

## 인공위성 열제어계 개발동향

글 / 현 범 석 bshyun@kari.re.kr, 김 회 경, 이 장 준

한국항공우주연구원 위성기술사업단 위성 열/추진팀

### 초 록

인공위성 열제어계는 위성의 운용기간 중에 열적 안정성 확보를 목적으로 열설계, 열해석, 필요 하드웨어 선정 및 지상검증시험, 발사후 운용지원을 수행하게 된다. 열제어계는 다른 위성 부분체와는 달리 시스템적인 성격을 가지고 있으며, 위성의 운용궤도 등에 따라서 개발 방향이 달라지게 된다. 특히 위성의 고성능화 및 열적안정성 요구조건의 증대로 인하여 열제어계의 역할이 더욱 커져가고 있다. 본 기술동향에서는 열제어계 설계요건, 적용 목적에 따른 기법, 향후 활용 기술 등의 관점에서 인공위성 열제어계의 개발 동향을 살펴보고자 한다.

주제어 : 우주산업, 인공위성, 열제어계

## 1. 서 론

### 1.1 열제어계 개요

열제어계(Thermal Control Subsystem)<sup>1)</sup>는 인공 위성 임무기간 내에 모든 열환경에서 모든 위성체 부품들이 각기 허용되는 온도 및 온도 구배 내에서 유지되도록 하는 임무를 가지고 있다. 열제어계는 일반적으로 위성 개발에 있어서 대부분의 단계에 참여하게 되는데, 다른 부분체 개발과 연동되는 시스템개발적인 성격을 가지고 있으며, 아래와 같이 요약할 수 있다.

- 구조계 : 열지향오차최소화를 위한 열변형 해석
- 전력계 : 태양전지판 면적결정에 필요한 태양전지판 온도계산 및 배터리 최적운용환경을 위한 온도 제어
- 원격측정명령계 : 히터제어 소프트웨어 운용

- 자세제어계 : 센서 특성에 따른 온도 제어
- 추진계 : 추진제 및 추력기 온도 제어
- 탑재체 : 특성에 맞게 접촉 온도 제어

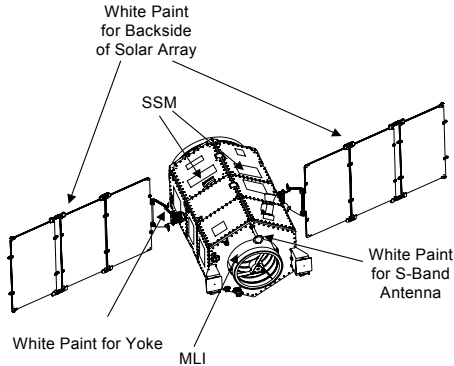
위성개발에 열제어계가 모두 관여하게 되는 이유는, 위성이 초진공, 극저온의 극심한 우주열환경 하에서 운용되며 열제어계가 열적 안정성을 책임지고 있기 때문이다. 유인우주선의 경우에는 우주인의 작업/생활에 적합한 환경을 제공해야 하기에 더욱 복잡해지게 된다. 그림 1에는 인공위성의 외부 열설계의 개요를 나타내었다.

### 1.2 설계 요건 및 최적 설계의 필요성

열제어계가 다루는 열(또는 온도)은 민감하게 변동하지는 않지만, 위성체에는 열적으로 민감한 부분들이 있다. 배터리의 최적성능 보장을 위한 온도 제어

1) 일본 : 熱制御サブシステム, 중국 : 热控系统 로 표기

및 정밀센서의 온도 제어부분이 그러하다. 실제로 GRACE 위성에 장착된 센서의 경우에는 한 궤도중의 온도변화가 0.1도 미만을 유지해야 하는 요구조건을 가지고 있기도 하다[1].



자료 : KOMPSAT-2 CDA data package, 2002  
그림 1. 인공위성 외부 열설계 개요

그림 2는 열제어계 설계요구조건을 도식화하였으며, 참고문헌[2]는 열제어 설계 인자를 다음과 같이 정의하고 있다.

