

위성 소형화를 위한 초미세 전기기계시스템(MEMS)의 기술개발 현황

이인택, 김대원, 이호영, 김용협
서울대학교 기계항공공학부

Development Status of Micro Electro-Mechanical Systems (MEMS) Technologies for Miniaturizing Satellites

In-Taek Lee, Dae-Weon Kim, Ho-Young Lee and Yong-Hyup Kim

I. 서론

최초의 인공위성 Sputnik 1호가 1957년 발사됨으로 시작된 우주시대는 50여년이 지난 현재 토성의 위성인 타이탄(Titan)과 화성에 탐사선을 보내 표면을 관찰할 정도로 우주기술이 빠르게 발전하고 있다. 초기의 위성은 단일임무를 목적으로 제작되어 주로 지구의 지형, 대기 및 우주환경을 관측 하였지만, 최근에는 기술이 발전함에 따라 여러 임무를 동시에 수행할 수 있는 다목적 위성이 개발되었다. 과거에는 여러 대의 위성이 수행하던 임무를 한 대의 위성으로 대처할 수 있는 장점은 우주개발 국가들의 관심의 대상이었다. 그러나 임무 탑재체와 관련 부품의 증가는 위성의 중량과 크기를 증가시켰으며, 이로 인한 위성 개발 및 발사 비용을 증가시켰다. 그리고 다량의 고가 장비를 탑재하고 발사된 후 위성에 문제가 발생할 경우 위험 부담이 증가되는 단점을 보였다.

미국을 중심으로 다목적 위성의 위험 부담을 줄이면서 고성능, 다기능 위성에 대한 연구를 시작하였고, 1990년대 NASA에 대한 미국 정부의 예산 삭감과 병행하여 위성에 대한 과학자들의 패러다임은 결국 부품의 집적화 및 소형화를 통한 위성 개발로 모아지게 되었다.

소형위성의 핵심은 기존 위성의 크기와 중량을 줄이면서 성능은 대형위성과 동일한 수준을 갖도록 설계하는 것이다. 이러한 설계 목표를 달성하기 위하여 일부 우주개발선진국에서는 초미세 전기기계시스템(MEMS : Micro Electro-Mechanical Systems)에 대한 연구가 진행되고 있으며, 이를 위성에 장착하

여 그 성능의 우수성을 입증하였다.

본 논문에서는 초미세 전기기계시스템(MEMS) 기술을 이용하여 대체 가능한 부품들과 우주개발선진국들의 기술 개발 현황을 함께 살펴보기로 한다.

II. 본론

2.1 초미세 전기기계시스템의 특성

초미세 전기기계시스템(MEMS) 기술은 IC(Integrated Circuit)를 제작하는 반도체소자 제조공정을 이용하여 마이크로 단위(10^{-3} mm)의 초소형 전기 기계적 구조물, 센서 및 구동기 등을 제작하고 집적화하여 시스템을 구성하는 기술을 말한다. 미세 공정을 이용하면 Fig. 1과 같이 수백 μm 크기의 진드기만한 구조물을 정교하게 가공할 수 있다. 1980년대 중반부터 시작된 MEMS 기술은 실리콘(Silicon)을 주재료로 하여 소형화, 집적화, 저전력화 및 저가의 대량생산이 가능하다는 장점을 가지고 있어 현재 자동차,

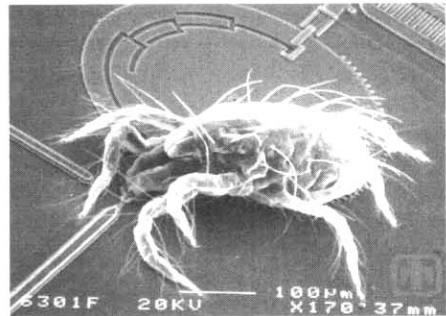


Fig. 1. 마이크로 구조물 위의 진드기

전자, 정보통신 및 생화학 분야에 널리 이용되고 있으며 최근에는 위성의 소형화 추세에 따라 항공우주분야에서도 각광받는 시스템으로 자리잡고 있다. Table 1은 우주용 MEMS 부품들이 우주환경에서 작동할 수 있는 운용환경 기준을 보여주고 있다.

Table 1. 우주용 MEMS 부품의 운용환경 요약표

요구사항	저궤도	지구정지궤도
온도	- 65 ~ +120℃	- 196 ~ +128℃
열주기	6000 cycles/yr	90 cycles/yr
진동/소음	20G RMS 145 dBs	20G RMS 145 dBs
outgassing	< 100 ppm	< 100 ppm
방사선	궤도와 시간에 따라 환산	궤도와 시간에 따라 환산
중력	$10^{-6} \sim 10^{-3}$ G	$10^{-6} \sim 10^{-3}$ G
압력	$10^{-8} \sim 10^{-3}$ Pa	10^{-11} Pa
플라즈마	$0.3 \sim 5 \times 10^5$ particles/cc	0.24 ~ 1.12 particles/cc

