

# 대학에서의 실험용 위성의 개발

최 순 달\* · 나 정 응\*\* · 성 단 근\*\*

(\*한국과학기술대 인공위성연구센터 소장,

\*\*한국과학기술원 전기 및 전자공학과 교수)

## 1. 서 론

1957년 10월 소련에서 Sputnik-1위성을 세계 최초로 제작 발사한 이후 인류는 지상에서 우주로 나아가는 하나의 작은 발판을 마련하게 되었고 미국, 프랑스, 일본, 중공, 영국, 인도순으로 7개국이 자체 인공위성 발사에 성공하고 있으며 현재까지 약 4,000개 정도의 위성이 발사된 것으로 예측된다. 이와같이 많은 우주분야 선진국들이 30~40여년간의 기술 축적이 있지만 국내에는 아직까지 이 분야의 기술 축적이 충분하지 않으며 이 분야를 개척하기 위해 국가적으로 시급한 일은, 우선에 필요한 관련 분야의 고급인력을 배출하고 우주 환경을 잘 이해하며 인공위성 기술의 조기습득등이 필요하다. 이와같은 일을 조기에 달성하기 위하여 대학에서 소형실험위성의 개발이 필수적이며 대학에서의 실험용 위성의 개발로 상기의 목적을 동시에 달성할 수 있으며 학·연·산의 협조로 조기에 우주산업 분야에 참여할 수 있을 것이다.

지금까지의 대부분의 초소형 위성(micro-satellite)의 개발은 아마추어 무선협회에서 주관하는 아마추어 위성(AMSAT)의 회원들에 의해 이루어지고 있으며 소형 저가의 실험용 위성으로 아마추어 무선사들에게 "store-and-forward"데이터통신[1]이 가능한 실험 모듈을 탑재하여 현재 약 20개 정도가 발사되어 운용중에 있다. 상기의 AMSAT회원의 도움을

받아 영국에 있는 University of Surrey에서 대학으로는 처음으로 UoSAT-1 실험용 위성 [2]을 1981년에 미국의 델타로켓을 이용하여 발사시켜 실험운용한 바 있으며 이 위성은 1989년 10월에 지구대기권으로 재진입하면서 수명을 다하였다. 같은 대학에서 1984년에 UoSAT-2 실험위성[3]을 지구 저궤도에 진입시켜 현재 운용중에 있으며 UoSAT-3과 UoSAT-4는 1990년 1월 유럽의 아리안 로켓을 이용하여 발사 되었으며 이때 미국의 대학인 Weber State College에서 초소형 Weversat[4]위성과 AMSAT의 3개의 초소형 위성이 같이 발사되었다. 그러므로 현재까지 대학에서 실험용 위성을 발사한 경험이 있는 대학으로는 영국의 University of Surrey와 미국의 Weber State College이다.

이와같은 초소형 위성의 등장으로 위성분야에 많은 변혁이 일어났다. 그 예로 100Kg이하의 초소형 위성의 발사는 상업용 통신위성이나 과학탐사 위성 등과 같은 주탑재 위성을 발사로켓에 실을 때 남은 빈 공간을 이용하므로 염가로 발사시킬 수 있다. 일반적으로 발사비용은 무게에 비례하여 대단히 비싸지만 초소형 실험위성인 경우 값싸게 발사시킬 수 있는 큰 장점이 있으며 이 값싼 위성을 이용하여 아직까지 정착되지 않은 우주 기술(unproven space technology)을 시험하는 것은 경제적 측면에서 큰 효과가 있으며 종래 위성에서는 이미 우주에서 사용할 수 있다고 인증 받은 부품(space proven compo-

nents)을 사용해야 한다는 인식이 우주 관련 업계에 지배적이었지만 초소형 위성의 경우 상당한 부분의 부품이 지상에서 사용되는 상용부품으로 대체되어 사용함으로써 저가 위성실험의 가능성을 타진하고 있으며 “고가의 부품이 신뢰도가 높다”의 종래의 신뢰도 개념도 달라지고 있다. 또 하나의 장점으로는 소형실험용 위성이지만 중요 기능은 중형 또는 대형 상업용 위성과 유사하므로 소형위성의 개발로 위성의 동작을 이해하면서 대형 위성도 간접적으로 이해할 수 있는 계기가 될 수 있다는 점이다.

