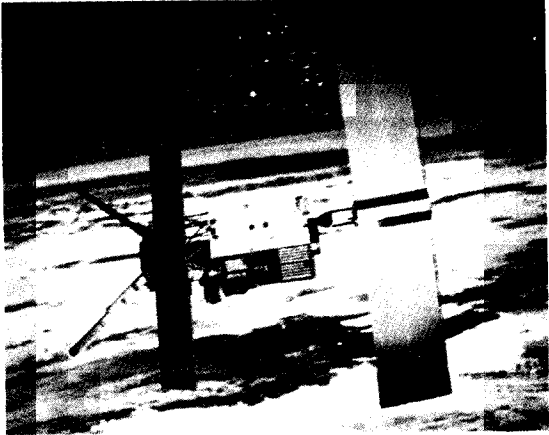


우주기능재료



김정근
(한국기술교육대학)

- '68 - '72 홍익대학교 금속과 (학사)
- '75 - '77 홍익대학교 금속과 (석사)
- '80 - '84 부산대학교 대학원 금속과 (박사)
- '78 - '92 창원기능대학교 금속과 교수
- '92 - 현재 한국기술교육대 산업기계과 부교수



1. 머릿말

인공위성과 로켓의 성능이 고도화되어감에 따라, 이에 적용되는 기능재료의 진보도 급속히 진전되고 있다. 예를 들어보면, 우주선 중에서도 고도의 자율성이 요구되는 우주 로봇은 향후 인간이 우주활동을 하는 데 주요한 기기라 생각되는 바, 이를 실현하기 위해서는 우주작업기술, 근접작업기술, 자유화기술 및 인간과 로봇의 적용기술 등에서 기능재료의 역할은 매우 크다.

현재까지 사용되었거나 사용할 가능성이 높은 분야로서, 기능재료의 종류는 반도체 부품 및 반도체재료, 금속재료, 세라믹재료 및 유기 및 무기 복합재료 등으로 대별할 수 있다.

이 중에서 기능성을 갖는 대표적인 금속재료는 형상기억합금으로, 일방향 또는 이방향의 기억을 이용한 것이 있다. 형상기억성능은 반도체소자와



김창주
(KIMM 재료기술연구부)

- '67 - '71 성균관대학교 금속과 (학사)
- '73 - '76 서울기계공고 교사
- '76 - '78 연세대학교 산업대학원 재료과 (석사)
- '78 - '79 포항제철 기술연구소 주임연구원
- '82 - '86 부산대학교 대학원 금속과 (박사)
- '79 - 현재 한국기계연구원 책임연구원

는 달리, 우주선의 영향을 받지않는 점이 특징으로, 높은 신뢰성이 요구되는 부분인 액츄레이터로서 이용이 기대된다. 이 점에 있어서, 그 간에 사용되어왔던 바이메탈은 위성의 온도제어계 소자로서 많은 실적이 있으며, 온도조절장치는 대표적인 예이다. 그러나 최근에는 이것이 전자식으로 대체되는 경향이 많아지고 있다.

자기 비틀림장치도 기능성재료로서 대체되고 있으며, 가동부가 아닌 곳에 적용되는 것이 바이메탈과 다르다. 이는 제어신호에 의해 코일에 전류를 흘리면 그 발생자장과 지구자장과 상호작용에 의해 위성의 자세제어에 사용하는 것으로, 코일이 단선되는 것과 같은 고장이 없으므로 신뢰도가 높은 자세제어기기이지만 자기가 약한 환경에서는 근본적으로 사용이 불가능하다.

열파이프는 대형 위성의 열제어에 많이 사용되는 기기로서, 탑재기기의 대형화에 따른 높은 방열이 요구되는 경우에는 이의 사용이 불가피하다. 그 사용온도 범위는 현재의 수준으로는 탑재기기의 온도를 상온 정도로 유지해야되는 경우가 많으므로 암모니아나 메틸알콜이 냉각유체로서 사용된다. 금속 나트륨 등을 사용한 고온 열파이프의 적용도 최근에 나타나고 있다.

2. 형상기억합금

형상기억기능을 가지므로, 굽히거나 늘이는 등, 어느 정도의 변형을 주어도, 가열시키면 기억하고 있던 본래의 형상으로 되돌아오는 특성을 갖는 합금을 말한다.

형상기억기능을 갖는 합금은 1950년 대에 미국 일리노이 대학에서 발견되었으나, 특수한 금속인 금(Au)-카드미움(Cd) 합금이나 단결정의 경우에만 나타나는 기능으로 인식되어 실용적인 관점에서는 주목받지 못하였다.

그러나 1963년 미국해군연구소에서 합선용 구조재료의 개발 중에 우연히 발견된 Ti-Ni 합금의 현저한 형상기억효과가 발표되어, 다결정에서도

형상기억기능이 가능함을 알게 되 세계적인 관심분야로 부상하게 되었다.

그 후, 이 분야에 관한 연구가 활발하게 진행되어 그 기구나 재료특성이 규명되어, 가전제품에 적용을 시작으로 응용제품인 자동차, 의료기기 및 우주기기에 까지 이용이 확대 중에 있다. 따라서 본문에서는 형상기억의 기구, 종류와 특성에 대한 실용적 대상을 소개하고 우주기기에의 이용에 대해 서술코자 한다.

