



## 1. 서론

우주망원경이란 지구나 천체를 관측하기 위하여 우주공간에 띄워 놓고 사용하는 망원경이다. 대부분의 우주망원경은 용도에 따라 지구 상공 수백 킬로미터 또는 수만 킬로미터에서 지구 주위를 회전하면서 운용된다.

영상획득을 위하여 현재 운용 중인 대표적인 고해상도 우주망원경은 천체관측을 위한 허블(Hubble)망원경, 지구관측 상업위성인 이코노스(IKONOS), 정찰 및 감시를 위한 키홀(Key Hole) 등이 있다. 위에 나열한 3개의 우주망원경은 모두 미국이 개발하고 보유하고 있는 망원경이다. 그 외에 프랑스가 개발하여 운용 중인 스팟(SPOT) 망원경은 해상도가 10m급에서

우주망원경은 우주공간에서 운용되기 때문에 사용 환경이 지상과 전혀 다르고, 미국의 허블망원경과 같이 우주왕복선을 이용해서 고장수리 및 정비 유지하는 예외적인 경우를 제외하고는 고장수리가 불가능하다. 따라서 우주망원경을 개발하기 위해서는 설계, 제작 및 시험평가 시에 우주환경에 대하여 충분히 고려하여야 하며, 고장수리를 배제하기 위한 사전점검이 철저히 이루어져야 한다. 이러한 요소들이 포함되어 있기 때문에 우주망원경 개발은 갖가지 첨단기술이 동원되어야 하고, 그 개발비용 또한 만만치 않다.

본 글에서는 여러 종류의 우주망원경 중에서 지구관측위성에 대한 해상도 및 관측폭의 의미를 알아보고, 우주망원경을 개발하기 위한 광기구설계에 대하여 간단히 살펴보고자 한다.

# 특집 | SPACE OPTICS

## 우주망원경 개발기술

김현규\*

2.5m급(2002년 5월에 발사된 SPOT-5)으로서, 세계의 위성사진 시장 점유율이 60% 내지 70%에 이르고 있다. 스팟 위성사진의 점유율이 이렇게 높은 이유는 상업위성으로서 선발주자인 이유도 있겠지만, 영상의 질이 우수할 뿐만 아니라 상당히 넓은 시야(관측폭)를 갖고 있어서 다양한 소비자의 요구를 만족시킬 수 있기 때문인 것으로 풀이된다.

실제로 해상도가 1m급 이하인 고해상도 망원경은 특정지역의 정찰 및 감시에는 유리하지만, 관측폭이 작기 때문에 다른 용도에 사용하기에는 불리한 점이 많다. 따라서 고해상도 망원경을 제대로 운용하기 위해서는 먼저 특별한 징후를 발견하기 위한 넓은 관측폭을 갖는 망원경을 사용하고, 정해진 관심지역을 정밀하게 관측하기 위해서 고해상도 망원경을 사용해야 할 것이다.

## 2. 우주망원경의 해상도와 관측폭

### 2.1 해상도

우주망원경으로 지구상에 있는 표적을 분해할 수 있는 정도를 정량적으로 나타낸 것이 바로 해상도이다. 우주망원경의 해상도가 10m라는 말은 지상에 있는 10m 크기의 물체를 구분할 수 있다는 말이다. 다시 말하면 10m 이상의 크기를 갖는 물체는 구분할 수 있지만 10m 보다 작은 물체는 구분할 수 없다는 뜻이다.

해상도에 직접적인 영향을 미치는 부품중의 하나는 가시광선 영역의 검출기인 CCD 이다. 지구관측위성의 우주망원경에는 선형CCD를 사용한다. 위성체가 지구상공을 비행하면서 선형CCD로 지표면을 훑고 지

\* 국방과학연구소(총남대학교 물리학과 겸임교수)

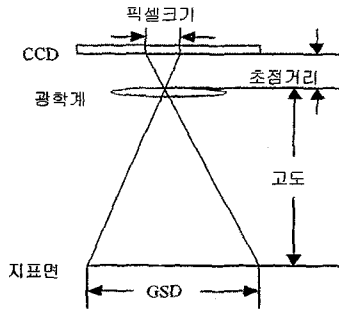


그림 1. 해상도(GSD)

나가면서 2차원영상을 얻을 수 있기 때문이다. 이 선형 CCD의 픽셀(pixel) 하나가 보는 시야에 대응되는 지표면의 크기가 바로 해상도이다. 이 분야에서 쓰는 용어로는 GSD(Ground Sample Distance)라고 한다. 흔히 지구관측위성 카메라의 해상도는 바로 이 GSD를 두고 하는 말이다.