- 위성 운용 환경
- 방출해야 하는 폐열
- 위성 내부의 열분포
- 다양한 부품의 허용 온도 요구 조건
- 위성의 형상 및 신뢰도/검증 요구 조건

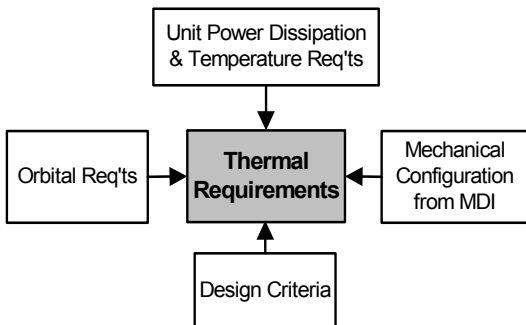


그림 2. 열제어계 설계요구조건 도출

열제어계 개발에서 최적설계가 요구되는 근거는 위성체의 전력자원을 소비하는 히터소비량 때문으로 볼 수 있다. 히터소비량은 필요 방열면적과 직접적으로 연관이 되며, 방열면적은 방출해야 하는 폐열량과 연관되어 있다. 고발열 전장품은 보통 위성체에 태양 열이 입사하는 낮 시간에 활용되는 경우가 많으며, 전장품의 발열이 필요한 지구그림자 시점에서는 그렇지 않은 경우가 많다. 이로 인해 방열면적이 낮기 간 운용을 기반으로 결정되게 되는데, 이는 지구그림자 시점에서의 과다 방열로 이어지게 되며, 결과적으로 부족한 열을 보충하기 위해서 전기 히터의 필요량이 증가하게 된다. 특히 지구그림자 시점에서는 위성 배터리만이 전력공급원이 되기에 한정된 위성체 전력자원의 소비를 절감하기 위해서는 열제어계의 최적설계가 요구된다.

## 2. 열제어 기술 개발 동향

### 2.1 외부열환경과의 상호작용 관점

가장 간편하게 위성 표면의 열적 거동을 변경할 수 있는 방법이 열코팅(Thermal coating)기술이다. 지상 작업에서의 오염 또는 궤도환경 운용 중의 영향으로 인한 태양흡수율 저하 문제를 고려하여 열설계에 적용해야 하는 문제점이 있다. 대표적인 제품은 주로 태양흡수 저감 및 열방출을 위한 백색페인트류(Z93, S-13 GLO, SG120FD)와 내부 복사열교환 증대를 위한 흑색페인트(Z306계열) 등을 들 수 있다.

표면 열코팅만으로 열적인 문제를 해결할 수 없을 경우에는 다층박막단열재(MLI, Multi-Layer Insulation) 기법이 적용된다. MLI는 보통 마일라 또는 캡톤 포일을 여러 겹 적층하여 제작하게 되며, 그림 3에 대표적인 2 가지 설계 형상을 나타내었다. Type 1 형상은 근래에 위성체에 많이 적용되는 것으로서, 다수의 마일라 포일 사이에 접촉열전달을 억제하기 위한 용도로 공간재(다크론 네트)가 삽입되어 있다. Type 2 형상은 공간재가 없는 대신에 마일라 포일을 작업자가 구겨서 포일 간에 부분적인 접촉만이 가능하도록 하는 방식을 적용한다. Type1과 2 모두 마일라 포일은 복사열교환을 억제하

고자 알루미늄 코팅이 되어 있다. MLI의 최외곽층은 보통 2~3 mil inch 정도의 캡톤 포일을 사용하는데, MLI 형상 및 외부로부터의 침식을 견디는 역할을 수행한다. 특히, 산소 원자(Atomic oxygen) 침식 및 정전기 방지를 위해서는 ITO coating과 같은 금속 코팅을 적용하는 것이 일반적이지만, 비용 및 제작/시험 등의 지상 작업에서 세밀한 주의가 요구되는 단점이 있다. 이에 따라 위성업체에서는 coating 면의 손상여부에 대비하여 여벌의 MLI를 사전 제작하기도 한다.