2.2 MEMS화 가능한 부품

2.2.1 항법 및 비행 조정장치

(Navigation & Flight Controller)

항법장치는 MEMS 공정 개발 초기에 가장 활발하게 개발된 부품이다. 기존의 항법장치는 자이로 휠(Gyro wheel)을 이용하기 때문에 높은 제작비용이 들고 복잡하며 중량과 부피가 커서 소형 위성에서는 거의 사용이 불가능하였다. 이후 MEMS 기술을 이용한 정전용량식 자이로스코프(electrostatic capacity type gyroscope)가 개발되었다. 이 장치는 정전기적인 힘에 의해 구조물을 특정한 방향으로 진동시킨 상태에서 외부로부터 각속도가 주어지게 되면 진동과 회전 방향의 직각 방향으로 나타나는 Coriolis 힘을 검출하여 각회전의 정도를 측정하는 것이다. 이 때 마이크로 단위의 자이로스코프 구조물에서 발생하는 Coriolis 힘은 미약하기 때문에 이를 해결하기 위해 구조물에서 발생하는 공진을 이용하여 큰 감도를 얻는다. 하지만 공진하면서 발생하는 구조물 주위의 공기 유동과 마찰에 의한 감쇄 현상으로 Q-factor 값이 감소하기 때문에 구조물을 진

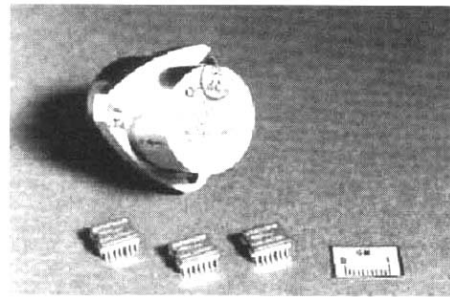
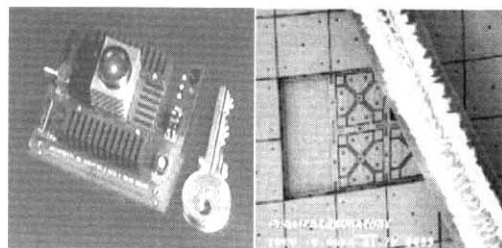


Fig. 2. 기존 기계식 위성용 자이로스코프(위)와 MEMS 자이로스코프(아래)

공 상태에서 작동시켜야 한다. 따라서 이를 위해 고진공 패키징(packaging)이 요구된다. 이렇게 제작된 자이로스코프는 기존의 제품과 비교해 정확성이 높고 전력 사용량이 적으며, 1/50 정도로 부피를 축소시켜 IC칩과 함께 집적화함으로써 위성 구조를 단순화 할 수 있다. 또한 웨이퍼에 의한 대량생산이 가능하여 중량은 1/100, 단가는 1/10 정도로 줄이는 효과를 가져온다. MEMS 기술을 사용한 자이로스코프와 기존의 기계식 위성용 자이로스코프의 크기는 Fig. 2에서 나타난 것과 같이 현저한 차이를 보이고 있다.

2.2.2 광학 영상장치(Optical Image System)

지구 관측 위성에 탑재되는 모듈 중에서 관측에 사용되는 영상용 광학기술은 광섬유(optical fiber)를 이용하는 단계를 벗어나 미세 공정에 의한 반도체 수준의 광학기기가 도입되고 있으며 이와 관련된 공정 신기술이 활발히 개발되고 있다. 기존의 중·대형 위성에서 사용되는 유리 렌즈(glass lens) 지상 관측기는 중량과 제작 용이성에서 위성의 소형화에 적합하지 않은 것으로 판단되었다. 그러나 최근 개발 중인 MEMS형 마



(a) (b)

Fig. 3. (a) 마이크로 카메라 (b) micro mirror와 머리카락

이크로 합성 개구부와 초소형 CCD 카메라 (Fig. 3a)는 집적화를 통해 소형위성에도 고성능 관측기를 탑재 할 수 있는 가능성을 보여주었다. 광신호는 수백만 개의 미세한 MEMS mirror array (Fig. 3b)에 의해 조절되어 높은 해상도를 나타낼 수 있고, 반사경의 정밀한 이동을 위한 구동체는 mirror와 같은 기관 위에 만들어져 정전력, 전자력 및 열 방식 등에 의해 작동된다.

2.2.3 추진장치(Propulsion System)

마이크로 추진장치는 MEMS 공정 기술에 따라 여러 가지 형태로 연구되고 있다. 소형 위성은 반작용 모멘텀 휠이나 기타 장치를 이용하여 자세제어를 하고 있으나, 빠르고 정확한 자세제어를 위해 보조 제어기에 의한 추력 방법을 추가로 이용하고 있다. 그러나 나노급(< 10 kg)이나 피코급(< 1 kg) 위성의 경우 기존 추력장치를 장착할 공간이 부족하고 중량 증가로 인해 현재 추진장치를 적용하지 않고 있다. 이를 극복하기 위하여 개발된 초소형 추력기는 아주 세밀한 추력 조절이 가능하며 중량이나 공간적 배치 면에서 매우 유리하고 전력사용량이 기존 추진장치에 비해 현저히 적다는 장점이 있다. 일반적으로 나노·피코급 위성의 경우 $0.1\sim 10$ mN과 $10\sim 1000$ μ N 용량의 추력이 각각 요구된다. 따라서 Fig. 4와 같이 여러 개의 마이크로 추력기를 정렬하는 방법으로 요구되는 추력을 얻게 한다.