일반적으로 지구관측위성은 기능과 역할에 따라 다를 수 있지만 대개 고도 600km 내지 800km에서 운용된다. 구름사진을 찍는 기상위성이나, 통신위성의 경우는 지구전체를 한꺼번에 커버해야 하기 때문에 38000km 고도의 정지궤도에서 운용된다. 지구관측 위성인 경우에는 지표면에 가까울수록 지구를 자세히 관찰하는데 유리할 터인데 왜 굳이 600km - 800km에 올려놓고 사용하는가? 하지만 고도가 낮아지면 낮아질수록 인공위성의 수명이 단축된다. 사실 인공위성은 한번 쏘아 올려놓고 나면 고장수리 및 정비유지가 불가능하기 때문에 수명에 영향을 미치는 요소를 가능하면 많이 제거해야 한다.

우리별 3호는 720km 고도에서 운용되고, 아리랑 1호는 685km에서 운용된다. 대략 이러한 고도에서 운용될 때 해상도(GSD) 1m급의 경우에 카메라 광학계의 구경이 70cm 정도는 되어야 하며, CCD 픽셀의 크기는 작을수록 좋다. 왜냐하면 CCD 픽셀의 크기가 커지면 CCD 전체 길이가 길어져서 광학계의 시야를 키워야 하는 부담을 갖게 되기 때문이다. 현재 알려진 바로는 대략  $7\mu\text{m}$ ( $6.5\mu\text{m}$ )의 픽셀이 최소의 크기이다. 그러면 우리는 그림 1을 참고하여 광학계의 초점거리를 계산할 수 있다. 초점거리 = 고도  $\times$  픽셀크기 / GSD = 4.9m가 된다. 즉 해상도 1m급 카메라를 만들

기 위해서 그 망원경 광학계는 구경 70cm, 초점거리 4.9m라는 광학 망원경이 필요하다는 뜻이다.

고도 700km에서 해상도 10cm급이 되려면 이 숫자는 우리의 상상을 초월하게 될 것이다. 미국의 정찰위성인 키홀(Key Hole)은 타원궤도를 돌면서 관심지역에 대해서는 지구에 최대한 가까이 내려와서 임무를 수행하는 것으로 알려져 있다.

참고로 키홀(KH-12)의 크기는 직경이 4.5m이고, 길이는 무려 15m나 된다. 거기에는 전력공급을 위해서 거대한 태양전지판을 날개처럼 몸체 양쪽으로 달고 있으며, 그 한쪽 날개만의 크기는 폭 4.1m 길이 13.7m이다. 연료를 제외한 키홀 자체 무게만 10톤이고, 여기에 필요시 궤도수정을 위한 연료 7-8톤을 보태면 총 무게는 18톤이 된다. 무지막지한 크기와 무게가 지니고 있다.

KH-12는 주야관측 가능하다. 즉 가시광선, 근적외선 및 적외선(열상) 관측기능을 모두 갖추고 있다.

## 2.2 관측폭

해상도(GSD)는 CCD 픽셀 하나가 보는 시야에 대응되는 지표면의 크기를 말한다. 그리고 선형 CCD 전체가 보는 시야에 대응되는 지표면의 크기를 관측폭(Swath)이라고 한다.

그림 2에서 보는바와 같이 선형 CCD의 크기 즉 픽셀의 개수가 얼마이냐에 따라서 우주망원경이 한번 지나가면서 볼 수 있는 관측폭이 된다. 만약에 해상도 즉 GSD가 10m인 경우에 픽셀 개수가 6000개인 CCD를 사용했다면 그 관측폭은 10m  $\times$  6000개 = 60km

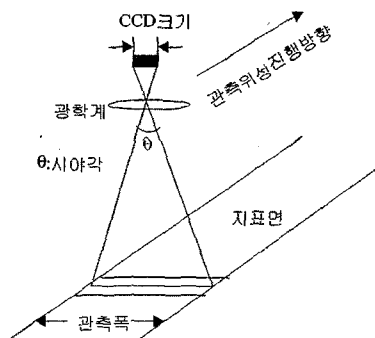


그림 2. 관측폭(Swath)