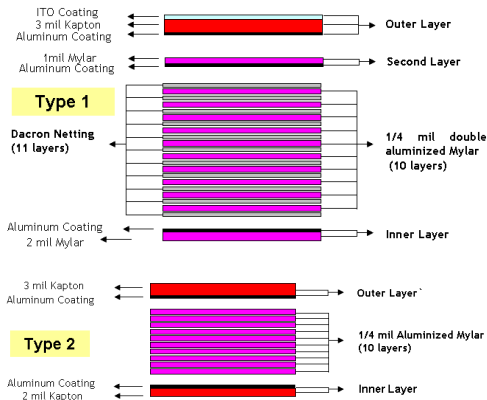
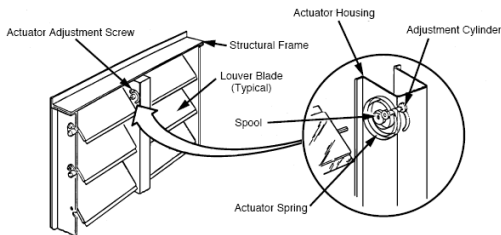


그림 3. MLI 설계 형상

외부 열환경 변화에 능동적으로 반응하는 기법 중의 하나가 루버의 적용이다. 그림 4에 개념도에서 볼 수 있듯이, 블레이드에 센서/액츄에이터 등이 장착되어 설정온도 이하일 경우에는 블레이드가 닫히게 되어 외부 열유입 및 열방출을 차단하고, 설정온도 이상일 경우에는 블레이드가 열려서 방열을 하게 된다. 불필요한 히터 소비량을 줄일 수 있는 장점이 있지만, 단점으로는 위성 무게 증가 및 기계적 작동으로 인한 신뢰도 확보를 들 수 있다.



자료 : Orbital Sciences Corporation

그림 4. Thermal louver

## 2.2 위성체에 열 제공 관점

위성체의 전장품이 작동하지 않는 상태이거나, 외부 열환경에 의해서 저온 조건이 될 경우에는 히터를 이용하여 부족한 열을 보충해 주어야 한다. 위성에 사용되는 대표적인 히터는 캡톤필름에 저항선을 설치한 패치형태를 가지고 있으며, 우주급 제품은 신뢰성이 아주 높은 편이다. 패치 형태를 제외하고는 위성 추진계 촉매장치에 사용되는 히터와 같이 삽입형태가 있다. 히터는 상시 작동하는 형태와 온도센서/서모스탯 등과 결합된 형태로 구분된다. 온도센서를 활용하기 위해서는 위성 컴퓨터에 히터제어 소프트웨어가 구현되어 있어야 한다. 따라서, 히터의 On/Off 제어는 위성 컴퓨터에 의해서 이루어지지만, 필요전력은 위성 전력계에서 공급된다. 그림 5에는 소프트웨어로 제어되는 주회로와 서모스탯만으로 제어되는 부회로로 이루어진 위성용 히터 시스템 개념도를 나타내고 있다.

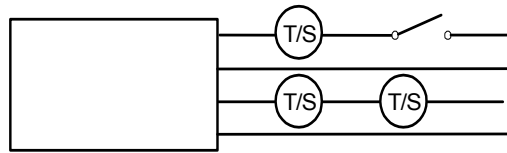


그림 5. 히터 시스템 개념도

행성탐사위성은 태양열을 이용한 전력 생산이 어렵기에 방사성동위원소를 이용한 전력발생기를 활용하기도 한다. 주로 미국/러시아 위성에서만 활용되고 있는 것으로 알려지고 있다[2].

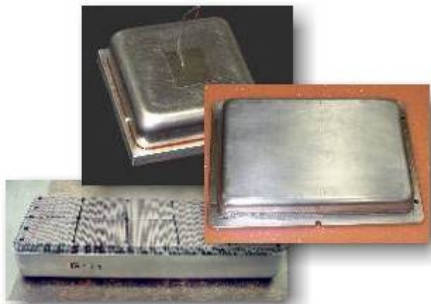
## 2.3 열 저장 관점

PCM(Phase control material)은 용융/경화시의 잠열을 이용하여 효율적으로 열용량을 증가시키는 기법으로서 미국의 스페이스셔틀 등에 활용된 것으로 알려져 있다[2,3]. 열제어가 필요한 부품이 작동 시에는 PCM이 열을 흡수하고, 미작동 시에는 열을 방출함으로써 안정적인 온도 범위 내를 유지시킬 수 있다. 상변화가 발생하는 온도 영역 및 상변화시의 흡수/방

출되는 열량이 중요 설계 인자로 주어지며, 그림 6에 PCM 제품을 나타내었다. PCM은 온도제어가 우수하며, 기계적인 동작이 없는 장점을 가지고 있으나, 열 제어 능력을 향상시키기 위해서는 PCM의 용량이 커져야 하며, 이는 곧 무게 증가로 이어지게 된다.