현재 개발 중인 마이크로 추력기로는 정전기장(electrostatic field)을 사용하여 방전된 액체 입자를 가속화함으로써 작동시키는 콜로이드 추력기(colloid thruster)와 강한 전기장에 의해 액체 금속(liquid metal)의 이온화를 유도하고 이러한 이온들을 가속시켜 작동하는 전계방출 전자추진기(FEEP : Field Emission Electric Propulsion)가 있다. 그리고 고전압방전에 의해 테프론(teflon)을 고체에서 기체로 직접 변환하여 빠르고 정확한 제어를 할 수 있는 펄스 플라즈마 추력기(PPT : Pulsed Plasma Thruster)와 방전된 그리드(grid)에 의해 가속된 이온빔을 사용하는 마이크로 이온 추력기(MIT : Micro Ion Thruster) 등이 있다. 그 외에도, 매우 미세한 추력($0.1\sim 100$ μ N)을 만들어내기 위해 laser ablation 기술을 사용한 레이저 플라즈마 추

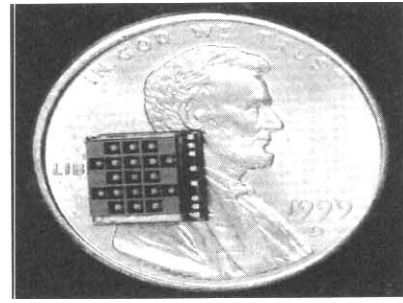


Fig. 4. MEMS thruster array (15 nozzle)

력기(LPT : Laser Plasma Thruster)와 플라즈마 방전하에서 전자장을 가해 추진제(propellant)의 가속을 유도하여 추력을 발생하고 hall effect를 통해 가속 효율을 높여준 홀 효과 추력기(HET : Hall Effect Thruster) 등이 있다.

2.2.4 전력 공급장치(Power Supply System)

소형위성에서 원활한 전력공급은 위성의 임무 성공여부를 좌우할 만큼 중요한 요소이다. 태양전지판은 기존 형태에서도 이미 반도체 공정을 사용하는 다결정 실리콘 및 GaAs (Gallium Arsenide)패널이 일반적으로 사용되고 있다. 그러나 다결정 실리콘은 중량대비 상대적으로 낮은 전력을 생산하므로 소형위성에는 적합하지 않다. 만약 기존의 패널을 사용하여 소형위성에서 요구하는 전력량을 맞추도록 설계된다면 경우에 따라 태양전지판이 위성 본체의 중량보다 더 큰 비중을 차지하는 경우가 발생할 수 있다. 최근 개발된 대표적인 태양전지판은 고분자 계통의 유기물에 MEMS 기술을 이용하여 회로판을 패턴(pattern)함으로써 유

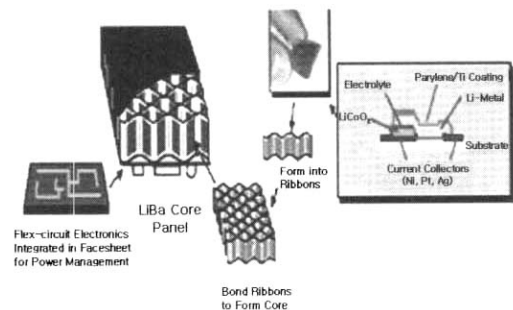


Fig. 5. MEMS 공정에 의해 배터리를 내장한 태양전지판

연성과 중량대비 높은 전력을 얻을 수 있다. 또한, 태양전지판 셀(cell) 내부에 전력을 수용하는 배터리의 제작에도 MEMS 기술이 적용되고 있다(Fig. 5). 하지만 이러한 셀 내부형 배터리는 외부 환경에 직접 노출되고 특히 온도에 민감한 배터리의 특성상 우주의 낮은 온도에서 작동되지 않을 가능성이 있다. 이에 따라 배터리를 열 제어 구조물과 함께 내부 회로의 다기능 구조물 상에 장착하는 방법이 시험되고 있다.