2.1 형상기억합금의 기구

형상기억효과는 열탄성형 마르텐사이트 변태에 부수적으로 일어나는 현상으로, 이는 일반적으로 알려진 철강을 소입시켰을 때에 나타나는 높은 경도의 마르텐사이트 변태와는 다르다. 마르텐사이트 변태는 고상 중에서의 구조상변태의 일종으로, 원자가 전체적으로 연속적인 구속을 유지하면서 전단변형적으로 일어나는 상변태이다. 어떤 온도를 경계로 하여 결정구조가 변하나, 고온 측의 상을 모상 또는 오스테나이트 상으로 하고 저온 측의 상을 마르텐사이트 상이라 부른다. 체심입방구조의 규칙배열상인 모상상태에 어떤 형상기억합금을 냉각하여 변태온도 이하로 내리면 마르텐사이트 변태를 일으켜서, 대칭성이 낮은 마르텐사이트 상이 된다. 이 상태에서 외부로부터 힘이 가해지면 시각적으로 소성변형이 일어나서 하중을 제거 후에도 변형이 남게된다. 이런 변형은 슬립에 의한 것이 아니고 마르텐사이트 상으로부터 변형 마르텐사이트 상으로 이행하는 일종의 쌍정 변형이다. 따라서 변형이 진행되어도 원자의 결합 모양은 변형 전의 상태를 유지한다. 이렇게 변형 마르텐사이트 상의 어떤 형상기억합금을 변태온도 이상으로 하면, 역변태하여 모상으로 되돌아가나 원자간의 관계는 일반적으로 변하지 않고 원자의 방향만 변하므로 모상으로 회복시에 결정 전체도 본래대로 되돌아 와서 변형이 해소된다. 냉각시와 가열시에는 변태온도의 히스테리시스에 의한 차이가 있으며, 일반 형상기억합금에서는 모

상으로의 역변태가 종료하는 온도와 마르텐사이트 변태온도와의 차이는 30~50℃가 된다.

2.2 형상기억합금의 종류와 사용예

형상기억효과가 확인된 합금은 AuCd, AgCd를 시작으로 10 종류 이상에 이른다. 그러나 실용화되고 있는 것은 Ti-Ni 합금과 Cu-Al-Zn 합금이며, 그 외의 합금은 열처리시에 입계균열이 일어나거나 단결정이 아니면 사용이 어려운 문제점이 있어 실용화되지 못하고 있다. 실용화된 Ti-Ni 합금과 Cu-Al-Zn 합금의 성질을 비교해 보면 표 1 과 같이, 비열은 Cu-Al-Zn 합금 쪽이 작아서 응답성이 좋음을 알 수 있다. 그리고 형상회복량-최대회복량을 보면, Ti-Ni 합금이 큰 발생력을 필요로 하는 경우에 적합하고, Cu-Al-Zn 합금은 결정입계에서 균열발생이 쉬우므로 반복횟수가 많은 경우에 사용이 부적합하다. Ti-Ni 합금은 비저항이 크므로 통전방식에 의한 자기발열을 이용할 수 있는 장점이 있다.

현재에는 신뢰성이 요구되는 장소로서 반복수가 많은 경우에는 Ti-Ni 합금이 적용되며, 반복수가

적은 경우에는 Cu-Al-Zn 합금의 적용이 가격적으로 유리하다. 그리고 형상기억합금을 사용하는 경우에는 가열에 의해 형상이 복원할 때 생기는 힘과 변형량을 이용하는 일방향성(一方向性)과 가열시와 냉각시에 어떤 하중 및 일정 변형량을 왕복적으로 이용하는 이방향성(二方向性)의 두 종류가 있다. 일방향성을 이용하는 예로서는 밸브나 마개의 개폐, 통전식 액추에이터, 엔진 등과 같이 응용범위가 넓다. 형상기억합금을 이방향성 소자로서 사용하는 경우나 고온일 때와 저온일 때의 형상을 기억시킨 이방향성 형상기억합금을 이용하는 방법도 있지만, 형상변화의 제어가 어렵고 저온시에 발생력이 약해서 실용화의 예는 많지가 않다. 따라서 형상기억합금과 보통의 바이어스 스프링을 조합하여 이용하는 예도 있다.

그림 1은 형상기억합금 스프링과 바이어스 스프링을 이용하는 경우에 하중 - 굽힘성의 선도이다. 바이어스 스프링의 하중 - 굽힘성의 나타내는 선이 형상기억합금 스프링과 교차하는 A 및 B 점 내측에서 사용이 가능하며, 유효발생력은 굽힘시에 발생하는 힘과의 차이가 된다. 형상기억합금의 하중 - 굽힘성 선도는 비선형이므로 스프링 정수가 변화한다. 기억처리 조건이나 사용온도에 따라서도 스프링 정수는 변화하므로 설계시에는 충분한 고려가 있어야 한다.

표 1. Ti-Ni 합금과 Cu-Al-Zn 합금의 비교

(물리적 성질)

	Ti-Ni 합금	Cu-Al-Zn 합금
밀도	6.5 g · cm ⁻³	8.2 g · cm ⁻³
용점	1,240 ~ 1,310 ℃	960 ℃
비열	6 ~ 8 cal · mol ⁻¹ · ℃ ⁻¹	0.1 cal · mol ⁻¹ · ℃ ⁻¹
비저항	50 ~ 110 vΩ · cm	7.8 vΩ · cm

(기계적 성질)

	Ti-Ni 합금	Cu-Al-Zn 합금
인장강도	80~200 kg/mm ²	50 kg/mm ²
연신율	60 % (M)	20 % (M)
변태온도	- 50 ~ 60 ℃	- 100 ~ 80 ℃
형상회복량	7 ~ 8 %	2 %
최대회복량	60 kg/mm ²	7 kg/mm ²
히스테리시스	20 ~ 2 ℃	6 ℃