본고의 주요 내용은 2장에서 대학에서의 위성개발의 의의에 대하여 설명하고 3장에서 지상국의 설치 운용에 따른 제반 사항과 지상국을 이용한 위성체의 동작이해등을 논하며 제4장에서는 실험용 위성의 주요 부분인 전력부, 자세 결정 및 제어부, 추적, 원격검침 및 명령 시스템, 고주파 송수신부, 컴퓨터 시스템, 기계적 구조부, 기타 실험용 모듈에 대하여 간단히 서술하고 5장에서 주요개발 단계에 대하여 설명하고 마지막으로 6장에서 결론을 맺는다.

## 2. 대학에서의 위성 개발의 의의

인공위성을 개발하기 위하여는 전자공학, 통신공학, 컴퓨터, 기계공학, 재료공학, 항공공학 등 많은 분야의 종합 기술이 필요하며 많은 기술 개발비와 고가의 실험장비, 오랜 시일이 소요되므로 일반적으로 국가적인 지원하에 이루어지는 것이 상례이다. 그러면 왜, 대학에서 실험용위성의 개발이 필요한가에 대한 의문이 생길 수 있다. 대학에서의 위성 개발의 의의는 인공위성 분야와 우주과학 분야에 필요한 고급인력을 키우는데 있으며 소형 저가의 개념하에 개발하는 실험위성을 이용하여 아직까지 정착되지 않은 우주 기술(unproven space technology)을 확인 실험하고 각종 우주환경을 조사연구하며 우주과학의 개척에 있다. 아울러 과학위성이나 상업용 통신위성에 관한 기초연구를 학교, 연구소, 기업체와 공동 연구로 우주분야의 기술을 조기에 정착시키며 위성과 우주과학에 관한 국민의 관심을 고조시키고 실험용위성의 관련기술을 교육에 활용한다.

## 3. 지상국의 설치운동

지상국은 우주에 있는 위성과의 통신을 위한 관문국으로 이것의 기능은 원하는 인공위성이 어느 궤도에 있는지 예측하고 통신가능 지역에 나타나는지를 추적하여 위성이 움직이는 방향으로 송, 수신 안테나의 방향을 같이 변화시켜 상호 원하는 통신이 가능하도록 하는 추적(tracking)기능과 인공위성의 내부시스템의 상태에 대한 정보를 알아내는 원격검침(telemetry) 기능과 지상에서 위성으로 하여금 특정의 임무(mission)를 수행하도록 하는 명령(command) 기능이 있으며 이러한 기능들을 가진 지상국을 특히 임무제어 지상국(mission control ground-station)이라 하며 지상국은 이외에도 기상위성이나 자원탐사 위성으로부터의 단순히 데이터를 수신하기 위한 수신 전용 지상국과 통신위성을 이용하여 지상국과 지상국간의 통신을 목적으로 하는 통신용 지상국 등이 있다.

실험용위성을 위한 지상국은 임무제어 지상국의 설치가 필요하며 이를 위하여 추적, 원격검침 및 명령(TT&C)기능을 가져야 하며 아울러 실험용 위성의 각종 실험 모듈로부터 예를 들어 CCD카메라 영상정보, 패킷통신의 데이터, 우주의 방사선(radiation)효과, 자계의 크기, 우주입자(particle) 실험등의 데이터를 수신하여 처리하는 기능도 있어야 한다. 특히 원격검침(telemetry)자료는 우주에서의 인공위성 각 내부시스템의 상태 정보이므로 우주 환경에서의 위성의 동작을 이해하는데 큰 도움이 된다. 그러므로 실제의 인공위성을 발사하지 않은 상태에서 우주에서의 인공 위성의 동작을 정확하게 규명하는 것은 대단히 어려운 일이지만 실제 운용중인 위성으로부터의 자료를 수신 할 수 있는 경우 이것으로부터 얻을 수 있는 정보는 대단히 가치가 있다. 앞에서 언급한 영국의 University of Surrey의 위성 그룹도 1975년부터 지상국을 만들어 아마추어 무선용 위성인 AMSAT-OSAR-6, -7, -8에 대한 임무제어 지상국의 역할을 수행하였으며 수년간의 지상국 운용 경험으로 위성체 내부의 동작을 충분히 이해할 수 있는 계기가 되었으며 이러한 경험하에 대학에서는 최초로 1981년에 UoSAT-1을 발사 시현 운용할 수 있게 되었다.