2.2.5 통신장치(Communication System)

인공위성과 지상국의 통신은 무선으로 이루어진다. 데이터 통신은 현재 전 세계적으로 고속화, 광대역화 되어가고 있으나 기존의 PIN diode와 transistor는 수십GHz의 고주파영역으로 갈수록 격리도(isolation)가 낮아지고 삽입손실(insertion loss)이 커지는 문제가 발생한다. 이러한 문제를 해결하기 위해 최근에는 MEMS 공정에 의한 RF (Radio Frequency) 스위치가 크게 각광을 받고 있다. MEMS RF 스위치는 초고주파 영역에서 전력소모가 거의 없고, 높은 격리도와 낮은 삽입손실의 장점을 가지고 있기 때문에 수십 와트(W)의 높은 출력 신호에 대해서도 신호 왜곡이 없다는 장점이 있다. Fig. 6은 Rockwell사에서 개발한 RF switch를 DARPA의 Picosat에 장착한 모습이다. 이 스위치는 250 μm × 250 μm 크기의 마이크로 중계기를 내장하고 있으며 다른 RF 스위치에 비해 삽입손실을 1/10정도로 줄일 수 있다. 스위치는 구동 캐패시터(capacitor)로 가해진 전압에 의해 스위치가 아래로 내려가면서 접지되어 신호가 흐르고 전압을 제거해 주면 스프링 복원 현상에 의

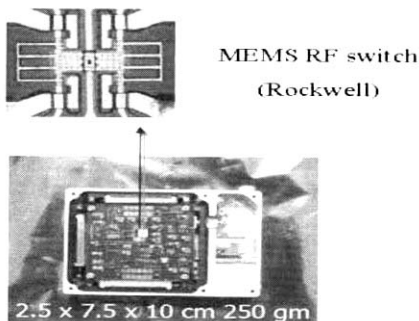


Fig. 6. Picosat에 장착된 MEMS RF switch

해 다시 위로 올라가 신호가 멈추는 원리로 구동된다. 이와 함께 신호 발생과 수신에 필요한 주파수 발생 장치에 대한 MEMS화 연구도 진행 중이다. RF MEMS 소자를 이용한 밀리미터파 통신시스템은 각종 위성 통신기기, 무선통신 기지국, 항공기, 선박용 레이더 및 군용 통신기기 등 여러 분야의 제품에 다양하게 활용될 수 있다.

2.2.6 열 제어장치(Thermal Controller)

위성에 탑재되는 컴퓨터의 성능증가에 따른 전력소모와 열 방출의 증가로 열 제어에 대한 필요성은 더욱 중요해지고 있다. 최근에는 우주환경으로부터 구조물을 보호하는 외벽과 각종 전자장치 및 전기 배선 등을 하나의 구조물에 집적시킨 다기능 구조물(MFS : Multifunctional Structure)에 열 제어(thermal control) 기능을 함께 수행토록 하는 연구가 진행되고 있다. 이는 구조물의 중량 감소 및 제작 비용 절감의 효과를 가져오고 있다. MEMS 공정에 의한 다기능 열 제어 구조물은 기존의 능동적 열 제어 장치인 열 파이프(heat pipe)의 간단한 구조와 높은 신뢰도 등의 장점을 유지하면서 부피 및 mass budget에서도 큰 장점을 가지고 있다. Fig. 7은 미국의 Johns Hopkins 대학에서 제작한 열 제어용 MEMS shutter를 보여준다. MEMS 공정에 의해 제작된 louver array 또는 shutter가 방열기를 덮고 열 발생시 정전기적 구동기의 제어를 통해 열을 분산시켜준다.

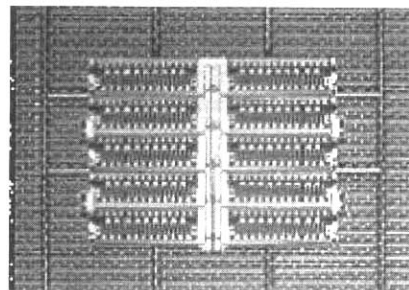


Fig. 7. 열 제어용 MEMS shutter

2.2.7 선외 접속장치(Rendezvous System)