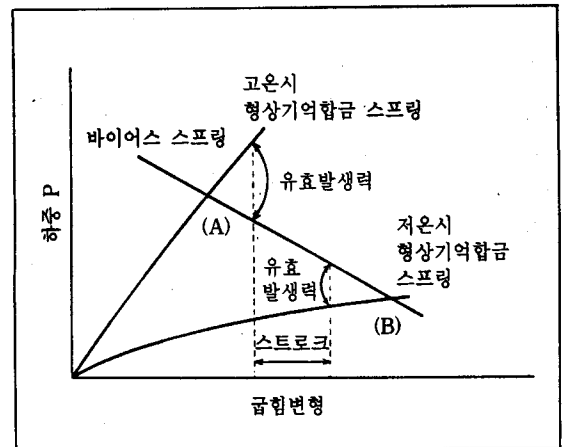


그림1. 바이어스 스프링을 사용하는 경우에 하중 - 굽힘변형선도

2.3 형상기억합금을 우주기기에의 이용

형상기억합금을 우주기기에 이용함에 있어서 최대의 잇점은 소형이며 신뢰도가 높은 액추레이터를 얻을 수 있는 점이다. 우주기기에 있어서는 Ti-Ni 합금재 액추레이터가 대상이되는 것은 Ti와 Ni이 초고진공, 무중력에 가까운 특수한 환경에서 사용실적이 있는 금속재료로서 별 문제가 없다는 점이다.

우주공간에 노출되는 경우는 형상기억효과가 우주선의 영향을 받을 염려가 있을 수 있으나, 기능상 거의 문제가 없다는 연구보고가 있다. Ti-Ni 합금 판스프링에 바이어스 스프링판을 조합시켜 형상기억합금의 변태점과 환경온도 조건을 이용하여 바이메탈과 함께 사용하는 예로서 방열제어용 루퍼가 있으며, 최근에 시제품으로 개발된 것을 보면, 종래의 서멀루퍼의 특성에 가까운 정도에 이르고 있다.

Ti-Ni 합금의 코일 스프링과 바이어스 스프링으로써 만들어지는 액추레이터 자체를 변태점 이하로 온도제한 상태에서 액추레이터를 가열하여 기능을 부여한 예로서는, 태양전지의 액추레이터가 있다. 이는 태양광 복사압을 이용하여 위성의

자세를 제어하기 위해 신축 또는 개폐하는 박판을 말한다. 그림 2는 일본에서 개발 중인 기술시험위성의 VI형 탑재용 실험기기이다. 향후 우주용 로켓에 응용하기 위한 각종의 액추레이터가 개발될 것으로 보며, 실용화를 위해서는 다양한 데이터를 필요로하게 될 것이다.

3. 바이메탈

인공위성이 궤도상에서 처해지는 열환경은 아주 가혹하다. 즉, 절대영도에 가까운 우주공간에 의해 방사냉각되는가 하면, 강한 태양광 조사를 받는 등, 지구를 도는 궤도에서는 주기적으로 격심한 온도 싸이클을 받게 된다. 이러한 열환경 하임에도 불구하고 탑재된 전자기기를 궤도상에서 급격한 변화에 대처하여 온도를 제어하는 방법을 능동적 열제어방식이라 하고, 이에 쓰이는 하드웍을 능동형 열제어소자라 부르며, 바이메탈은 능동형 열제어소자로서 중요한 역할을 한다. 여기서는 바이메탈을 이용한 대표적인 열제어소자로서 서모스타트와 서멀루퍼에 대해 우주기능재료로서 소개코자 한다.

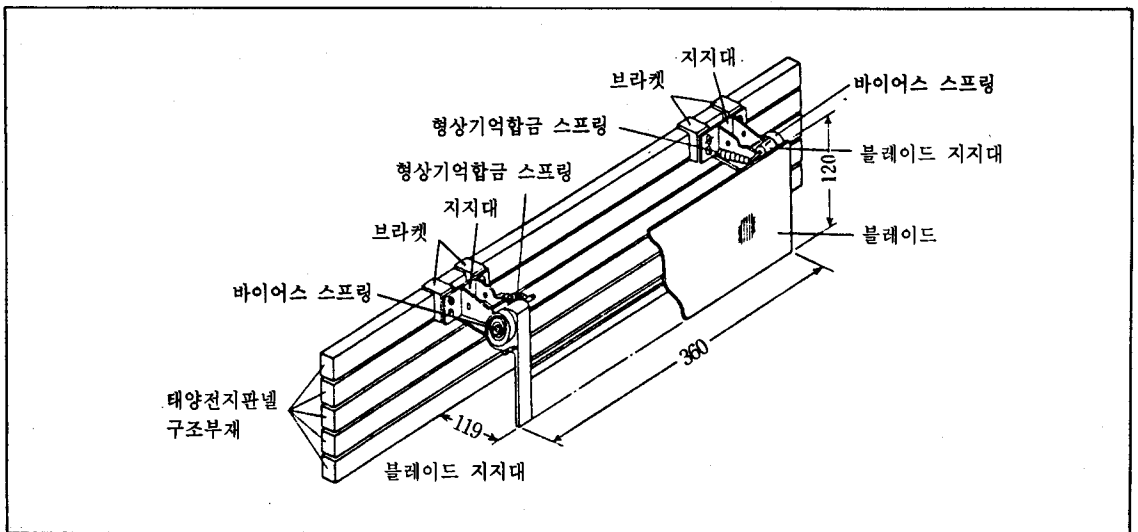


그림2 태양전지용 형상기억합금 액추레이터의 예

3.1 서머스타트

바이메탈의 열변형을 스위치의 개폐에 이용한 것이 서모스타트로서, 가장 간단한 사용방법이다. 일반적으로는 히터와 조합하여 사용하는 경우가 흔하나, 그림 3은 미국에서 우주용으로 널리 사용하는 소형경량이면서 신뢰성이 높은 서머스타트의 한 예이다. 본체는 우주공간에서 사용시 견디도록 하기 위하여 외부는 밀폐된 구조이며, 내부는 드라이 가스가 봉입되어 있으며, 중요한 성능 제원은 다음과 같다.

