

MC-50 싸이클로트론을 이용한 위성용 열조절 유기복합재료의 우주환경 영향 연구

김대원^{1†}, 김동일², 허용학², 양태건³, 이호영¹, 김용협¹

¹서울대학교 기계항공공학부, 항공우주신기술연구소

²한국표준과학연구원 환경·안전계측연구센터

³한국원자력의학원 싸이클로트론 응용연구실

RESEARCH ON SPACE ENVIRONMENTAL EFFECT OF ORGANIC COMPOSITE MATERIALS FOR THERMAL MANAGEMENT OF SATELLITES USING MC-50 CYCLOTRON

Dae-Weon Kim¹, Dong-Iel Kim², Yong-Hak Huh², Tae-Keun Yang³,

Ho-Young Lee¹, and Yong-Hyup Kim¹

¹School of Mechanical & Aerospace Engineering, Institute of Advanced Aerospace Technology, Seoul National University, Seoul 151-742, Korea

²Center for Environmental and Safety Measurement, Korea Research Institute of Standards and Science, Daejeon 305-340, Korea

³Lab. of Cyclotron Application, Korea Institute of Radiological & Medical Science, Seoul 139-706, Korea
E-mail: yongkim@snu.ac.kr

(Received July 17, 2005; Accepted October 26, 2005)

요 약

유기재료(organic material)는 위성이나 우주비행체의 열을 조절하고 우주환경에 직접 노출되는 것을 차단하기 위하여 가장 흔하게 사용되는 재료 중 하나이다. 본 논문에서는 지상설비를 이용하여 모사한 우주환경에서 유기재료의 물성변화를 관찰하였다. 대표적인 위성용 유기 열조절 재료 중 하나인 2mil ITO(Indium Tin Oxide) coated aluminized KAPTON을 실험대상으로 선택하였다. 양성자에 의한 단일 우주환경효과를 실험하기 위하여, 한국 원자력의학원의 MC-50 싸이클로트론(cyclotron)을 이용하여 양성자를 조사(irradiation)하였으며, 조사조건은 지구궤도 주변 최고의 양성자 발생기록인 1972년 8월의 최고치 상황을 적용하였다. 조사에너지는 평균 관측에너지인 30MeV으로 고정하였으며, 등가 조사량은 우주노출 시간 1년, 3년, 5년 및 10년을 기준으로 설정하였다. 분석과정은 인장강도를 측정하여 정량적 물성저하를 확인하였고, 전계방출 전자주사현미경 등으로 결정성변화와 노출표면의 손상을 분석하였다.

ABSTRACT

The organic material is one of the most popular material for the satellites and the spacecrafts in order to perform the thermal management, and to protect direct exposure from the space environment. The present paper observes material property changes of organic material under the space environment by using ground facilities. One of the representative organic thermal management material of satellites, 2 mil ITO(Indium Tin Oxide) coated aluminized KAPTON was selected for experiments.

[†]corresponding author

In order to investigate the single parametric effect of protons in space environment, MC-50 cyclotron system in KIRAMS(Korea Institute of Radiological and Medical Science) was utilized for the ion beam irradiation of protons and ion beam dose was set to the Very Large August 1972 EVENT model, the highest protons occurrence near the earth orbit in history. The energy of ion beam is fixed to 30MeV(mega electron volt), observed average energy, and the equivalent irradiance time conditions were set to 1-year, 3-year, 5-year and 10-year exposure in space. The procedure of analyses includes the measurement of the ultimate tensile strength for the assessment of quantitative degradation in material properties, and the imaging analyses of crystalline transformation and damages on the exposed surface by FE-SEM(Field Emission Scanning Electron Spectroscopy) etc.

Keywords: space environment, proton, satellite, cyclotron, tensile strength, degradation

1. 서 론

우주에서 사용되는 재료는 지상과는 다른 특이한 여러 가지 환경요소에 노출된다. 특히 장기간 우주방사선의 직접적인 영향을 받게 되면 재료의 다양한 고유특성이 저하되는 현상이 나타난다. 국내에서 현재 사용 중인 우주용 재료는 지구 저궤도(LEO: Low Earth Orbit)나 지구정지궤도(GEO: Geostationary Earth Orbit)에서 운용되는 인공위성용으로 국한되어 있으며, 먼 우주용 탐사선이나 유인 우주선 재료에 대한 관심과 기초연구는 대단히 부족한 편이다. 우주방사선 중 감마선이나 X-선 등 광양자는 에너지 전달이 크지 않아서, 그에 따른 구조물의 물성 강도나 내부 결정성(crystalline) 변화는 크지 않다고 알려져 있다(Dooling 1999). 반면 양성자, 전자, 알파입자 그리고 중이온과 같은 하전입자(charged particle)가 가속 충돌하면 운동에너지의 직접적인 전달효과로 구조물 결정 내의 원자구조를 파쇄(spallation)하거나 변형시킬 수 있다(김대원 등 2004a,b, 이창희 1997, Hasting & Garrett 1996). 그 중 양성자는 우주궤도 하전입자의 약 85%를 차지하고 있으며, 태양활동이나 위성, 우주비행체의 궤도 선택여부에 따라 다양한 분포스펙트럼이 나타난다. 양성자 과다노출영향은 위성 과 우주비행체의 임무운영개념(concept of operation) 설계에서 매우 중요하게 다루고 있으며, 국내 위성개발과 장기적인 우주탐사에서도 필수적으로 감안해야할 요소이다.