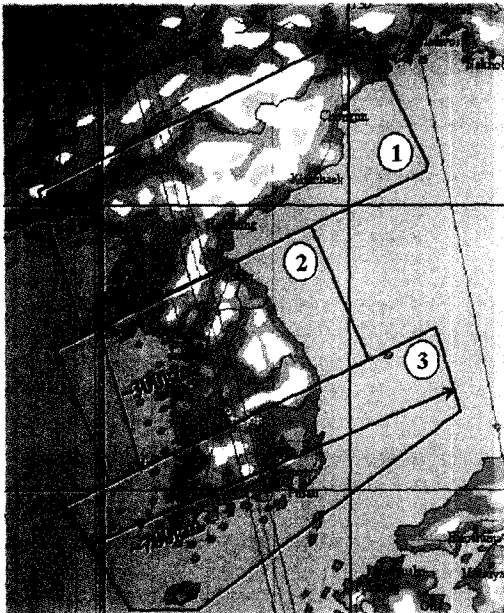


그림 3. 한반도 영역

가 된다. 즉 관측위성이 한번 지표면을 훑고 지나갈 때 볼 수 있는 폭이 60km인 셈이다. 그러면 좀 더 잘 보기 위해서 해상도 1m의 카메라를 쓰면 그 관측폭은 어떻게 될까? 만약 6000개 짜리를 그대로 쓰면 관측 폭은 6km가 된다.

지구관측위성은 대개 지구상공을 남에서 북으로 또는 북에서 남으로 날아다니면서 지구를 관측한다. 지도제작을 위해서 해상도 1m 카메라로 한반도 폭을 600km로 가정하면,  $600\text{km}/6\text{km}=100$ 회를 지나가야 된다. 그것에 비해 해상도 10m 짜리는  $600\text{km}/60\text{m}$ , 즉 10회면 된다. 그러니까 고해상도 일수록 한반도 전체를 촬영하는데는 더 많은 시간을 요구한다. 특히 한반도 상공을 지나갈 때마다 날씨가 항상 쾌청하다는 보장도 없을 뿐만 아니라 위성의 수명은 제한되어 있다는 점을 유의해야 한다.

CCD 개수를 늘이면 관측폭이 늘어난다. 그러면 CCD 개수를 얼마나 늘일 수 있을까? 해상도 1m 카메라를 이용해서 관측폭이 60km가 되도록 하려면 6000 픽셀을 갖는 선형 CCD 10개를 옆으로 늘어놓아야 한다.

CCD를 놓는 위치는 카메라 즉 망원경 광학계의 초평면(focal plane)이다. CCD를 여러개 놓기 위해서는 이 초평면의 크기가 커야한다. 이 초평면의 크기는 광

학계의 시야를 의미한다. 광학계의 초점거리가 일정한 경우에 광학계의 시야(field of view)가 크면 초평면의 크기가 크고, 광학계의 시야가 작으면 초평면의 크기가 작다. 즉 초평면의 크기는 광학계 시야의 크기에 비례한다. 따라서 초평면의 크기를 키우고자 할 때에는 광학계의 시야를 크게 설계해야 한다.

일반적으로 굴절광학계에 비하여 반사광학계가 갖는 큰 장점은 색수차가 없고 고해상도를 구현할 수 있다는 것이다. 반면에 반사광학계의 단점은 시야의 크기가 상당히 제한된다는 것이다.<sup>11)</sup> 17세기 초에 개발된 초기망원경인 뉴턴(Newtonian) 망원경이나 카세그레인(Cassegrain) 망원경으로 구현할 수 있는 최대시야각은 0.2°밖에 되지 않는다. 그 뒤에 조금 더 진전된 반사망원경 광학계는 리치크레션(Ritchey Chretien) 망원경으로서 최대의 시야각은 0.8°이다. 최근에 설계제작된 대부분의 천체망원경은 이 리치크레션 망원경이다. 우주망원경 중에는 반사망원경의 시야각을 넓히기 위하여 렌즈 모듈을 추가하여 카타디옵트릭(Catadioptric) 광학계를 쓴 경우도 있다. 어쨌든 지구관측위성에 사용될 망원경은 고해상도이면서 시야가 조금이라도 크면 짧은 시간에 넓은 지역을 촬영할 수 있어서 좋다.