- 설정온도범위; - 34 ~ 177℃ (정밀도 2 ~ 3℃)
- 환경온도범위; - 54 ~ 177℃
- 접촉전기저항; 50 m Ω
- 중량 ; 5.5 kg

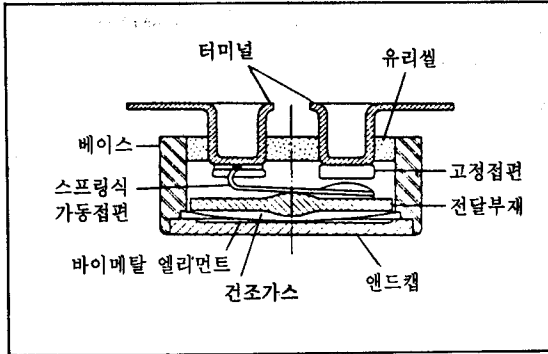


그림 3. 우주용 서머스타트의 예

개폐 온도차는 5~20℃의 범위에서 선택이 가능하다. 사용환경으로서 충격, 진동 및 열충격을 고려하고 있으므로 우주기에 사용하는 데에는 문제가 없는 것으로 알려져 있다. 중요한 것은 서모스타트의 고장에 대한 신뢰도이다. 서모스타트의 수명은 일반적으로 개폐 횟수이나, 설정된 전압과 전류와 함께 규정되어 있다. 개폐의 횟수는 히터 전력이나 서모스타트의 설정온도, 히터와 서모스타트의 위치관계, 개폐 온도차와 밀접한 관계가

있다. 그러므로 이런 조건들이 적절하지 못하면 예상 밖으로 개폐를 반복하여 수명을 단축한다. 따라서 높은 신뢰성을 요구하는 경우에는 단락고장, 개폐고장을 고려하여, 복수의 서모스타트를 병렬, 직렬로 접속하는 방법을 사용한다. 최근에는 인공위성의 수명이 길어짐에 따라 신뢰성의 관점에서 바이메탈을 사용한 기계식 서모스타트는 서서히 퇴조할 것이며, 서미스터를 사용한 전자식 서모스타트가 주류를 이룰 것으로 본다.

3.2 서멀루퍼

서멀루퍼는 방열면이 되는 인공위성구조체 외피에 붙어있어서 온도에 반응하는 판인 열적반사판을 개폐하여 외피로부터 방사 에너지를 제어하여 위성의 온도제어를 수행하는 능동형 열제어소자이다. 루퍼의 특징은 기구적으로 간단하므로 경량이며, 신뢰성이 높다. 또한, 전력을 필요로 하지 않으므로 파이오니어, 님버스 및 보이저 등의 인공위성과 우주탐사선에 쓰이고 있다. 그림 4는 일본 기술시험위성 III형(ETS-III)에 탑재되어 온도제어 실험에 사용되는 서멀루퍼이다. 바이메탈은 서멀루퍼의 가장 중요한 부분으로서 회전기구부에 있어서 온도를 제어하는 전자기기의 온도감지 및 액츄레이터로서 블레이드를 회전시킨다. 스파이럴상으로 감겨진 바이메탈은 온도에 따라 회전력을 일으켜 베어링과 습동부에 가해진 충격회전력으로 블레이드를 소정의 열림각까지 움직이게 한다.

설계에 따라 바이메탈의 두께, 폭, 길이 및 스파이럴 코일 권수 등이 마찰토크, 블레이드의 열림/열림 온도차, 설정온도 범위 및 동작온도 범위에 따라 결정된다.

한편, ETS-III은 다음과 같은 제원을 갖는다.

- 블레이드 완전열림온도 ; 5℃(정밀도 2~3℃),
- 완전열림시 방사율 ; 0.02
- 블레이드 완전닫힘온도 ; 20℃
- 완전닫힘시 방사율 ; 0.75