2. 양성자 가속 빔조사 장치

양성자 빔 조사실험의 핵심설비는 수소기체에서 양성자를 만들어 전자기력으로 가속한 후 고속 충돌시키는 싸이클로트론이다. 이 연구에 이용된 싸이클로트론은 스웨덴 Scanditronix 사의 MC-50 AVF(Azimuthally Varying Field: 에너지가변)형으로, 한국원자력의학원(KIRAMS: Korea Institute of Radiological & Medical Sciences)에서 방사선 치료와 의학용 동위원소 생산을 위하여 1985년부터 국내 최초로 가동 중인 설비이다. 2003년에 30MeV급 의학전용 싸이클로트론의 국산화 개발이 성공하면서 기존 사용하던 MC-50 싸이클로트론은 다양한 분야의 연구를 지원하는 연구전용 설비로 전환되었다. MC-50 싸이클로트론은 양성자뿐 아니라 중양자(deuteron)와 헬륨이온을 이온 원으로 사

용할 수 있으며, 원주방향 가속을 위하여 3.62m 3극 전자석과 2개의 가속용 “D” 형 전극을 포함하고 있다. 설계된 최대 가속에너지는 빛 속도의 30% 가량인 50MeV이며, 입자 조사량을 결정하는 빔 전류는 최고 6 μ A까지 가능하다. 치료용 동위원소 생산을 위한 A-라인, 중성자 방출이 가능한 B-라인, 감마선 발생이 가능한 C-라인 3개의 라인으로 구성되어 있다. 자석지름은 3.62m, 총 무게는 120톤이며 최대출력은 120kW이다. 싸이클로트론에서 가속된 양성자 빔은 빔 타겟 끝에서 방출되며, 이때의 빔 크기는 지름 약 15mm의 원형이다. 거리가 증가하면 빔은 산란되어 그 크기가 불규칙적으로 커지게 되는데, 이때 측정전류의 오차도 증가한다. 빔형상은 3차원 가우스분포이며, 최고점의 위치는 선형 전자기장 가속장치와 빔 중심을 조절하는 빔 시준기(beam collimator)의 작동에 따라 변할 수 있다. 따라서 가동 전 조정 작업을 통하여 가우스 분포 최고점에 빔 중앙이 오도록 조절하게 된다.

3. 실험용 재료

한국항공우주연구원의 다목적위성 1호(KOMSAT-1)용 열조절 보호막으로 미국 Shedahl 사가 공급했던 우주용 2mil ITO(Indium Tin Oxide) coated aluminized KAPTON(이하 ITO AL KAPTON)을 실험재료로 사용하였다. 이 재료는 DuPont 사에서 개발한 polyimide KAPTON sheet의 전면에 ITO를 약 2000-3000Å 두께로 진공증착하고 후면에 알루미늄을 약 1000Å 두께로 증착한 삼중적층 구조로 되어있다.

위성 외벽에 설치되는 열차폐 보호막은 다층단열재(MLI: Multilayer Insulation) 형태로 사용되는데, 단일재료의 단점을 보완하기 위하여 두 가지 이상의 유기재료 막을 조합하여 제작하게 된다. 다층단열재는 보통 양끝 층으로 ITO AL KAPTON sheet를 사용하고 중간층에는 Mylar sheet를 여러 겹으로 사용한다. ITO는 전도성 유리질 결정이며 궤도에 분포된 포획전자가 일으키는 높은 포텐셜의 편전하(biased charge)에 의한 아크발생을 방지한다. 알루미늄 층은 ITO층이 흡수한 전자를 우주공간으로 재방출 함과 동시에 우수한 반사율 특성으로 태양복사열의 영향을 감소시키는 이차표면경(secondary surface mirror) 기능도 담당한다. Mylar는 인장강도가 뛰어난 유기재료로 열 보존 기능과 우주환경으로 인한 ITO AL KAPTON층의 열화파단(gradual rupture)을 방지하는 보강 재료이다.