한국과학기술원 인공위성연구센터에서도 1990년 9월 지상국 개국을 목표로 현재 지상국의 설치 계획을 마련중에 있으며 지상국의 주요 부분은 다음과

같다.

- Cross-yagi 및 helical antenna
- 안테나 추적 장치부
- 저잡음 수신부
- 고출력 송신부
- 추적용 컴퓨터
- 원격 검침 자료 분석 및 표시용 컴퓨터
- 데이터 수집용 컴퓨터
- 패킷 통신용 컴퓨터
- 위성에 따른 수신경로 교환장치
- 모델 등

#### 4. 실험용 위성의 주요부분

아직 구체적으로 실험용위성의 제원이나 규격이 만들어지지 않은 상태이므로 본고에서는 주요 부분별 기능들에 대하여 간략하게 소개를 하고자 한다.

##### 4.1 전력부(Power Subsystem)

지구 상공의 우주에서 태양의 복사(radiation)에 의한 전력은 약  $137W/m^2$ 으로 이것은 1년중 일정한 것이 아니라 계절에 따라 지구와 태양과의 거리가 달라지므로 변화한다. 특히 지구궤도를 도는 실험용 위성의 경우 지구에 의해 태양이 보이지 않는 부분(eclipse)이 지구의 1회전 주기의 약 40%을 차지하므로 이 부분에서는 태양전지(solar cell)에 의한 전력의 공급이 중단되고 이미 충전 되어 있는 전원(Nickel-Cadmium or Nickel-Hydrogen)에 의해 전력이 공급되어야 하며 태양전지 자체도 효율이 Silicon인 경우 12~15%, Gallium Arsenide인 경우 16~19%정도로 낮기 때문에 효율이 15%라고 가정할때 실제의 태양으로부터 얻은 전력은  $20.55W/m^2$ 에 불과하다. 실험용 위성의 경우 공급전력을 높이기위해 태양전지의 면적을 크게 하면 전체적인 위성의 크기가 커지게 되므로 소형위성의 조건에 제약이 된다. 충분하지 않은 공급전력을 효율적으로 사용하기 위하여 매우 엄격한 전력공급 방법을 만들어야 하며 동시에 여러가지의 실험용 모듈을 동시에 동작시키지 않는다는 등 충전전력에 의하여 전력을 공급받는 경우에는 큰전력을 소모하는 실험은 시행하지 않는다는 등 궤적과 시간에 따른 전력제어 방법이

모색되어야 할 것이다.

전력부에서 고려되어야 할 주요사항은 아래와 같다.

- 태양전지의 보호 대책
- 충전용 전지
- 전력 공급제어
- 각 내부시스템의 공급 전류, 전압 측정
- 이중화등에 의한 신뢰도 등.

##### 4.2 자세 결정 및 제어부(Attitude Determination & Control Subsystem)

인공위성이 궤도를 따라 돌아가면서 자기자신의 자세를 맞추는 일은 대단히 중요한 일이며 현재의 인공위성 자신의 자세를 결정하기 위하여 태양센서, 지구지평선 센서, 별추적센서, rf(radio frequency) 센서, 자계측정센서, 자이로스코프(gyroscope)등의 각종 센서들이 일반적으로 사용될 수 있으나 저궤도를 도는 소형실험용 위성의 경우 태양센서, 지구지평선 센서, 자계측정센서등이 사용될 수 있다. 여기서 결정된 자세가 바르지 않으면 일반적인 위성에서는 반작용(reaction)휠, 추진체(thruster) 또는 자계토크(magnetorque) 등을 이용하여 자세를 제어하는데 크기와 무게, 값등을 고려하면 소형저궤도 실험용위성의 경우 자계토크를 이용하는 것이 타당하다.

이 자세 제어부의 성능은 지향정확도(pointing accuracy)로 나타낼 수 있는데 간단한 센서와 제어로는 일반적으로 5°정도밖에 제어가 되지 않으며 정밀과학 위성이나 상용 통신위성의 경우 이 정확도가 0.1° 정도를 유지한다. 그러므로 실험용 소형 위성의 경우 이 지향 정확도를 더 높일 수 있는 연구가 수행되어야 할 것이며 특히 CCD 카메라와 같은 측정장비를 탑재할 경우 지향정확도는 영상의 질을 그대로 나타내는 것이므로 중요하다.