굴절망원경의 경우는 최대시야가 100°나 되어 한꺼번에 충분히 넓은 지역을 촬영할 수 있다. 그런데 문제는 고해상도를 원할 경우에 렌즈를 크게 만들어야 하지만 대략 직경이 30cm 이상이 되면 제작이 너무 까다롭고 무게가 상당히 증가한다. 따라서 넓은 시야를 구현할 수 있으나 고해상도를 구현하기에는 상당히 곤란하다. 그러니까 고해상도 망원경은 렌즈를 쓰지 않고 반드시 반사경을 쓴다. 앞에서 한번 언급한 바 있지만 렌즈를 쓰는 광학계와 반사경을 쓰는 광학계를 구현하는 기술은 완전히 다르다. 현재의 국내 기술수준은 소형 렌즈 광학계를 설계제작하는 정도이며, 대구경 반사경을 설계제작하는 기술은 현재 시작 단계에 있다.

위성영상을 판매하기 위하여 1999년에 발사되어 운용중인 IKONOS의 해상도는 0.8m(지표면에 대하여 수직 하방향으로 관측할 때)이고, 관측폭은 11km이다. 대략 15000개 픽셀을 갖는 선형 CCD 1개를 초평면에 갖다 놓은 것에 해당한다. IKONOS가 한반도

를 모두 커버하기 위해서는 최소한 60회 정도 한반도 상공을 지나가야 한다.

IKONOS의 망원경 광학계는 리치크레션 보다 발전된 코쉬(Korsch) 광학계를 사용하고 있다. 코쉬 광학계는 렌즈모듈을 사용하지 않은 완전 반사광학계이며, 최대 시야각은 1.5°로서 리치크레션 보다 시야를 약 2배 가량 넓게 쓸 수 있다. 그 대신에 반사경이 하나 더 추가되어 있다. 즉 카세그레인이나 리치크레션 반사경은 2개의 반사경(2반사 광학계)으로 구성되어 있지만 코쉬의 경우는 반사경을 하나 더 추가하여 시야를 확장하여 놓은 3반사 광학계이다.

### 3. 우주망원경 광기구설계

#### 3.1 일반적인 설계원리

설계의 기본원칙을 적용한다는 것은 좋은 성능을 갖는 우주망원경을 설계하려는 목표를 달성함과 동시에 최소의 기간과 인력으로 최대의 결과를 얻으려고 하는 시도라고 볼 수 있다.<sup>[2]</sup> 우주망원경의 설계의 시작단계에서 뿐만 아니라 설계를 수행하는 동안 기본적으로 적용해야 할 원칙은 다음과 같이 크게 여섯 가지로 구분할 수 있다.

##### ■ Subassembly의 기능적 모듈화

우주망원경이란 여러 개의 기능을 가진 subassembly를 조합해 놓은 장비로 생각할 수 있으며, 이러한 subassembly를 기능에 따라 잘 구분하고, 구분된 subassembly는 독립적으로 설계되고 검증될 수 있어

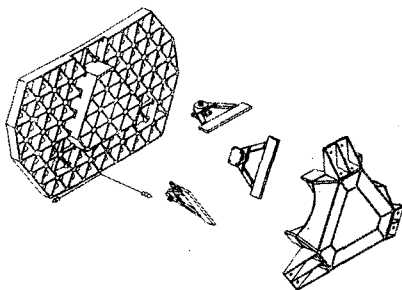


그림 4. 반사경 모듈

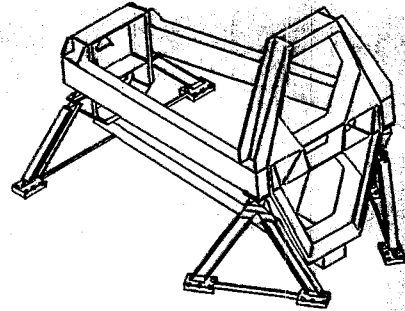


그림 5. 망원경 주구조(Primary Structure)

야 한다. 설계가 진행되는 동안 부분적인 수정사항이 발생하는 것은 허다히 있는 일이다. 이러한 부분적인 수정이 전체를 수정하는 일로 파생된다면, 많은 시간과 경비를 소모하게 되며 자칫 제한된 예산과 일정을 초과시키게 되는 위험을 초래하게 된다. 따라서 충분히 잘 정의된 기능별 subassembly를 별도로 설계하고 결합하는 것은 주요한 설계원칙 중의 하나이다. 예를 들면 광학부품과 망원경의 주구조(Primary Structure)는 기능이 다르고 각 광학부품은 별개의 위치에 장착되므로 각각 구분할 수 있다. 즉 3개의 반사경을 갖는 망원경인 경우 각 반사경을 모듈화할 수 있으며<sup>[3]</sup>, 주구조 또한 별도로 모듈화할 수 있다. 이 때 각 반사경모듈은 반사경, 지지구조 및 Baseplate로 구성된다. 다음 그림 4와 그림 5는 각각 반사경모듈과 주구조 모듈의 예를 보여준다.