4. 양성자 입자 충돌 모델

양성자 조사를 위한 실험을 위해서는 실제 우주에서의 환경 기준을 설정해야 한다. 양성자를 위한 우주모델은 크게 지구포획모델(trapped particle model)과 태양입자모델(solar particle model)로 나누어진다. 이 연구의 기준 모델은 1972년 8월 상황으로 태양입자 발생모델(Solar Particle Event Model)중 최악의 경우로 알려져 있다. 이 연구에서는 특정한 위성이나 우주비행체의 궤도상 환경이 아니라 일반적인 양성자 분포모델 중 최악의 경우를 선택하였으며, 식 (1)과 같은 스펙트럼기준을 적용하였다.

$$J(E) = 7.9 \times 10^9 \exp\left(\frac{30 - E}{26.5}\right) \quad (1)$$

여기서, 에너지 E (MeV)를 알면, 단위면적당 총 입자발생량(fluence) J (protons/cm²)를 구할 수 있다. 이 모델의 입자 기준에너지는 30MeV이고, 10 ~ 70MeV 사이에서 중점적으로 관측되었다. 식 (1)을 이용하면 전체 에너지 스펙트럼으로부터 결정된다. 양성자 에너지가 10<MeV인 저궤도 영역

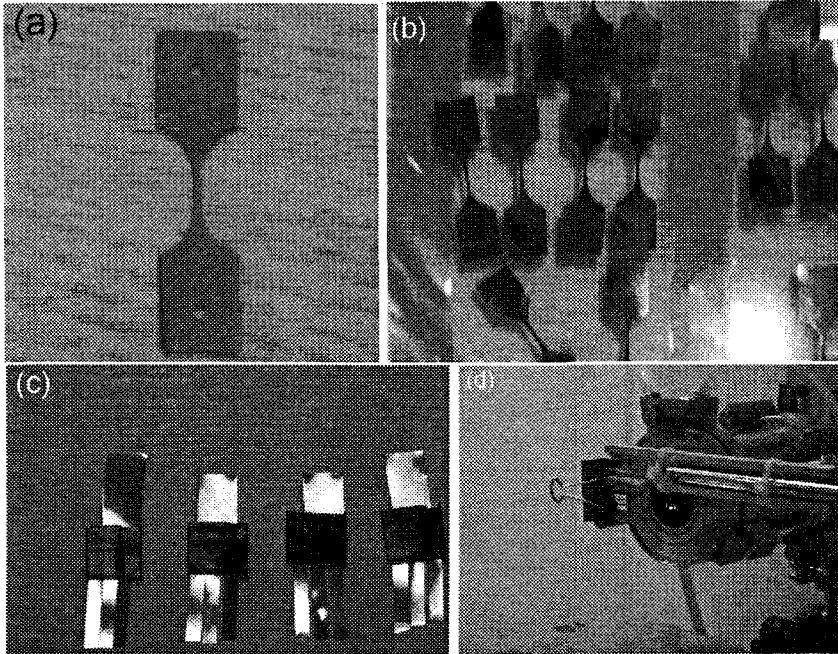


그림 1. (a) 시편제작 Template, (b) 인장시험시편, (c) 표면분석시편, (d) 빔 타겟 고정시편

에서의 우주 양성자 환경 모델은 최악의 경우 1989년 10월 상황을 적용하기도 한다. 이 모델을 적용하게 되면 단위시간당 최대입자발생량이 $10^5 \text{ protons/cm}^2 \text{ sec}$ 로 되며, 에너지 영역 별 스펙트럼은 식 (2)를 기준으로 계산할 수 있다.

$$\begin{aligned}
 J(E) &= 1.2 \times 10^{11} E^{-1.7} && \text{for } E < 30\text{MeV} \\
 J(E) &= 4.5 \times 10^{12} E^{-2.8} && \text{for } 30\text{MeV} < E < 50\text{MeV} \\
 J(E) &= 5.5 \times 10^9 E^{-1.45} && \text{for } E > 150\text{MeV}
 \end{aligned}
 \tag{2}$$

그러나 이 연구는 구조물의 강도변화를 이용한 우주환경 영향을 감안하고, 최대의 허용외부 영향조건을 선택하기 위하여 1972년 10월 상황의 입자모델을 기준으로 단위시간당 입자조사량을 산정하였으며, 1989년 10월 상황에서는 평균적으로 이 등가량의 10% 가량으로 계산된다.

이론적인 양성자 입자의 표면충돌모델에는 핵적 충돌에너지손실(nuclear stopping power) 모델, 전자적 충돌에너지손실(electronic stopping power) 모델 그리고 전하교환(charge exchange) 모델 등이 섞여있다. 양성자는 충돌 대상물질의 결정원자핵에 포함된 핵 양성자와의 전하적력으로 인해 핵적충돌 확률은 매우 낮으며, 핵 주변에 분포된 전자구름과 대부분 충돌하여 에너지를 전달하게 된다. 결정원자의 결합력과 원자간 경계는 핵 사이에 공유하는 전자구름에 의해 결정되므로 전자구름이 변화하면 결정배열도 변화하거나 손상을 입게 된다. 보통 유인 우주비행체의 벽두께는 알루미늄 합금 기준으로 약 1-10mm 정도이기 때문에 MeV에너지 이상으로 가속된 양성자는 벽을 쉽게 투과하게 되며, 투과 후의 양성자 또한 에너지 준위의 변화가 낮아서 벽체와 내부에 탑승한 우주비행사

표 1. 우주 환경 노출 증가량에 따른 양성자 빔조사 시간.