##### 4.3 추적, 원격검침 및 명령시스템(Tracking, Telemetry, and Command Subsystem)

지상국과 위성사이의 신호를 주고 받기 위한 시스템으로 추적, 원격검침 및 명령시스템이 있어야 하는데 추적기능은 지상에서 인공위성의 위치를 알아 안테나를 추적시키는 것으로 소형위성의 경우 예정되는 궤도에 대한 예측으로 안테나에 의해 위성으로부터의 신호를 송수신할 수 있는 범위에 들어오면

지상국에 있는 추적 컴퓨터에 의하여 정보가 나오고 안테나가 위성을 추적하도록 제어한다.

원격검침 기능은 위성내의 제반상태를 자체적으로 검출하여 지상국으로 보내는 것으로 측정하는 정보로는 태양센서, 지구지평선센서, 자계측정센서, 우주과학 측정용센서등으로 부터의 데이터, 각부분의 온도 정보, 각부분의 전류에 대한 정보, 각 부분에 대한 전압 측정 정보등의 애널로그 정보가 있으며 디지털상태 정보로는 각 실험모듈의 가동여부, 각 출력 증폭기의 동작상태, 자세제어용 자계토크의 유무, 데이터의 전송속도, 변조방법등의 선택등이 있다. 명령시스템은 지상국에서 인공위성의 제어를 위한 명령을 보내는 것으로 지상에서 보내는 명령으로는 위성에서 지상국으로 보내는 신호링크의 데이터 전송속도, 주파수, 변조방식등을 결정하고 자세제어를 위한 명령, 컴퓨터의 관리, 메모리의 관리, 전원부의 관리, 각종 과학실험의 통제등이 있다.

#### 4.4 고주파 송수신부(Radio Frequency Communications Subsystem)

지상국과 인공위성사이의 통신링크로 사용가능한 주파수대는 아마추어 대역으로 145MHz대, 435MHz대, 1.2GHz대 또는 2.4GHz대 등이 사용 가능하다. 145MHz대 송수신을 위하여 모노폴(monopole)안테나가 사용되며 그보다 큰 주파수대에서는 나선형(helical)안테나가 사용될 수 있다. 송신부의 출력은 5~10W 정도로 신뢰도를 고려하여 적어도 2개이상의 채널이 있어야 하며 특히 고출력으로 전력의 소모가 크므로 위성내 컴퓨터에 의해 엄격하게 on/off 제어가 이루어지도록 되어야 하며 수신부는 통신용 채널과 명령(command)수신 채널이 필요하고 저잡음 증폭기가 필요하다.

#### 4.5 컴퓨터 시스템(Computer Subsystem)

인공위성내에 있는 컴퓨터 시스템의 주요기능은 지상국에서 보내온 일기(on-board diary)에 따라 필요한 실험등의 맡은 임무를 수행하며 각 부분의 원격검침 자료를 관리하고 전원을 관리하며 자세결정 정보로부터 자세제어 정보를 추출하여 자세를 제어하고 실험에서 만들어지는 많은 데이터를 내부처리(on-board data handling)하고 각 시스템의 고장상

태를 감시하고 고장시 다른 시스템을 이용할 수 있도록 관리한다. 위성의 궤도를 지구의 남북 방향으로(polar orbit)잡고 위성이 지평선에서 뜨고 지는 시간이 거의같은 궤도(sun synchronous orbit)를 택하므로써 하루에 6번정도 지상국 상공에 출현하며 한번 출현시 약 15분 정도밖에 상호교신할 수 없으므로 위성내 많은 일들이 내부의 컴퓨터 시스템의 제어하에 독자적으로 수행될 수 있도록 하여야 하며 신뢰도를 위해 이중화 구조가 필요하다.

이때 지상에 있는 시스템의 이중화 개념과는 달리 우주에서는 방사선(radiation)이나 입자(particle)등에 의해 컴퓨터의 메모리나 다른 전자부품이 손상을 입을 수 있으므로 동일한 부품의 사용에 의한 이중화 구조의 경우 같은 현상의 발생으로 두개의 시스템이 같이 고장날 수 있는 가능성을 배제하기 위하여 기능상의 이중화 같은 구조가 필요할 것이다.

