소화하였으며, 예측할 수 없는 실패 발생을 제외하면 제 4장에서 조사한 바와 같이 다목적 실용위성의 임무수명을 결정하는 요소는 배터리의 수명과 탑재체의 신뢰도 저하로 압축될 수 있다.

3년의 설계수명 이후에 탑재체 신뢰도가 요구조건을 못 맞춘다는 것은 성능저하 확률이 증가한다는 것이며, 이것이 곧 수명단축이나 임무실패를 의미하는 것은 아니다. 따라서, 배터리의 충방전 사이클 요구조건을 고려한 수명예측이 가장 합리적인 예측데이터가 될 것으로 예상된다.

참고문헌

- Fortescue, P. & Stark, J. 1995, Spacecraft System Engineering (John Wiley and Sons)
- Freeman, M. 1993, IEEE AES System Magazines, pp. 3-15
- Lewis Spacecraft Mission Failure Investigation Board 1998, Lewis Spacecraft Mission Failure Investigation Board Report
- TRW/KARI 1996a, KOMPSAT Reliability Assessment and FMEA Report, CDRL NO. PA-06
- TRW/KARI, 1996b, KOMPSAT Critical Item Plan, CDRL No. PA-06