등가노출시간(년)	양성자 증가량(p/cm ²)	조사에너지(MeV)	빔조사시간(분)	빔전류(nA)
1	3.15×10^{13}	30	5	100
3	9.45×10^{13}	30	15	100
5	1.58×10^{14}	30	25	100
10	3.15×10^{14}	30	50	100

의 신체손상에 영향을 줄 수 있다. 또한 인공위성 본체 구조물도 양성자 충돌손상에 의한 물성 저하 현상이 발생하게 된다(Bedingfield 1996).

5. 실험용 시편 및 실험 과정

실험용 시편은 그림 1b의 인장시험시편과 그림1c의 표면분석 시편을 준비하였다. 인장시험 시편은 길이 27mm 폭 6mm 시험부위 4mm로 제작되었고, 표면분석 시편은 길이 14mm 폭 3mm의 직사각형형태로 제작되었다. 시편 형상과 크기는 싸이클로트론의 빔 크기를 고려하여 설계되었다. 시편제작은 1mm 두께의 알루미늄 박판을 가공하여 만든 JIG형 Template(그림 1a)의 형상을 따라 절단하였다. 각 등가조사량별로 인장 시편은 5개, 표면분석 시편은 3개씩 제작하였다. 등가년수별로 5개 시편 전부가 10mm 범위의 빔 형상 내에 들어가도록 정렬하고, 빔 타겟의 5mm까지 근접 고정시켜 산란오차의 발생을 최대한 억제하였다(그림 1d).

싸이클로트론에 의한 양성자 이온빔 조사시간은 단위시간(sec) 및 단위면적당(cm²) 양성자량으로 산정한 노출등가량(equivalent dose of exposure)으로 결정한다. 노출등가량은 실제 우주에서의 노출시간을 실험시간에 맞도록 조절하기 위하여 전체조사량을 기준으로 산정한 비교조사량이다. 실험시간에 따라 양성자량의 계산은 식 (3)으로 계산 가능하다. 싸이클로트론을 이용한 실험에서 실제 입자량을 계산하는 빔전류의 측정 지점은 빔 타겟 끝이 아닌 시편이나 시편 뒤편의 패러데이 컵(Faraday cup)에서 측정하게 되므로, 공기 중의 전하 충돌이나 산란효과를 감안한 보정 값이 필요하게 된다. 이 연구에서는 30MeV 기준 측정 지점이 1m 떨어진 곳까지의 보정계수는 1로 하고 있으며, 빔 에너지가 낮거나, 거리가 멀어질수록 보정계수 값은 커지게 된다.

$$J = (T_{irrad.} \times A_{beam}) / (C_{proton} \times S) \times f_{corr.} \quad (3)$$

여기서, J 는 조사량(fluence)[particles/cm²], $T_{irrad.}$ 는 양성자 빔 조사시간[sec], A_{beam} 는 빔라인 측정 전류량[Ampere], C_{proton} 는 단일양성자 전하[1.67×10^{-19} Coulomb], S 는 빔 면적[cm²], $f_{corr.}$ 는 보정계수(correction coefficient)이다.

실험에 적용한 30MeV의 에너지는 양성자를 대단히 높은 속도로 가속하므로 공기입자와 충돌확률이 낮아지고, 따라서 공간전하효과의 손실발생 영향을 받지 않는다고 가정한다. 이 실험에서는 JIS Z 8703 표준상온온도($20 \pm 5^\circ\text{C}$)와 습도($65 \pm 20\%$)의 환경조건을 적용하였다. 실제로 폴리이미드는 다른 재료에 비하여 수분흡수율이 높기 때문에 진공에 의한 탈가스(outgassing) 효과로 질량변화가 나타나기도 한다. 그러나 이러한 질량변화는 매우 민감한 실험의 경우를 제외하고는 대기압 상의 실험결과에 미치는 영향이 극히 미미하다고 볼 수 있다. 양성자 이온빔 조사시간은 우주에서의 실제 노출시간을 의미하는 등가노출년수로 산정하여 1년의 경우는 5분, 3년은 15분, 5년은 25분, 10년은