#### 4.6 기계적 구조(Mechanical Structure)

기계적 구조는 위성체내의 부품의 배열이 거의 균등 배분이 바람직하며, 외부는 적절한 표면 특성을 가지고 복사할 수 있어 온도제어가 잘 수 있도록 하여야 하므로 모든 시스템과 부품에 대하여 많은 기계적인 제약이 따른다. 예를 들어 주관성축(principal inertia axis)이 자세제어 시스템에 사용되는 바람직한 회전축 방향이 된다. 이러한 기계적 구조물은 환경시험, 지상에서의 처리, 궤도에의 발사, 궤도에서의 동작시에도 여러가지 부하와 진동에 대하여 견딜수 있어야 하며 인공위성에 사용되는 재료는 기계적 특성을 고려하여 적절하게 선정되어야 한다.

우주에서의 온도(temperature)는 작은 흑구(black sphere)에서의 평형온도로 정의되며 햇빛을 받고 있는 부분과 받고 있지 않은 부분사이에는 많은 온도차가 나므로 온도 평형을 돕는 위성체가 필요하다. 특히 실험용 위성의 경우 남극과 북극을 한번 도는 주기가 약 100분이며 그중 약 40분간은 햇빛을 보지 않은 기간이므로 이 기간에서는 위성의 모든 부분의 온도가 낮아지게 되며 상당히 낮은 온도에서 견딜수 있는 부품을 사용하여야 할 것이다. 지상에서의 일반적인 전자부품의 동작온도와 군사용 규격(MIL-SPEC)에서의 온도 범위, 실험용위성에서의 주요 부분의 동작온도 범위는 아래와 같다.

범용 전자부품 : 0~70°C  
 군사용 규격 전자부품 : -55~+125°C  
 NiCd 전지 : -5~+15°C  
 배어링등 기계부 : -45~+65°C  
 태양전지 : -60~+60°C

실제로 위성체 구조의 설계시 열평형 방정식(heat balance equation)에 따라 유한요소법(finite element method)등을 사용하여 분석되어야 하며 최종 조립 시험 단계에서 지상에서 열진공실(thermal vacuum chamber)에서 상기의 운용 온도 범위에서의 성능을 시험하여야 할 것이다.

#### 4.7 기타 실험용 모듈

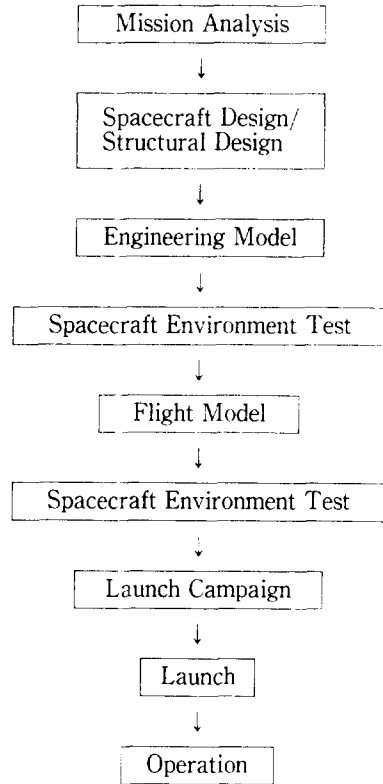
소형실험 위성을 이용하여 다양한 실험을 수행할 수 있는데 우주에서의 입자(particles), 우주 먼지(space dust), 우주에서의 온도변화, 지구자계의 크기 등 우주 환경에 대한 실험과 값비싼 상업용위성이나 과학위성에서 차후에 사용될 수 있는 기술을 값싼 소형위성으로 타당성을 실험할 수 있으며 새로운 부품의 실험, 새로운 통신방식의 실험, 신뢰도 시험 등을 할 수 있으리라 예측되며 예상되는 실험의 항목은 아래와 같다.

- 우주 입자(space particles) 측정
- 태양 흑점에 의한 영향
- 지구자계의 측정
- 반도체에 대한 방사선(radiation)의 영향
- 위성통신에서의 변조방식의 비교
- 위성통신에서의 부호화 방식비교
- 에러 검출 및 정정 방식 비교
- 패킷통신의 실험
- CCD 카메라에 의한 영상 정보의 추출
- 우주에서의 부품의 신뢰도 기술
- 새로운 부품의 성능시험(예, 태양셀)
- 각종 미확인 우주기술(unproven space technology)의 확인 실험
- 각종 원격탐사(remote sensing) 실험 등