## 2.4 열 수집 및 전달 관점

발열하는 전장품들이 방열판에 직접 장착되지 못할 경우에는 배출해야 하는 폐열을 수집하고, 이를 방열판으로 이동시켜야 한다. Thermal strap 계열, 히트파이프, 냉각순환장치 등이 대표적이다. Thermal strap 계열은 위성 형상 구성에 크게 구애받지 않으며, 진동 문제에도 자유로운 장점이 있는 반면에, 열 전달 성능이 상대적으로 떨어지기 때문에 비교적 단거리 열전달에 사용되어야 하는 단점이 있다.

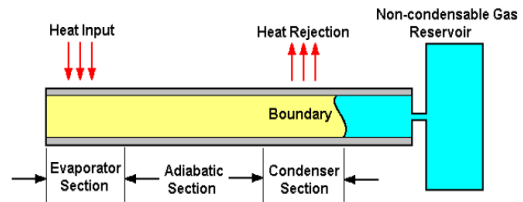


자료 : Energy Science Laboratories  
그림 6. PCM 제품

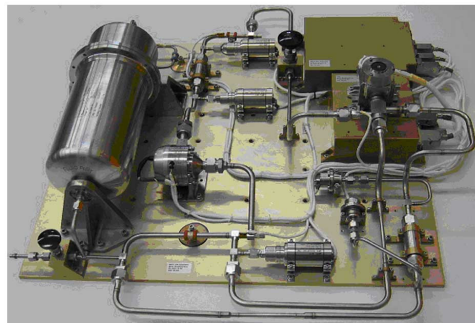
히트파이프는 열전달 성능이 기존의 금속재질에 비해 비약적으로 증가된 기법으로, 모세관 내부 구조를 가진 밀폐형 금속 튜브와 작동 유체로 구성된다. 발열부에서 작동유체가 기화되며 열을 흡수하고, 응축부에서는 액화되며 열방출이 이루어지고, 작동유체는 모세관력에 의해서 발열부로 이송된다. 모세관력은 중력에 비하여 약하기 때문에, 지상 성능시험에서 히트파이프의 응축부가 발열부에 비하여 동일한 높이 수준이어야 한다는 제약점이 있다. 그러나, 우월한 열 성능을 보유한 히트파이프의 채택 여부가 지상시험에서의 제약점으로 인하여 제한되어서는 안된다[2]. 히

트파이프는 열전달 성능이 설계시점에서 고정된 형태(Fixed conductance heatpipe)와 저장소를 이용한 가변적인 형태(Variable conductance heatpipe)로 구분된다. 그림 7에는 가변형태를 나타내었다. 히트파이프는 국내 개발 위성에서도 적극 활용되고 있다[4].

냉각순환장치 원리는 냉각액이 열을 흡수하고, 기계펌프를 이용하여 방열부로 이동 및 열을 방출하는 구조이다. 열적으로 안정적이며, 지상시험환경이나 우주환경에서 성능에 큰 차이가 없다고 알려져 있다[2,3]. 기계펌프를 사용하기 때문에 전력 및 진동문제가 있을 수 있다. 그림 8은 ESA의 통신위성에 사용된 장치를 나타내고 있다.



자료 : Texas A&M University  
그림 7. Variable Conductance Heatpipe 개념도

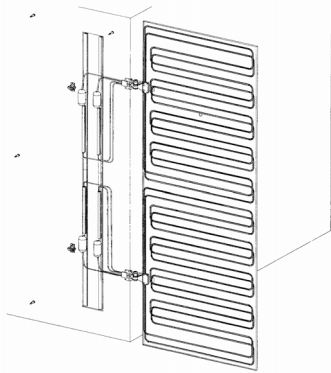


자료 : ESA  
그림 8. 통신위성에 사용된 pumping loop

CPL(Capillary pumped loop)은 기계 펌프 대신에 증발부의 wick구조물의 모세관힘을 이용하는 장치로서, 열전달 성능이 우수하지만, 초기 운용 시에 문제가 있으며, 과다발열환경 및 지상시험에서는 부족한 모세관힘의 보충수단이 요구되기도 한다[2].