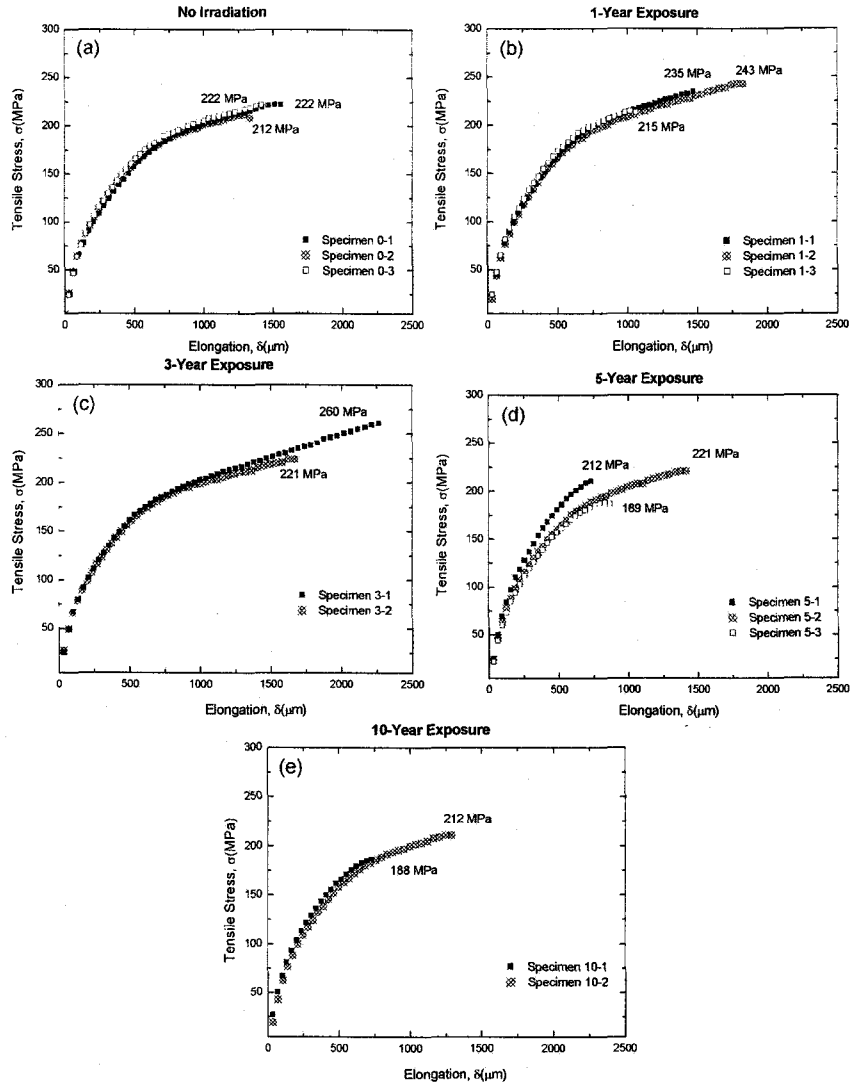


그림 2. 노출년수 별 신장대비 인장응력곡선. (a) 노출 전, (b) 1년, (c) 3년, (d) 5년, (e) 10년

50분으로 정하였다. 표 1은 조건에 따른 양성자 조사량과 조사시간을 보여준다.

조사된 인장시편의 분석은 한국표준과학연구원에서 자체 설계 제작한 50N 마이크로 인장시험시스템을 이용하였다. 인장부하시스템의 최대하중 용량은 70N이고 4.5nm의 변위해상도를 가진다. 하중감지기의 용량은 50N이고 하중 동작편차를 줄이기 위하여 PID(Proportional-plus-Integrate-plus-Derivative) 제어 방식을 적용하였다. 시편은 양끝 평면 척에 접착제로 고정하였다. 육안 시편정렬이 어려워 정면과 윗면에 설치한 두 대의 CCD 카메라 화상을 이용하였다. 실험은 시편 시험부의 완전 파단까지 축 변위와 인장하중을 측정하였다.

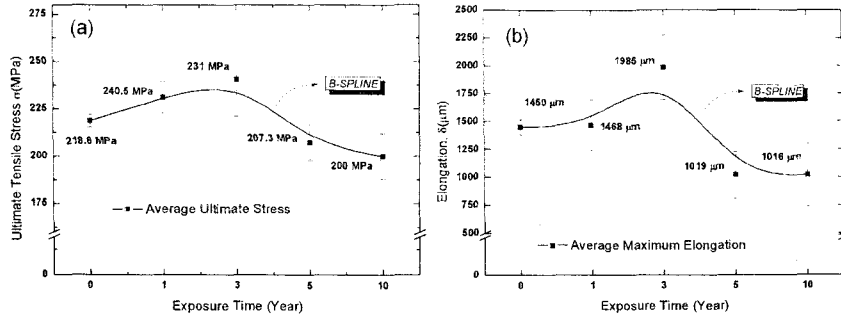


그림 3. (a) 노출시간 대비 평균 최대인장응력, (b) 평균 최대신장

6. 실험결과 및 분석

인장시험을 실시한 5개의 시편 중 시험부를 벗어나 파단된 시편은 평가에서 제외하였다. 인장응력과 축변위에 따른 그래프는 그림 2에 보여주고 있다. 양성자를 조사하지 않은 그림 2a의 경우 각 시편의 곡선이 거의 일치하는 경향을 보이고 있으나, 조사년수가 길어지면서 시편간의 편차가 커지고 있다. 그러나 전체적으로 최초 3년까지의 인장응력은 증가하는 경향을 보이고 있으며 5년 이후부터는 서서히 감소하는 것을 알 수 있다. 이 결과는 그림 3a에서 더욱 명확하게 나타난다.