### 5. 주요 개발단계

실험용위성을 제작, 발사, 운영하기 위하여 복잡

표 1. 주요 개발/운용 일정



한 단계의 제작 개발이 필요하며 위성체를 설계하기 이전에 앞에서 언급하였듯이 지상국의 운용으로 우주 공간에서의 위성체의 동작원리를 충분히 이해하여야 한다. 이러한 경험을 바탕으로 위성을 개발하기 위해 발사할 위성이 해야할 임무를 결정하고 분석하는 일(mission analysis)이 가장 먼저 필요한 일이다. 여기서 정하여진 임무에 따라 필요한 실험모듈이 결정되고 각 내부시스템의 규격이 결정되며 기계적 구조와 함께 모든 내부시스템의 설계가 이루어진다. 이 설계에 따라 각 내부시스템을 개발하며 각 시스템간의 조합 시험으로 엔지니어링 모델(engineering model)을 완성한다. 만들어진 엔지니어링 모델은 진동시험, 부하시험, 열진공시험등의 환경시험을 거쳐 문제점을 보완한 후에 이 모델은 차후에 지상에서의 시뮬레이션 모델이 되며 이 보완된 모델을 바탕으로 PCB 작업을 다시하여 실제로 궤도에 발사할 비행모델(flight model)을 제작한다. 이 비행 모델은 진동시험, 부하시험, 열진공시험등 환경시

험을 거쳐 발사할 로켓에 실장하여 발사되며 발사 후에는 지상국의 통제하에 지상국의 명령에 따라 주어 진 임무를 수행하도록 한다. 이와같이 주요개발 단계를 나타내면 표 1과 같다.

## 6. 결 론

인공위성은 일반적으로 전자공학, 통신공학, 기계공학, 재료공학, 항공공학, 물리, 컴퓨터 등 많은 분야에서 나오는 과학 기술의 종합 작품이므로 각분야의 기술이 필요하며 많은 인력과 오랜 시일이 소요된다. 그러나, 대학에서 개발하는 소형실험용 위성은 최소의 인력, 최소의 경비, 최소의 시간으로 개발하는 것이지만 주요 기능은 상업용 위성이나 과학 위성과 유사하므로 소형 위성의 개발로 대형 위성의 동작을 이해할 수 있으며 관련 분야의 고급인력을 배출하고 우주환경을 이해하고 아직까지 정착되지 않은 기술의 실험, 산·학·연의 협조하에 조기에 우주산업 분야의 기술 습득등의 효과를 가져올 것이 기대된다. 국가적으로도 1993년까지 로켓개발, 1996년 국내용 통신 방송위성의 발사운용등 위성 관련 대형 프로젝트가 있으므로 필요한 인력을 학교에서 조기에 배출하는 것이 필요하며 국내 주요 전자회사들도 위성사업분야에 참여하고 있으므로 학·연·산에 의한 협력으로 좋은 결실이 이루어질 수

있도록 다같이 노력하여야 할 것이다.

끝으로 중국의 경우 1950년대에 위성 분야의 연구를 개시하여 1970년에 장정 1호(Long March 1)로켓을 성공적으로 발사하였으며 다시 20여년 후인 1990년 4월 Asia SAT 통신위성을 장정3호 로켓에 탑재하여 정치체도에 올리는데 성공한 것을 보면 전체적으로 약 40년의 역사가 흘러간 것으로 우주 분야의 기술이 하루 아침에 이루어지지 않는다는 교훈을 주고 있다. 우주에 발사된 약 4,000개 정도의 인공위성중에 우리나라가 발사한 것이 하나도 없다는 것은 그 동안의 국내 여건탓이지만 GNP수준이나 국내 통신기술의 발달을 볼때 다소 늦었지만 대학에서의 소형실험위성의 개발이 이 분야의 도약의 발판이 되며 앞으로 국내 인공위성 분야와 우주산업 분야의 활력소가 되길 기대한다.

## 참 고 문 헌

- [1] The Proceedings of 7th Computer Networking Conference, American Radio Relay League, 1988.
- [2] Special Issue on : UoSAT-The University of Surrey's Satellite, The Radio and Electronic Engineer, vol. 52, no. 8/9, 1982.
- [3] Supplement on UoSAT-2, The Journal of the Institution of Electronic and Radio Engineers, vol. 57, no. 5, 1987.
- [4] Tom clark. "AMSAT's MICROSAT/PACSAT PROGRAM", 7th Computer Networking Conference, pp. 41-47, 1988.