현재 대형위성이나 우주 탐사선의 고장시 우주왕복선으로 접근하여 수리하고 있다. 그러나 이러한 접근 수리방법을 다수의 나

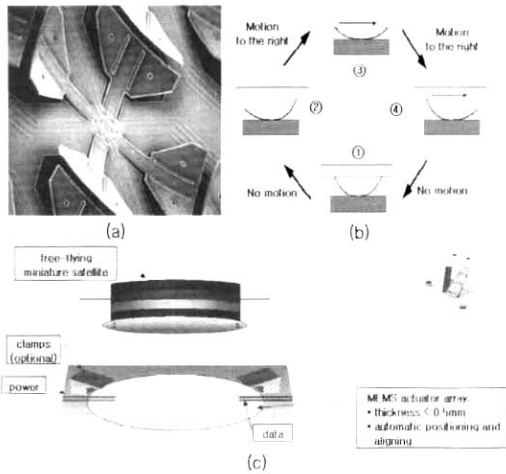


Fig. 8. MEMS 섬모의 (a)형상, (b)작동메카니즘 (c)위성체 도킹 개념도

노급 위성에 적용하는 것은 비용과 효율면에서 적합하지 않다. 이와 관련하여 현재 위성간 접촉에 의한 나노급 위성체의 고장 진단이나 연료 보충 방법이 개발되고 있다. 두개의 위성체가 도킹(docking)을 하기 위해서는 먼저 위성간 접근단계와 접촉단계를 거쳐야 한다. 접근단계에서는 6자유도의 비교적 낮은 정확성이 요구되지만 접촉단계에서는 3자유도의 고정밀도를 요구한다. MEMS 섬모(cilia)를 이용한 접촉장치는 고정밀도를 얻을 수 있는 장점이 있다. 이 접촉장치는 열팽창계수가 높은 polyimide를 윗층에, 열팽창계수가 낮은 polyimide를 아래층에 두고 패턴된 TiW (Titanium Tungsten) 저항을 삽입 후 적층시킨다. 이 때 섬모 (Fig. 8a)의 모양은 십자형태로 패턴하여 접근 위성의 3자유도 이동을 가능케 한다. 섬모가 위성체를 움직이는 메카니즘은 Fig. 8b와 같다. 먼저 섬모에 전류를 흘려주면 TiW 저항에 의해 열이 발생하고 열팽창계수의 차이에 의해 섬모가 아래로 처지게 된다. 이 때 반대편 섬모에도 전류를 흘려주면 같은 현상으로 섬모가 내려가면서 물체는 오른쪽으로 이동하게 된다. 섬모에 가해진 전류를 제거하면 다시 원래의 위치로 이동하며 물체를 이동시킨다. 반대 방향으로도 같은 메커니즘을 통해 이동시킬 수 있다. 이러한 MEMS 섬모 array를 형성하여 도킹하고자 하는 위성체를 원하는 방향으로

정밀하게 이동시킬 수 있다. 도킹된 위성체는 모체 위성간의 자료 전송과 전력을 공급받아 지속적인 임무를 수행할 수 있게 된다.

2.2.8 기타 장치

이 외에도 MEMS 기술은 자력계(magnetometer), 가속도계(accelerometer), 압력계, 적외선 감지계(infrared detector), 우주 환경 감시용 센서 등의 여러 부품 제작에 응용이 가능하다.

2.3 MEMS 기술의 위성 적용 사례

MEMS 기술을 이용한 위성의 개발은 1990년대 후반부터 본격적으로 이루어졌다. 나노·피코위성을 중심으로 MEMS 부품들에 대한 우주환경에서의 성능 시험이 이루어졌으며, 이러한 MEMS 기술이 현재 다수의 위성에 적용되고 있다.

2.3.1 MEMS Picosat (DARPA Picosat)

MEMS Picosat은 DARPA에서 개발한 0.4 kg 중량의 위성으로 Stanford 대학의 OPAL 위성에 의해 MEMS 피코위성 2대가 2000년 1월 26일에 발사되었다. 위성의 내부 계장과 데이터 처리장치는 MEMS 소자를 집적한 MCM (Multi Chip Module) 소켓 형태로 구성되어 있다. 노드 타입의 라디오를 이용한 위성간 통신방법과 Rockwell Science Center에서 제작된 MEMS RF switch array에 대한 특성 연구를 목적으로 하였다. 2대의 피코위성을 광섬유 와이어로 연결시킨 승속 위성(繩束衛星 : tethered satellites) 형태로 위성간 와이어를 이용한 미세 전력으로 통신을 할 수 있다(Fig. 9). 또한 tether는 각각의 위성들을 일정 간격으로 유지시켜줄 뿐 아니라 얇은 gold wire를 내장하여 레이더 장치의 역할도 할 수 있다. 2000년 7월 19일

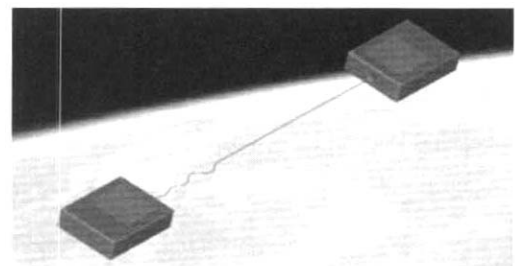


Fig. 9. MEMS 1A & 1B PicoSat

추가로 2대의 피코위성이 발사되어 MEMS 기술의 우주환경 적용 가능성을 입증하였다.

2.3.2 MEPSI

DARPA의 요청으로 NASA의 JPL과 Aerospace Corp.사가 공동 제작하여 2002년 12월 2일 발사한 MEPSI (Micro Electro-mechanical system-based PicoSat Inspector)는 MEMS Picosat과 같이 위성 2대가 와이어에 의해 연결된 승속위성이다. 이 위성은 CubeSat 설계에 기반하여 제작되었으며 우주왕복선 Endeavour호에서 발사되었다. 정육면체 모양의 이 위성은 각각의 중량이 1 kg이고 15.2 m의 tether에 의해 연결되어 있다. MEPSI는 MEMS 압력 변환기 (pressure transducers)를 내장한 냉각가스추력시스템(cold gas propulsion system)을 사용했으며 5개의 추력기를 이용하여 0.1 N의 추력을 발생시켰다. 그 외에도 MEMS 기술로 제작된 RF 스위치, 자이로스코프, 가속도계의 성능 실험을 수행하였다. 3일간의 임무기간 동안 MEPSI는 지상국에 성공적으로 신호를 전송하였다.