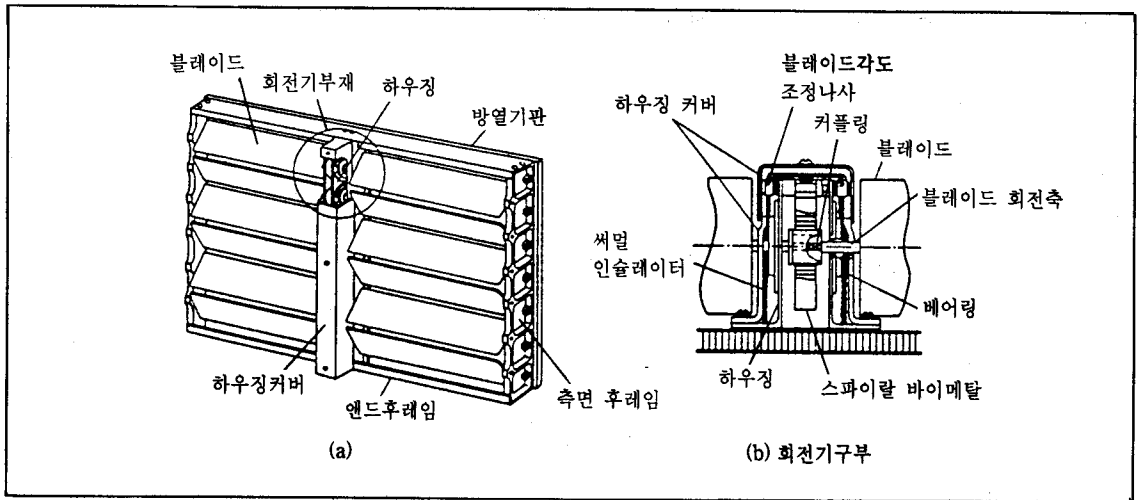


그림 4. 서멀루퍼의 예

이상에서 보면 15°C의 온도변화로써 90°의 회전이 가능하다. 따라서 서멀루퍼의 방사능력은 블레이드의 열림각에 의해 결정되므로 바이메탈의 온도와 열림각의 관계는 매우 중요하나 바이메탈 자체에 높은 정도를 유지하기는 매우 어렵다. 그 이유는 바이메탈 자체의 개체별 차이가 심하기 때문이며, 이는 서모스타트에 공통적인 문제이다. 특히 스파이럴 코일에서는 형상이 복잡하여 정도의 산포가 현저하다. 사용에 있어서는 많은 시료의 바이메탈 중에서 선별하여 특성을 보정하지 않으면 안된다. 한편, ETS-III의 서멀루퍼는 바이메탈 위치를 회전방향으로 조정 가능한 구조로 설계하여 개체별 차이를 흡수하고 있다.

바이메탈에 있어서 다른 하나의 문제는 히스테리시스이다. 열려있는 경우와 닫혀있는 경우에서 바이메탈의 온도와 열림각의 관계가 다르므로 동작특성의 평가를 어렵게 하고 있다. 그러나 이런 결점을 가져도 서멀루퍼의 센서 액추레이터로서 가격과 성능면에서 바이메탈을 대체할 것이 없으므로 당분간은 계속적인 이용이 예상된다.

4. 자기토크

자기 토크는 인공위성의 자세제어를 수행하는

액추레이터의 하나로서, 기본적인 기능은 코일에 전류를 흘려서 자기 모멘트를 발생시킨다. 액추레이터로서는 그의 발생자기 모멘트와 지구자장 등의 우주환경자기와의 상호작용에 의해 토크를 발생하여 작동한다. 자기 토크는 이러한 원리로서 동작하므로 다른 액추레이터에 비해서 간단한 구조이며 낮은 토크를 발생하는 특징이 있다. 여기서는 자기 토크의 방식, 작동원리, 용도, 성능 및 재료의 특성에 관해서 소개한다.

4.1 동작원리와 용도

자기 토크에는 강자성체의 코아재에 코일을 감은 유심방식과 코아재를 사용하지 않고, 간단히 위성의 구조체 또는 태양전지통의 지지대에 감은 무심방식이 있다.

무심방식의 자기 토크는 단순한 솔레노이드 코일이다. 따라서 발생하는 자기모멘트 M 은 코일의 권수 N , 코일의 전류 I 및 코일의 면적 S 로 정리하여 다음과 같은 식으로 표현한다.

$$M = N I S \quad (A \cdot m^2)$$

유심방식의 자기 토크는 강자성체인 코아재를

이용하여 큰 자기 모멘트를 발생시킬 수 있고, 무심 방식과 같은 지지대는 필요하지 않다. 따라서 무심 방식에 비해 범용적으로 위성에 탑재할 수 있으나 사용하지 않을 시에 코아재의 잔류자기 모멘트가 문제가 되는 경우가 있다.

자기 토크는 수명이나 중량 면에서 우수하나 발생 토크가 다른 액츄레이터에 비해 작으므로 용도가 한정된다. 정지위성에서는 태양복사압 등의 위성의 자세에 대한 호트리짐을 바로 잡는데 사용하는 예가 많다. 그리고, 고분해능의 면상(面像) 데이터를 얻는 중저고도의 지구관측위성 등에는 자세 안정도 요구가 엄격하므로 외부 힘에 의해 호일에 축적된 각운동량을 방출하는 경우에 자세의 호트리짐이 문제가 된다. 이를 위해 미소한 토크로써 자세를 바로잡는 액츄레이터로서 적절하며, 사용 예가 가장 많다.

자기 모멘트 M에 의해 발생하는 제어 토크 T는 우주환경에서의 자속밀도 B와의 상호작용으로 결정되며, 다음의 식으로 표현이 가능하다.

$$T = M \times B \quad (N \cdot m)$$

언로딩의 경우에는 호일 회전수 등으로부터 축적각운동량을 측정하고, 그 값에 따라서 제어 토크 T를 발생하는 것과 같은 자기 모멘트 M을 제어한다. 자기 모멘트 M의 제어는 자기 토크에 걸린 전류 I를 변화시키므로써 제어하며, 자속밀도 B는 지자기 센서에 의한 측정이나 지자장 모델에 의해 구한다.

4.2 구조 및 특성

유심자기 토크는 코아재에 코일을 감아 원통상의 케이스에 집어 넣은 구조로 하고 있다. 예를 들어, 미국 등에서 많은 실적이 있는 ITHACO사의 자기 토크의 모양을 보면 그림 5와 같다. 무심 자기 토크는 코아재를 갖지않은 지지대에 슬레노이드 코일을 감은 단순한 구조이다.