그림 3은 각 조사년수에 대한 유효시편 결과의 평균값을 나타내고 있는데, 양성자를 조사하지 않은 경우 평균 218.6MPa이며, 그림 2a에 시편별 결과를 보여주고 있다. 1년 등가조사에서는 231MPa로 인장응력이 증가하였으며, 3년 등가조사에서는 최고치인 240.5MPa까지 증가하였다. 그러나 5년 등가조사에서는 207.3MPa로 조사전 보다 응력이 낮아졌고, 10년 등가년수에서는 200MPa로 더욱 낮아졌다.

그림 3b는 각 등가년수별 파단 평균 신장길이(elongation)을 보여주며, 경향은 그림 3a의 최대인장응력 결과와 유사함을 알 수 있다. 여기서 최대인장응력 결과와 비교하여 보면, 5년에서 10년까지의 등가조사년수에서 감소율의 차이가 나타나고 있는데, 인장응력은 계속 감소되고 있으나, 신장길이는 5년 이후에는 거의 변화가 보이지 않는다. 이는 양성자 조사에 의한 결정의 경화가 이미 진행되어 신축성을 잃은 것으로 판단된다. 그림 3a,b에서는 B-Spline 보간법에 의한 물성변화 경향곡선을 나타내었다.

전계 방출형 전자주사현미경(FE-SEM: Field Emission Scanning Electron Microscope)과 원자력 현미경(AFM: Atomic Force Microscope)을 사용하여 결정의 변화와 표면의 손상을 관찰하였다. 그림 4는 전자주사현미경을 이용하여 관찰한 각 조사년수에 따른 인장과 단면의 결정변화 모습이다. Polyimide KAPTON은 탄소, 수소, 산소 그리고 질소가 연결된 방향족 헤테로(aromatic heterocyclic) 고리구조를 가진 전하이동착물(charge transfer complex)이다(이재상 2002). 그러므로 물리적 관점에서 반결정 혹은 비결정성의 탄력성 재료로 관찰된다. 그림 4a는 양성자 조사를 하지 않은 시편의 인장파단면인데 결정성을 찾기가 어렵다. 양성자 조사량이 증가함에 따라 그림 4b와 같이 결정이 점차 나타나며, 등가조사년수 3년에서는 그림 4c와 같이 작은 결정의 연결이 관찰된다. 이 결정은 다시 합쳐져서 결정다발로 성장하고 그림 4d와 같이 5년 등가년수에서는 더 큰 결정으로 성장하게 된다. 10년 등가년수에서는 그림 4e와 같이 결정자체가 손상되어 파손된 모습을 보이고 있다.