2.3.3 SAPPHIRE

SAPPHIRE 위성은 Stanford 대학의 우주시스템 개발 연구실(SSDL : Space Systems Development Lab.)에서 개발하여 2001년 9월 30일 발사한 15 kg 중량의 위성이다. 이 위성은 지구 주위에 작용하는 적외선을 관찰하고 디지털 카메라를 이용한 지구 사진촬영을 목적으로 발사되었다. 이 위성의 적외선 감지 센서는 MEMS 기술을 이용하여 제작되었다. 센서는 적외선에 노출되어 있을 때 센서 내 가스의 가열과 팽창이 일어나고 이로 인한 압력의 변화를 감지함으로써 작동하게 된다. 적외선 센서는 약 1년간의 임무를 성공적으로 수행하였으며 이 위성은 현재까지 위치 추적신호를 지상국에 전송해 오고 있다.

2.3.4 TechSat 21

미 공군연구소(AFRL)에서 2006년 발사를 목표로 하고 있는 100 kg의 TechSat 21은 기존의 단일 대형위성에 의한 감시 시스템을 대체하고 미래의 우주기술에서도 우위를 차지하기 위해 다수의 소형위성군을 이용하는 개념으로 제작되었다. TechSat 21은 3대의 위성이 제작·발사되어 소형위성군(Fig. 10)의 성

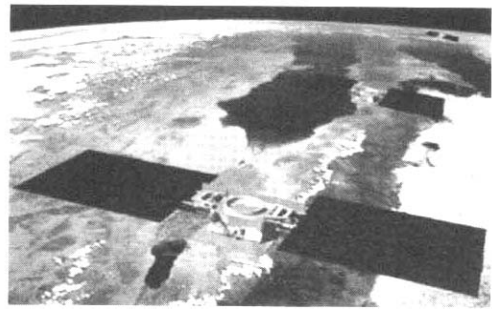


Fig. 10. 소형위성군을 형성하는 TechSat 21

능을 확인할 예정이며 유연성 태양전지판, 별 추적기(Star Tracker), 자이로스코프, 태양 센서 및 지구센서 등에 MEMS 기술을 이용하여 위성부품의 성능 실험을 실시할 예정이다.

2.3.5 Cubesat 2 (PRISM)

일본의 동경 대학에서는 2003년 발사된 CubeSat XI에서의 축적된 기술을 활용하여 5 kg급 위성인 PRISM의 제작에 착수했다. 2005년과 2006년 사이에 발사 예정인 PRISM은 기업체가 아닌 순수 대학생들이 제작하여 발사하는 원격감지(remote sensing) 위성이라는 차원에서 그 의의가 높다. 16 cm × 16 cm × 20 cm 크기의 이 위성은 Cubesat XI의 버스(bus) 성능을 더욱 향상시켰다. 또한 초소형위성으로 고해상도 영상을 구현하고자 optical MEMS 기술을 이용한 micro mirror lens를 제작하고 Fig. 11과 같이 확장기구를 통해 렌즈를 본체에서 분리시켜 10 m 지향의 높은 해상도를 구현할 수 있다.

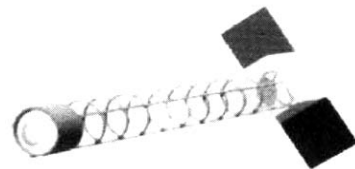


Fig. 11. Cubesat 2 (PRISM) 위성

2.3.6 Science Technology 5 (ST 5)

ST 5(Fig. 12)는 NASA에서 추진 중인 NMP (New Millenium Program)의 일환으로 태양과 지구간 자기영향의 관계 파악

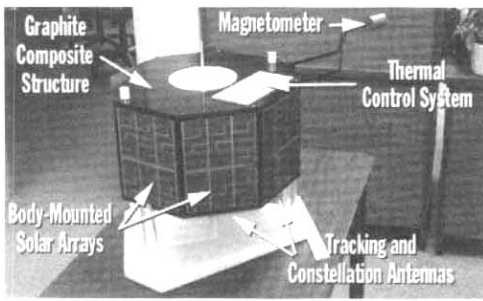


Fig. 12. Science Technology 5 위성

과 여러 가지 위성 신기술 실험을 위해 2005년 발사 예정이다. 새로운 형태의 마이크로 전자장치를 통해 기존 위성 대비 약 20배의 전력소모를 줄일 수 있으며, 다기능 구조물의 근간이 되는 유연성 케이블을 이용하여 1000개의 연결자(connection)를 1 kg의 중량으로 제작하였다. 이러한 다기능 구조물의 연결자와 회로를 만들기 위해 MEMS 기술이 사용되었고, 위성의 열 제어를 위해 MEMS shutter를 장착하였다. Shutter는 위성의 태양 노출 및 내부전자기에 의해 열 발생시 정전력 구동기로부터 전력을 공급받아 마이크로 열 파이프를 통해 열을 방출시킨다. 그 외에도 MEMS chip을 이용한 위성의 정밀 고도 제어를 수행할 예정이다. 이 위성에서 사용되는 고도 제어 시스템은 기존의 위성에서 전력을 8.5배, 질량을 2배 이상 줄일 수 있다.