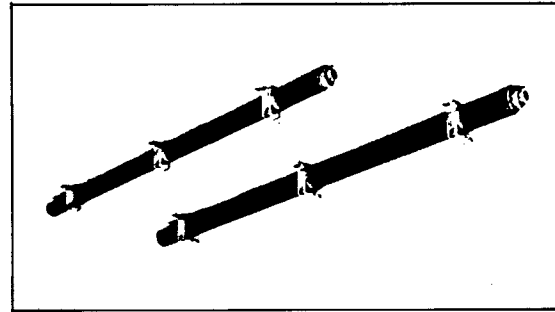


그림 5. 유심 자기 토크의 모양 (미국 ITHACO사 제품)

사용환경 조건은 일반적인 우주기기와 같으나, 자기를 발생하기 위한 위성탑재상의 제약이 있다. 유심 자기 토크를 탑재하는 경우는 상호간섭을 방지하기 위한 충분한 거리를 유지할 필요가 있다. 그리고, 자기의 간섭을 받기 쉬운 기기는 자기 토크로부터 멀리 떠올 필요가 있다.

자기 토크의 성능으로서는 최대 자기발생 모멘트, 코일의 임피던스 등의 전기적 특성이 중요하다. 참고적으로 유심 자기 토크의 주요한 성능 예를 표 2에 나타낸다.

표 2. 자기 토크의 성능 예

항 목	케이스 - 1	케이스 - 2
최대 자기 모멘트 (A · m ²)	63	140
잔류 자기 모멘트 (A · m ²)	0 ± 0.75	0 ± 1
소비전력 (W)	3.2 (최대)	6.0 (최대)
코일저항 (Ω)	72 ± 10%	240 ± 10%
최대 허용전류 (A)	0.27	0.27
중량 (kg)	1.9	3.9

자기 토크의 설계시에는 요구하는 성능을 만족함과 아울러, 우주기로서 중요한 요소인 중량 및 소비전력을 최소화할 필요가 있다. 그러기 위

해서는 코아재나 권선코일의 재질, 코아재의 크기와 코일 권수 등을 최적화하여 설계해야 한다.

자기 토르quera를 구성하는 재료 중에는 코아재와 코일 재질의 선정이 가장 중요하다. 특히, 코아재는 우주기기로서 일반적으로 사용되지 않는 강자성체를 사용하므로, 적절한 재질의 선정이 필요하다. 그리고 자기특성으로서는 다음과 같은 점을 고려하여 선정한다.

- 투자율이 높을 것.
- 포화자속밀도가 높을 것.
- 자기 히스테리시스 폭이 좁을 것.
- 보자력이 낮을 것.

코아재의 선정시에는 위에서 열거한 특성을 만족하면서, 중량을 최소화해야 한다. 일반적으로는 Ni이나 Co 등을 함유하고 8 g/cm^2 정도의 비중을 갖는 철합금을 사용하며, 한 예로서, 안정한 높은 투자특성을 갖는 Ni-Fe계 2원합금인 퍼말로이가 있다.

코일을 선정시에는 경량화를 위해 비중이 작은 것을 택함과 아울러 저항율을 작게하여 소비전력을 낮출 필요가 있다. 그 외에는 유연성, 장력이나 열팽창과 같은 기계적 안정성 등을 고려해야 한다. 일반적으로는 비중이 낮아 경량화가 가능한 Al이나, 저항율이 적어 소비전력을 낮출 수 있는 Cu를 사용한다.

그 외의 재료로는 권선층을 분리시키는 것으로 폴리미드 필름이나 폴리우레탄 등이 사용된다.

5. 열교환관

열교환관은 고성능의 열전달소자로서, 현재 우주용으로 사용되는 것은 다음의 3 가지 요소로 구성되어 있다.

- 밀폐용기 (Container)
- 위크 (Wick)
- 작동유체 (Working fluid)

그림 6은 열교환관의 구조와 원리로서, 구조를 보면 밀폐용기의 내면에 다공질재 등의 모세관구조를 갖는 위크를 장착하고 밀폐용기 내를 충분히 배기한 후, 증발성이 있는 작동유체를 위크에 가득 채울 정도로 봉입한 것이다.

이러한 구조를 갖는 열교환관의 한 끝단에 외부로부터 열을 가하면 증발부 내의 작동유체의 온도가 상승하여 증발이 일어난다. 증발된 증기는 열을 잠열의 형태로 축적되어 보다 온도가 낮은 다른 끝단인 응축부로 포화증기압력차에 의해 흐르게 된다. 응축부에서 증기는 응축되고 잠열을 방출하여 액체가 된다. 액체가 된 작동유체는 위크의 모세관 압력에 의해 증발부로 되돌아가는 주기를 거듭한다.

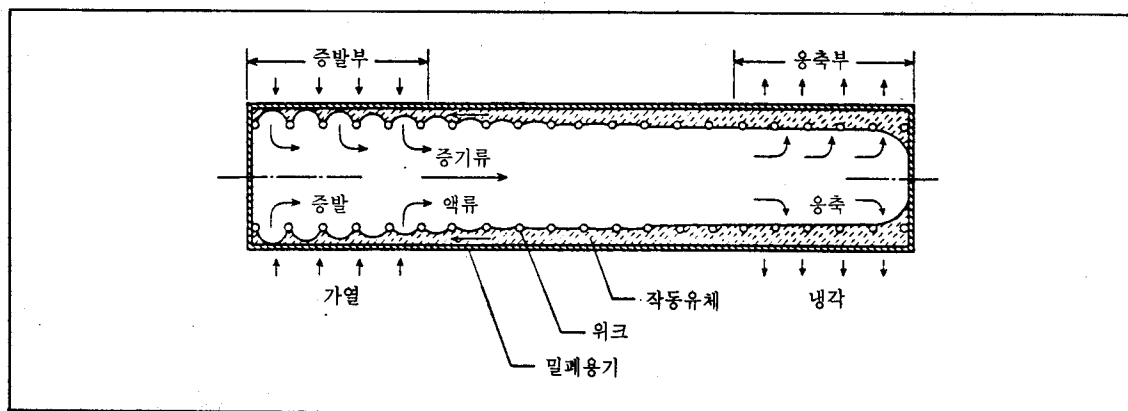


그림 6. 열교환관의 구조와 작동원리

결국, 열교환관은 증발잠열을 연속적으로 증발부로부터 응축부로 수송하는 장치로서 고체열전도보다 대규모의 열수송이 가능하다. 즉, 고체열전도와는 달리, 상변화, 증기 및 액체의 물질이동에 기인하는 것이므로 열수송에는 한계가 있다.