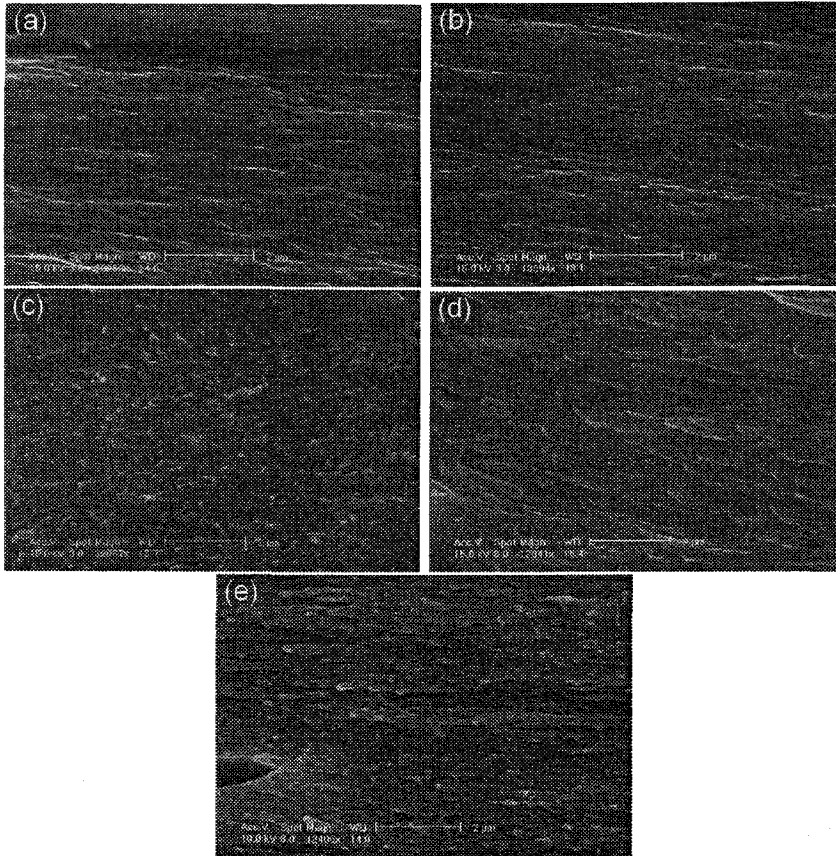


그림 4. FE-SEM를 이용한 인장 파단면의 노출년수에 따른 결정변화 사진. (a) 노출 전, (b) 1년, (c) 3년, (d) 5년, (e) 10년

Wang(1991), Mansur(1993) 등에 따르면 Polyimide류의 조직결합력은 가교반응(cross linking)에 의해서 증가하며 이때 결정성도 증가하게 된다(Kleiman & Tennyson 1998, Grard 1972). 양성자 조사전의 Polyimide KAPTON은 산소기 연결에 의한 단일사슬 비포화결합의 유사 Ether결합을 유지하고 있는데, 양성자가 충돌하게 되면, 먼저 비교적 가볍고 약한 분자결합인 C-H(탄소-수소 결합)기에서 사슬분리가 일어나며, 이어서 C-O(탄소-산소 결합) 및 C=O(탄소-산소 이중결합)기와 같은 무겁고 상대적으로 강한 분자결합으로 사슬분리(chain scission)가 진행되게 된다. 분리된 각 사슬은 안정상태를 유지하기 위하여 C=C(탄소-탄소 이중결합)와 같은 강한 가교반응을 다시 일으키게 되며, 이는 물리적 결정 강도를 증가시키는 원인이 된다. 그러나 계속되는 양성자의 고에너지 전달은 이러한 강한 공유전자 결합도 들뜨게하여 적은 에너지의 전달에서도 쉽게 결합파손이 발생한다. 결과적으로 결정을 구성하는 전체 분자의 원자간 결합력은 전달되는 에너지가 늘어남에 따라 점차 감소하게 된다. 이와 같이 유기재료는 분자나 원자간 결합력 차이가 양성자 충돌에 의한 에너지 전달 현상과 관련되어 물성의 변화가 발생하는 것으로 알려져 있다.

이 연구의 결과에서 양성자 우주환경 이외의 자외선, 복사열, 원자산소 등의 우주환경요소가 미

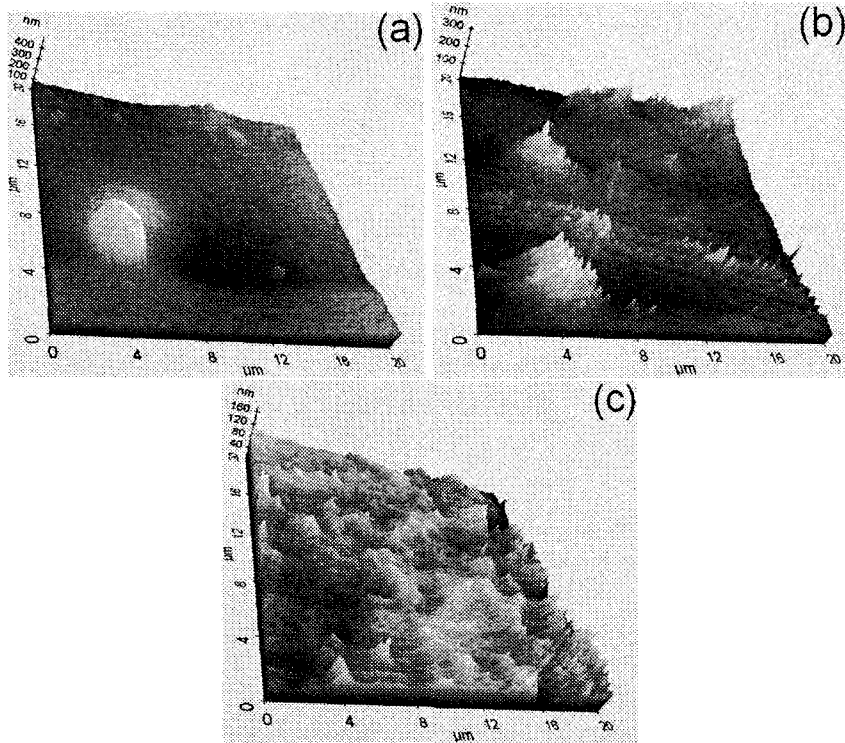


그림 5. AFM을 이용한 ITO 표면의 노출년수에 따른 손상진행 화상. (a) 조사 전, (b) 5년 노출, (c) 10년 노출

치는 시너지 효과를 감안하게 되면 더욱 큰 물성의 변화를 예상할 수 있고, 특히 10년 이후의 장기적인 목적으로 운용될 탐사위성의 경우에는 매우 큰 손상이 진행될 것으로 판단된다. 그러나 최초 3년까지의 양성자조사 영향이 손상이 아니라 오히려 기계적 성능향상으로 나타나는 점도 주요한 분석결과로 판단된다.