2.3.7 기타 MEMS 기술 적용 위성

그 외에도 미 공군의 50 kg급 Falconsat-3는 안정된 위성 제어를 위해 마이크로 추력 자세제어 시스템(MPACS : Micro-Propulsion Attitude Control System)을 개발하여 테플론(teflon)을 연료로 사용하는 펄스 플라즈마 추력기를 장착하고 2006년 발사될 예정이며, 미 해군에서 제작한 80 kg급 NPsat도 마이크로 자이로스코프를 장착하여 2006년 발사될 예정이다.

2.4 각국의 MEMS 기술 개발 현황

2.4.1 미국

미국은 1980년대 초반부터 Berkeley 대학의 마이크로 구조물 제작을 시작으로 MEMS 기술을 축적해 왔다. 일찍이 위성 소형화 해결안의 방법 중 하나로 MEMS 기술

을 발전시켜 현재 DARPA와 NASA의 JPL을 중심으로 위성 적용 기술에 대한 연구를 활발히 수행중이며, 이미 몇몇 위성을 통해서 MEMS 기술의 우수성을 입증하였다. NASA는 JPL 산하에 MEMS Technology Group을 두어 마이크로 추력기, 광학 가스 센서, 마이크로 밸브, 자이로 및 자기장 쌍극자(magnetic dipole)를 이용한 하중 감지기(force detector) 등의 부품들을 연구하고 있다. 또한 DARPA는 MEMS Program 하에 MEMS 부품 개발을 위해 다수의 대학과 연구소에 연구비를 지원하고 있으며, 광학장치를 이용한 고화질 영상 카메라, RF 스위치, 각종 센서와 구동기 등의 자체 개발에도 힘쓰고 있다. 대학을 중심으로 한 위성용 MEMS 부품 연구 또한 활발히 진행되고 있는데 Johns Hopkins 대학의 Applied Physics Lab.에서는 MEMS shutter를 이용한 마이크로 추력기와 평면 플라즈마 분광기(flat plasma spectrometer)를 개발 중에 있으며, Stanford 대학의 SSDL과 마이크로 구조물·센서 연구실(MSSL : Micro Structure and Sensor Lab.)이 서로 연계하여 나노급 위성의 MEMS 부품 개발을 수행하고 있다. 이 외에도 여러 대학의 연구소 및 기관이 정부의 연구기금을 바탕으로 Cubesat 프로젝트에 참여하여 위성의 소형화를 선도하고 있다.

2.4.2 기타 국가

현재 유럽과 일본 등에서도 MEMS 기술의 위성분야 적용에 대한 관심이 증대되고 있는 가운데 유럽우주국(ESA : European Space Agency)은 NASA와 함께 2000년 말부터 허블망원경의 뒤를 이을 차세대 우주망원경 프로젝트로 micro shutter array를 장착한 근적외선 다목적 분광 스펙트럼 망원경(near infrared multi-object dispersive spectrograph)을 개발 중에 있다. 또한 프랑스의 국립우주연구센터(CNES : Centre National d'Etudes Spatiales)를 중심으로 2003년 single axis MEMS 자이로스코프의 개발 및 우주환경 실험을 실시하였고, 이 외에도 수성, 금성 화성탐사 계획에 마이크로 추력 시스템 및 Lab-on-a-chip과 같은 MEMS 기술을 이용한 부품 사용을 계획하는 등 ESA의 MEMS 관련 연구는 점차 활발해 지고 있다.

일본은 주로 대학을 중심으로 MEMS 기

술을 이용한 위성부품의 개발이 진행되고 있다. 도쿄 대학에서는 Cubesat 2 (PRISM)에 MEMS 광학장치를 이용하여 카메라의 해상도를 향상시키는 연구를 수행하고 있다.

그 외 국가로는 캐나다가 RF 스위치를 이용한 위성간 통신과 optical MEMS mirror를 이용하여 위성간 거리 측정 및 영상장치 성능을 향상시키려는 움직임을 보이고 있다.