열교환관의 구조와 원리에서 알 수 있는 바와 같이, 다음의 특징을 가져야 한다.

- 가동부분이 없고 구조가 간단하며 결량일 것.
- 장거리를 작은 온도차로서 열수송이 가능할 것.
- 그외에 다른 동력을 필요로하지 말 것.

현재에는 많은 인공위성에서 열수송, 온도균일화, 온도제어를 위한 여러 종류의 열교환관이 사용되고 있다. 열교환관의 종류를 구분하는 데에는 여러 가지 시각에서 분류될 수 있으나, 여기서는 사용되는 재료의 조합방법에 따라 분류코자 하였다.

밀폐용기는 열교환관 내외압차나 로켓의 발사시에 기계환경에 견디는 강도와 강성이 요구된다. 위크는 작동유체와 누설성이 좋고 작동유체의 흐름성이 좋은 재료나 구조가 바람직하다. 밀폐용기재나 위크재를 선정하는 데 가장 중요한 요소는 작동유체와의 적합성이 있어야 한다. 작동유체는 열교환관이 사용되는 온도 수준에 맞도록 선정되어야 하나, 밀폐용기나 위크와 화학반응이 생기지도 고려되어야 한다.

작동유체와 밀폐용기, 위크 재료의 적합성이 나쁘면, 화학반응으로 인한 금속화합물이 생성되어 위크 내에 끼어 모세관압이 떨어지는 요인이 된다. 액체금속을 작동유체로 사용하는 열교환관에서는 밀폐용기나 위크재료의 용출, 석출에 의해 밀폐용기에 구멍이 생기거나 구멍이 막히는 사고가 일어난다. 그리고 화학반응에 의해 생긴 비응축성의 가스는 증기의 흐름이나 응축을 방해하여 열교환관의 작동온도를 상승시킨다. 이렇게 적합성의 문제는 인공위성의 수명을 단축시키는 것으로, 청정공정의 확립과 더불어 광범위한 적합성 시험이나 수명시험이 요구되고 있다.

표 3은 대표적인 작동유체 및 그의 작동온도범위 및 적합재료를 열거하고 있다.

그림 7은 1987년에 쏘아 올려진 일본의 기술시험용 ETS-V에서의 열교환관 예로서, 여기서는 전자기기의 열제어에 사용되고 있다. 그 작동온도는 상온부근이다.

ETS-V에는 사용용도에 따라 2 종류의 열교환관이 탑재되어 있으며, 그 하나는 고정 콘닥턴스 열교환관으로 작동유체는 암모니아이며 밀폐용기는 알루미늄합금으로 위크는 용기와 일체 압출형으로 성형된 축방향 통이다. 이런 형상의 열교환관은 현재의 인공위성에서 열제어소자로 가장 널리 사용되고 있다. 그리고 또 다른 하나는 온도제어 기능을 갖는 가변 콘닥턴스 열교환관으로 작동유체는 메틸알콜이며, 온도제어용의 비응축 가스로

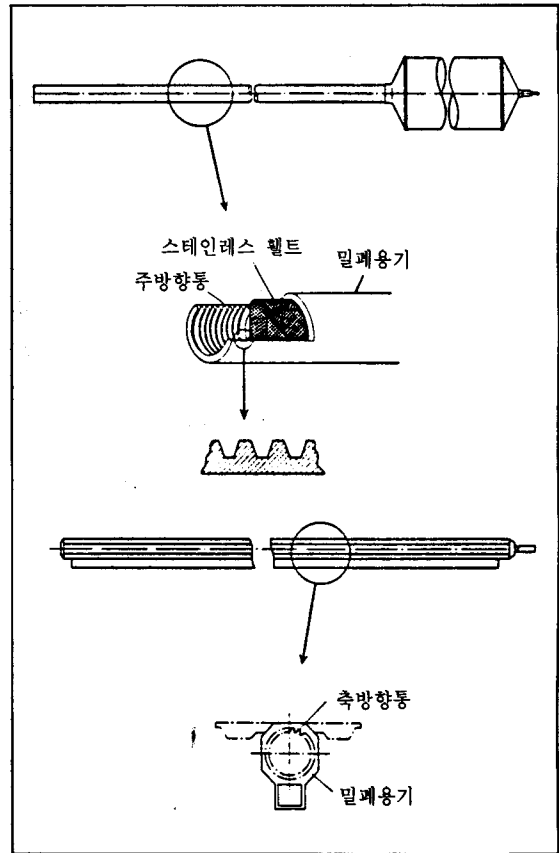


그림 7. EST-V 탑재 열교환관의 예

서 알콘과 헬리움이 봉입되어 있다. 여기서 밀폐 용기는 스텐레스강이며, 위크는 스텐레스 펠트와 주방향통을 조합시킨 복합구조로 되어 있다.