## 2.5 열방출 관점

위성의 열방출을 위한 열발산은 궁극적으로 온도 4K인 심연우주로 내보내게 되어 있다. 이를 위하여 위성 표면에는 고방사율 코팅을 적용된 방열판이 설치되게 되며, 주로 위성체의 저온 부위에 고려된다. 방열판의 크기는 방출해야 하는 열량과 주위 온도 환경에 의해 결정된다. 방열판으로의 태양열과 같은 외부 열유입을 막기 위해서 태양차폐막을 설치하기도 하며, 위성자체의 자세 제어를 통하여 이를 억제하기도 한다. 일반적으로 위성 표면을 방열판으로 사용하게 되는데, 필요 방열 면적이 부족할 경우에는 전개형 방열판을 사용하여야 한다. 전개형은 방열판의 양쪽 면을 사용할 수 있는 장점이 있지만, 전개장치에 대한 신뢰도 확보가 중요하다. 전개형 방열판은 국제우주정거장 등에서 대표적으로 활용되고 있으며, 그림 9에는 미국 Swales사에서 개발한 전개형 방열판을 보여주고 있다.



자료 : Swales Aerospace

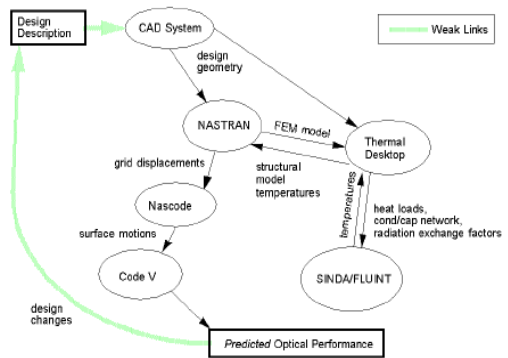
그림 9. 전개형 방열판

## 3. 열제어 차세대 기술 동향

### 3.1 통합열해석

전통적인 위성 열제어계는, 위성형상정보를 이용하여 열모델을 개발하고 열설계/해석을 수행함에 있

어서 구조모델과 연동되지 않았었다. 따라서, 열변형이나 광학성능해석을 위한 온도 데이터를 구조모델에 입력하기 위해서는 별도의 변환 프로그램이 필요하였다. 참고문헌[5]는 효율적인 열/구조/광학 해석을 위하여 동시공학적인 접근법을 제시하고 있다. 그림 10에도 나와 있듯이, NASTRAN 구조모델과 Thermal Desktop 열모델이 동일한 CAD data에서 개발된다. Thermal Desktop 프로그램은 NASTRAN 모델을 읽어들이고, 열해석 결과인 온도분포를 NASTRAN모델에 입력하고, 이를 다시 NASTRAN 프로그램으로 전송할 수 있다. 구조해석 후에 열변형 결과를 광학프로그램에 입력하고 전체적인 광학성능 해석을 수행한다. 요구조건을 만족하지 못했을 경우에는 설계 수정을 하고, 전체적인 과정을 반복하게 된다. 전통적인 방식에서는 열해석 프로그램과 CAD/구조모델 간에 자동적으로 연동되지 못하고, 많은 경우에 수작업을 동반하는 비효율적인 업무흐름을 가지고 있었다. 이에 비해 그림 10에서 나타내고 있는 weak line은 사용자의 직접적인 참여가 요구되는 부분인데, 전체적인 설계의 변경 사항 결정 이외에는 자동적으로 연동되는 형태로 개선된 것이다.



자료 : Cullimore & Ring Technologies

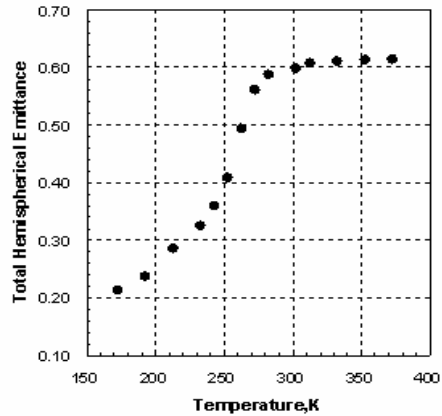
그림 10. 열-구조-광학 통합해석 흐름도

보다 엄밀한 열지향 오차나 열정렬 문제를 위해서는 STOP(Structural Thermal Optical Performance) 접근법이 사용되기도 한다[6].