2.4.3 국내 현황

국내에서 MEMS 적용 소형위성에 대한 연구는 현재 시작단계에 있다. 여러 대학 및 기업체에서 MEMS에 대한 연구를 진행 중에 있으나 우주분야와 연계한 연구 및 적용은 아직 미흡한 편이다. 현재 국내의 위성 개발 기관으로는 중대형 위성을 제작하는 항공우주연구원, 소형위성 중심의 SaTRec i와 나노·피코급 위성 중심의 한국항공대학교 등이 있다. 한국과학기술원에서는 나노·피코급 위성에 사용될 수 있는 마이크로 연소기(micro-combustor)에 대한 연구를 수행하고 있다. 한국항공대학교에서는 25 kg급 HAUSAT-2를 개발 중에 있으나 MEMS 기술로 제작된 부품의 성능시험은 계획되어 있지 않으며, 우주 중장기 계획의 일환으로 2007년과 2009년 개발에 착수할 과학기술위성 4호, 5호(STSAT-4, 5)에서 우주환경 센서와 나노급 위성 기술에 대한 연구를 계획 중에 있으나 MEMS 기술의 적용 여부는 아직 불명확하다.

III. 결 론

위성에 대한 패러다임 변화로 소형위성의 개발 및 수요가 세계적으로 증가하고 있다. 초미세 전기기계시스템(MEMS) 기술의 위성 분야 적용은 위성의 소형화를 앞당기는 동시에, 위성의 집적화, 단순화, 저전력화, 대량생산 및 개발 비용 절감을 가능케 할 것이다. 이는 기술적 측면에서 소형위성에 대한 기술 선진국 대열로의 진입과, 산업적 측면에서도 향후 소형위성의 수요 증가로 인한 시장 경쟁에서 우위를 차지하는데 도움을 줄 것으로 기대된다. 2005년 국내 기술에 의해 개발된 소형위성 발사체인 KSLV-1에 의해 과학기술위성 2호(STSAT-2)가 외나로 도에서 발사될 예정이다. 2015년 세계 10대

우주 국가로의 진입을 목표로 하고 있는 현 시점에서 IT분야의 MEMS 기술과 ST분야의 소형위성 기술의 접목을 통해 국가의 기술 경쟁력을 더욱 키워 나갈 수 있을 것으로 기대된다.

후 기

본 연구는 2003년 과학기술부 특정연구개발사업 (M1-0336-00-0001)의 지원에 의해 수행된 연구의 일부이며, 이에 연구비를 지원해 주신 관계자 여러분께 감사드립니다.

참고문헌

- 1) 김대원, 이호영, 김용협, "위성 다기능 구조물 기술의 개발 현황", 한국항공우주학회지, 제 32권 제3호, 2004, pp.111-123.
- 2) 장영근, "소형위성 기술 연구개발 동향과 전망", 한국항공우주학회지, 제31권 제6호, 2003, pp.118-132.
- 3) Helvajian, H., "Microengineering Aerospace Systems", The Aerospace Press, El Segundo, California, 1999.
- 4) Jilla, C. D. and Miller, D. W., "Satellite Design : Past, Present and Future," *International Journal of Small Satellite Engineering*, 12 Feb. 1997.
- 5) 좌성훈, 김운배, 최민석, 김종석, 송기무, "MEMS 자이로스코프 센서의 파괴 인자에 관한 연구", 마이크로전자 및 패키징학회지 제10권 제3호, 2003, pp.57-65.
- 6) Borrien, A. and Pont, G., "Micro-sensors and micro-actuators for space system," *4th round table on micro/nano technologies for space*, May 20-22, 2003.
- 7) Kitts, C. A., "A Small/Micro-/Pico-Satellite Program for Investigating Thunderstorm-Related Atmospheric Phenomena," *Proceedings of the 12th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Logan, Utah, August 31 - September 3, 1998. SSC00-IX-5.
- 8) Pranajaya, F., Garicia-Sacristan, C., Kitts, C. A., Culter, J., Palmintier, B. and Swartwout, M. "Micro- and Nanotechnology Applications at Stanford University", *Proceedings of the 2nd*

International Conference on Integrated Micro-Nanotechnology for Space Applications: Enabling Technologies for New Space Systems, Pasadena, CA, April 11-15, 1999.

9) Peter, Y. A., Carr, E., Mansell, J. and Solgaard, O., "Optical MEMS for Adaptive Optics Applications", *201st Meeting of the Electrochemical Society, First International Symposium on Integrated Optoelectronics, Philadelphia, PA, May 12-17, 2002.*

10) JHU Applied Physics Lab., "MEMS Shutters for Spacecraft Thermal Control" http://www.jhuapl.edu/programs/rtdc/MEMS_Microsystems/MEMS_Shutters.html.

11) Space Technology 5, NASA, <http://nmp.jpl.nasa.gov/st5/TECHNOLOGY/enabling.html>

12) 나카스카 신이치, "대학에 의한 소형 위성 연구에 대한 대처", 제 18회 일본 우주개발 이용전문조사회의, 2004. <http://www.aric.or.kr>.

13) Terry, M., Reiter, J., Böhringer, K. F., Suh, J. W. and Kovacs, G. T. A., "A docking system for microsatellite based on MEMS actuator arrays", *Smart Materials and Structure*, Vol 10. 2001, pp.1176-1184.

14) Das, A. and Cobb, R., "TechSat 21 - Space Missions Using Collaborating Constellations of Satellites", *12th AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 1998. SSC98-VI-1.