근래에 우주용으로서의 상온 부근에서 작동되는

열교환관이 주류이며, 이 후에는 표준화된 다용성의 것들이 출현할 것으로 본다. 한편, 위성 및선의 다양화에 따라서 저온용이나 고온용 열교환관의 개발과 실용화가 예상된다.

표3. 대표적인 작동유체의 작동범위와 적합재료

작 동 유 체 (분 자 식)	용 점 (°C)	비 점 (°C)	임계온도, °C (작동압, Pa)	작동온도, °C 작동압력, Pa	용 기 위 크
헬리움 (He)	-272.2	-268.9	- 267.9 (2.20 x 10 ⁵)	-271 ~ -269 5.88x10 ³ ~9.81x10 ⁴	SUS304L 동
질소 (N ₂)	-209.9	-195.8	- 147.2 (3.28 x 10 ⁶)	-200 ~ -160 5.69x10 ⁴ ~1.67x10 ⁶	SUS 304 동
후레온 22 (CHClF ₂)	-160.0	-40.8	96.0 (4.93 x 10 ⁶)	80 ~ 80 1.27x10 ⁴ ~3.63x10 ⁶	동
암모니아 (NH ₃)	- 77.7	- 33.4	132.5 (1.10 x 10 ⁷)	60 ~ 100 2.65x10 ⁴ ~6.18x10 ⁶	알루미늄 동
후레온 113 (CCl ₂ F-CClF ₂)	- 35.0	47.6	214.0 (3.41 x 10 ⁶)	0 ~ 100 1.47x10 ⁴ ~4.42x10 ⁵	동
아세톤 (C ₃ H ₆ O)	- 94.3	56.5	235.0 (4.55 x 10 ⁶)	0 ~ 120 8.43x10 ³ ~5.79x10 ⁵	동 동
메타놀 (CH ₄ O)	- 97.8	64.5	240.0 (7.70 x 10 ⁶)	10 ~ 130 7.06x10 ³ ~7.75x10 ⁵	SUS 304
물 (H ₂ O)	0	100	374.1 (2.14 x 10 ⁷)	30 ~ 250 4.22x10 ³ ~4.02x10 ⁶	동
다우섬 A ((C ₆ H ₅) ₂ +(C ₆ H ₅) ₂ O)	12.0	257.7	497.0 (3.06 x 10 ⁶)	150 ~ 400 4.90x10 ³ ~1.07x10 ⁶	동
나프탈렌 (C ₁₀ H ₈)	80.3	218.0	475.0 (3.98 x 10 ⁷)	150 ~ 400 1.57x10 ⁴ ~1.96x10 ⁶	동 Pi 99.4
세슘 (Cs)	28.5	669.0	1778.0 (1.14 x 10 ⁷)	450 ~ 900 6.37x10 ³ ~4.90x10 ⁵	티타늄 Nb+1%Zr
나트륨 (Na)	97.9	883.0	2236.0 (2.48 x 10 ⁷)	600 ~ 1200 3.24x10 ⁴ ~9.22x10 ⁵	SUS 316 Inconel-
리튬 (Li)	180.6	1342.0	2950.0 (6.67 x 10 ⁷)	1000 ~ 1800 7.85x10 ³ ~9.81x10 ⁶	600 Nb+1%Zr
은 (Ag)	96.2	2212.0	- -	1800 ~ 2300 7.58x10 ³ ~	탄탈 탄탈 텅스텐

6. 맺음 말

우리는 2000년까지 과학선진국 반열에의 진입을 위하여 범국가적 차원에서 노력하고 있다. 현재의 세계에 있어서, 국가적 우위를 다투는 분야 중의 하나가 우주개발임은 누구나 쉽게 공감될 수 있다. 이는 통신과 군사적인 관점에서 필수불가결한 요소로서, 국가경제의 경쟁력을 좌우하는 힘으로서, 이미 선진국의 독점물이 되어있다.

한편, 우리는 초보단계이기는 하나, 최근에 관측용 우리별 위성과 통신용 무궁화 위성을 보유함으로써, 이미 우주개발에 발을 들여 놓았다고 보아도 좋을 듯하다. 그러나 시작보다는 향후로 이어지는 지대한 국가적 관심과 많은 노력이 투자되어야 될 점이 더욱 중요하다.

따라서 우주개발 분야는 국가가 선도하고, 기업이 참여하고, 연구계와 학계가 지원하는 일사분란하고 장기 계획적인 의도된 스케줄이 아니면, 선진입국의 소망은 잡지못한채 동경의 대상으로만 남아있을 것이다.

충분치 못한 자료에 의해, 본고까지 3회에 걸쳐

나름대로 생각하는 우주개발분야 중에서 재료와 관련된 내용을 1) 우주재료 기술개발 동향, 2) 우주용 구조재료 및 3) 우주용 기능재료 등으로 정리하여 보았으나, 이는 협의의 관련 기술내용이라기 보다, 광의적인 측면에서 선진입국을 생각하는 과학기술분야의 동료들에게 함께 관심과 노력을 호소하는 바에 목적을 둔 것이다.

참고 문헌

1. 우주와 재료 ; 일본재료과학회, 상화방 (1991) 205-238
2. 私市 優, 高橋辛久 ; 住友金屬, Vol.41, No.2 (1989) 146-178
3. 형상기억합금 ; 상공부공업기술수요조사보고서, No.rk-2 (1989) 25-40
4. Terry Ford ; Aerospace materials, Airor. Eng. Aerosp. Technol. Vol.66, No.6 (1994) 5-7
5. 기능성금속재료 ; R & D Report No.33, (株) シ-エムシ (1982) 195-212