##### ■ 하중경로(load path)의 명확성 및 단순성

여러 개의 다른 기능을 가진 모듈을 조립하여야 하나의 우주망원경이 만들어 질 수 있다. 반사경모듈, 주구조 모듈 및 검출기모듈을 결합해야 하는데, 이 경우 각각의 모듈이 가져야 할 강도(stiffness)는 다르다. 특히 우주망원경은 로켓발사시 로켓에서 발생하는 진동에 잘 견뎌야 우주공간에 보내졌을 때 모든 것이 제 기능을 발휘할 수 있게 된다. 따라서 우주망원경을 탑재할 위성체와 발사체를 가정하고, 발사체로부터 발생하는 하중이 위성체를 거쳐 우주망원경 주구조에 전달되므로, 반사경모듈에 전달되는 하중경로 및 하중에 대한 정의를 명백하게 하여 설계에 반영하여야 한다.<sup>[3]</sup>

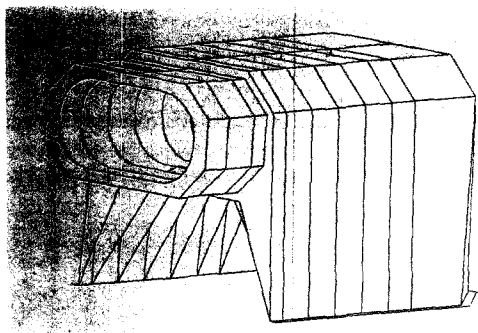
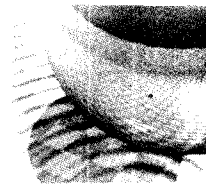


그림 6. 분리된 부구조(Secondary Structure) 형상

### ■ 부구조(Secondary Structure)의 분리성

우주망원경에서 부구조라함은 예를 들어 산란광을 차단해주는 baffle과 vane 같은 구조물로서 주구조에 비해서 구조의 미세한 변형이 기본성능에 심각한 영향을 미치지 않는 구조물을 말한다. 따라서 그 강도가 주구조 만큼 높지 않다. 이러한 부구조물이 주구조에 장착되어 열이나 하중의 직접적인 전달로 인해 주구조의 변형을 일으키는 것을 막아야 한다. 그러므로 부구조물은 열이나 하중이 직접 전달되지 않도록 분리될수록 좋다. 뿐만 아니라 구조의 기능이나 강도가 다르기 때문에 여러 가지 시험평가를 별도로 수행할 수 있도록 분해결합이 용이해야 한다. 다음 그림 6은 분리된 부구조의 예를 보여주고 있다.

### ■ 조립조정을 위한 접근(Accessibility)의 용이성

이 점은 아주 기본적이고 상식적인 원칙의 하나이다. 대체로 광학적 구조적인 설계에 초점을 맞추어 설계에 열중하다보면 좋은 광학적, 구조적인 성능은 만족하나 막상 제작후에 조립하거나 조정을 위한 치구를 사용할 공간확보를 간과하는 수가 있다. 조립치구가 사용될 공간이 충분치 않아서 조립 또는 분해시 시간이 많이 소모되거나 아예 그 공간을 찾을 수 없다면 실로 끔찍한 일이 아닐 수 없다. 따라서 조립조정을 위한 접근의 용이성은 좋은 광학 및 구조성능을 갖는 것과 같은 차원의 설계 원칙이라 할 수 있다.

### ■ 우주환경에 검증된 부품 및 기술의 사용

우주환경은 지상에서 아무리 잘 시뮬레이션을 해도

그것과 똑같지 않다. 즉 태양열을 받을 때와 받지 않을 때의 극심한 온도의 변화, 태양열을 받는 면과 받지 않는 면의 극심한 온도차이, 고진공, 무중력 및 방사선의 영향등 이러한 환경을 따로 따로 만들어서 부분적으로 시험할 수는 있으나 동시에 모두 시뮬레이션해서 시험하기란 거의 불가능하고, 설사 하더라도 완벽하지 않다. 그러므로 지상에서 지극히 정상적으로 잘 작동되는 부품이라 할지라도 충분한 검증을 거치지 않으면 결코 안심할 수 없을 뿐 아니라 그 검증을 위한 방법 및 시간과 경비는 쉽게 도출되지 않는다. 따라서 기 검증되지 않은 부품이나 기술은 위험부담을 한층 증가시키며, 우주공간에 올려진 장비의 고장은 수리 불가능하다는 것에 유의 해야한다. 불가피한 경우를 제외하고는 기 검증된 부품과 기술을 사용하여 설계하여야 한다.