실제로 1990년대에 미 항공우주국에서는 허블우주망원경 표면에 장착된 유기 열 조절재료의 파손으로 내부 전자장치의 이상을 감지하였고, 우주왕복선에 의해서 두 차례 우주유영 수리를 한 적이 있다. 우주환경에서 외부 열 조절재료의 파손은 내부 장치의 직접적인 우주환경 노출을 의미하므로 위성설계에서 매우 중요한 부분이라고 할 수 있다.

그림 5는 시편의 제일 위면에 진공증착된 ITO표면에 양성자가 충돌하여 일으킨 손상을 보여주고 있는데, 등가조사년수가 늘어남에 따라 표면손상이 증가함을 알 수 있고, 따라서 내부의 KAPTON 재료도 영향이 점차 커짐을 예측할 수 있다. ITO는 위성체 표면을 이온의 대전에 의한 침식과 산소 원자와의 화학적 반응에서 보호하고 있으므로, 이 층의 파손은 원자산소에 직접적인 노출을 야기하여 양성자에 의한 결정 파손보다 더욱 빠르게 침해가 발생 할 수도 있다.

7. 결 론

양성자는 태양계에 가장 많이 존재하는 입자이다. 현재까지 밝혀진 양성자의 영향은 주로 전자적

인 오류나 손상이 대부분이었으며, 기계적인 강도나 구조물의 물성저하에 대한 연구는 부족하였다. 전자적인 결함은 눈에 띄는 작동이상으로 쉽게 판별이 가능한 반면, 구조적인 물성저하는 여러 정황으로 판단하거나 더 이상 조치가 곤란한 최후단계에서 인지하게 되어 매우 위험한 상황을 불러올 수 있다. 이 연구는 특정한 위성의 성능을 확인하거나 개발을 위한 연구가 아니라, 최악의 양성자 환경에서 나타나는 위성 구조용 부품의 물성 변화 현상을 가정하여 실험하였으며, 최초 노출에서 10년 동안 우주궤도에 노출된 경우의 기계적 강도의 변화를 정량적 해석방법과 육안분석으로 확인하였다. 향후 실험에서는 최악의 상황이 아닌 양성자 모델과 특정 궤도별 양성자 영향 그리고 진공, 자외선 및 복사열 등이 조합된 상황을 지상에서 재현하고 결과를 분석하는 방법을 연구하고, 위성 구조물의 본체를 지지하는 알루미늄 합금재료에 대한 영향을 평가하여 두 재료의 영향 관련성을 연구 할 예정이다.

우주환경에서 위성이나 우주비행체가 영향을 받게 되는 것은 우주선진국의 실제적인 임무 활동 중 이미 많은 관찰에서 나타나고 있다. 본 연구에서는 지상설비를 이용하여 모사한 우주양성자 단일 환경이 우주구조물에 미치는 영향을 연구하였으며, 양성자 조사량에 따라 재료의 물성이 변화함을 확인하였다.

감사의 글: 본 연구는 과학기술부 및 한국과학재단의 지원을 받아 2004년과 2005년도 원자력연구개발사업을 통해 수행되었으며, 당 연구를 위하여 위성용 재료와 관련 자료를 지원하여 주신 한국항공우주연구원 우주시험그룹 여러분에 감사드립니다.

참고문헌

- 김대원, 김동일, 허용학, 양태건, 김용협 2004a, 한국우주과학회보, 13, 106
 김대원, 김동일, 허용학, 양태건, 최석원, 김용협 2004b, 한국항공우주학회 학술논문집, 32, 120
 이재상 2002, 박사학위논문, 성균관대학교
 이창희 1997, 원자력 신소재개발 최종보고서 (대전: 한국원자력연구소), pp.122-128
 Bedingfield, K. L. 1996, in NASA reference publication 1390 (Alabama: NASA), pp.223-224
 Dooling, D. 1999, in NASA Technical Publication (Washington: NASA), pp.21-25
 Gard, R. J. L. 1972, in Proceeding of the 6th ESLAB symposium (Paris: ESA), pp.154-166
 Hasting, D. & Garrett, H. 1996, Spacecraft-Environment Interactions (New York: Cambridge University Press), pp.233-242
 Kleiman, J. H. & Tennyson, R. C. 1998, in Proceeding of International Space Conference ICPMSE-4 (Toronto: ESA,NASA), pp.222-231
 Mansur, L. K. 1993, in Nuclear Instruments and Methods, B74, 326
 Wang, T. Q. 1991, in Nuclear Instruments and Methods, B56, 656