### 3.2 복합재 방열판

복합재 방열판이 주목받는 이유는, 위성구조체 패널이 주로 방열판으로 사용되는데 여기에 복합재를 적용할 경우에 구조적인 강도를 유지하는 상태에서 무게 감소 요인이 발생하기 때문이다. 대표적인 복합재 방열판은 C-C(Carbon-Carbon composite) 계열이다.

C-C 방열판은 위성구조에 주로 사용되는 알루미늄에 비해 열전도율이 2배 수준이며, 무게는 20~40% 정도 절감되고, EO-1 위성에 탑재되어 우주환경에서 성능을 검증받은 바 있다[3,7]. 위성 적용 시에 고려해야 할 점은 고가의 제작비용, 자재수급이 오래 걸리는 점, 제작경험이 아직 많지 않다는 점이다. 특히, 히트파이프를 내장하는 경우에는 열팽창계수(CTE)의 불일치를 고려해야 한다. 복합재 방열판과 동일한 열물성치를 가지는 복합재 히트파이프가 개발되고 있기도 하다[3].



자료 : NTSpace

그림 11. Smart Radiation Device

### 3.3 가변방사율 장치

SRD(Smart Radiation Device)는 NTspace사에서 개발된 것으로 그림 11에 나와 있는 것과 같이 주변부 온도에 따라 방사율이 변한다. 이는 온도에 따라서 금속 특성이 변하는 성질을 이용하는 것으로 루버를 대체할 수 있을 것으로 기대된다. 루버에 비하여 장착성이나 진동 문제에 대해 자유로운 장점이 있다. 초기에 개발된 bulk 형태는 태양열 흡수율이 0.9 수준으로 높기 때문에 방열 용도로는 사용할 수 없으나, 최근에 개발된 태양 반사형 SRD는 이를 개량하여 흡수율을 0.2 수준으로 낮춘 것으로 알려져 있다.[8]

존스홉킨스 대학에서는 MEMS 기법을 적용하여 마이크로방열판을 개발하였다. 정전기전하로 구동되는 모터를 이용하여 미세 셔터를 개폐하여 온도 제어를 수행한다고 한다[9]. 2002년 3월에 스페이스셔틀에 탑재되어 우주환경에서의 성능시험을 성공적으로 마쳤다고 알려져 있다. 참고문헌 9에는 마이크로 방열판의 구동과정 동영상도 참고할 수 있다.

### 참고문헌

1. GRACE newsletter, www.csr.utexas.edu/grace, 2002
2. Parolis, M. N. De, Pinter-Krainer, W., "Current and future techniques for spacecraft thermal control", ESA Bulletin No.87, 1996.
3. Gilmore, D. G., Spacecraft Thermal Control Handbook, 2nd ed., The Aerospace Corporation, 2002
4. "KOMPSAT-2 TCS Critical Design Audit", KARI, 2002
5. Cullimore, B., Panczak, T., Baumann, J., Genberg, V., and Kahan, M., Integrated Analysis of Thermal/Structural/Optical Systems, SAE 2002-01-2444
6. Kunt, C., "WFC3 Optical Bench Structural Thermal Optical Performance(STOP) Analysis and Optimization", 44th AIAA/ASME/ASCE/AHS Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2003
7. Carbon-Carbon Radiator Validation Report, NASA/GSFC Technical Report, 2002
8. NTSpace, www.ntspace.jp
9. Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory, "Microscopic Radiator Flying on "Skin" of a NASA Spacecraft", <http://www.jhuapl.edu/newscenter/pressreleases/2006/060313.asp>

## 부 록

표 1. 위성 열제어계 부품 대표적인 제조사

부품명	제조사
MLI 차재	Sheldahl(미), Ube(일)
SSM 차재	JDSU(미), Qioptiq(영)
Heater	Tayco(미), Minco(미), RICA(이)
Thermostat	Elmwood(미), Comepa(프)
Temp. Sensor	Analog Devices(미), Honeywell(미)
Thermal Tape	Sheldahl(미), 3M(미)
Heatpipe	두원(한), Swales(미)

미 : 미국, 영 : 영국, 일 : 일본, 프 : 프랑스, 이 : 이탈리아, 한 : 한국