### ■ 부품의 반복성과 호환성

우주망원경의 부품은 여러 번 제작해도 동일한 성능을 가질 수 있어야 한다. 설계에서 발사까지 여러 번 같은 부품을 사용하게 되며, 그 부품이 같은 성능을 가져야 최종발사를 위한 조립후 모든 성능을 만족할 수 있다. 경제적인 측면에서 가능하면 같은 부품끼리는 호환성이 유지되어야 한다. 제작 시험평가 기간동안 부품의 망실에 의한 지연사태의 발생을 억제하거나, 동일한 제작치구의 사용으로 경비절감의 가능성을 높일 수 있기 때문이다.

## 3.2 광기구설계(Optomechanical Design) 과정

광기구설계는 광학계, 구조 및 열 설계와 결코 분리하여 생각할 수 없다. 즉 광기구설계란 광학계, 구조 및 열 분야를 종합적으로 이해하고 다루어야 한다. 아래 그림 7에서 보는 바와같이 광기구설계는 임부분석으로부터 도출된 검출기 특성과 성능요구조건을 분석하여 광학계, 구조 및 열 설계를 위한 요구조건을 도출해야 한다. 그리고 각각 요구조건을 가지고 설계분석된 데이터를 이용하여 1) 부품제작을 위한 규격서를 만들고, 2) 부분품 과 전체 조립 및 시험평가 계획을 수립하여, 3) 최종수락검사를 위한 우주환경에서의 망

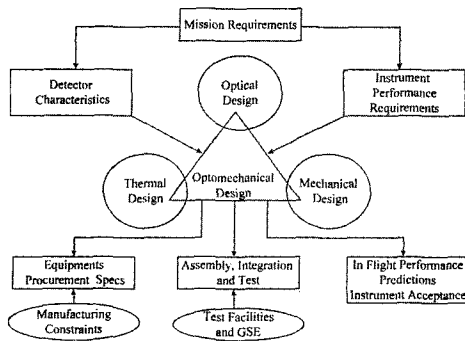


그림 7. 광기구설계 과정 흐름도

원경의 성능을 예측한다. 이러한 일련의 작업과정이 바로 광기구설계 과정이라고 할 수 있다.

좀 더 구체적인 예를 들어보면, 우주환경에서 망원경의 반사경에 발생하는 despace, decenter 및 tilt의 양은 그 크기에 따라 영상의 질을 좌우한다. 따라서 온도변화 또는 중력변화에 따른 그들의 변화량을 분석하여야 하는 것이 그 크기를 예측하는 방법이다. 그 중에서 온도변화에 따른 반사경의 despace, decenter 및 tilt를 조사하는 것은 하나의 좋은 예가 될 수 있다. 즉 열해석을 통하여 우주궤도상에서 일어나는 온도변화에 따른 구조의 온도분포도를 구하고, 구조해석에서는 구조에 대한 온도분포도를 이용하여 열탄성해석(thermo-elastic analysis)을 한다. 그 결과로서 반사경에 발생하는 despace, decenter 및 tilt의 양이 계산되며, 이를 이용하여 광학계설계 엔지니어는 광학성능저하를 예측할 수 있다. 이러한 일련의 설계과정은 설계 전 과정을 통하여 반복해서 수행된다. 왜냐하면, 임무분석에서 도출된 성능요구조건이 바뀌는 경우에 광기구설계 요구조건이 바뀌게되며, 이에 따라 열해석, 구조해석 및 광학계분석 결과가 달라질 수 있기 때문이다. 또는 부분적인 형상변경이 열해석이나 구조해석을 다시 수행하도록 만들기 때문이기도 한다. 그러므

로 광기구설계 수행자는 시스템 요구조건의 변경을 적절한 시기에 적절한 방법으로 광학, 구조 및 열 해석에 반영하고, 그 결과가 시스템요구조건에 일치하는지의 여부를 항상 점검하여야 한다. 경우에 따라서 광기구분석 결과가 시스템 요구조건을 도저히 만족시킬 수 없는 경우에는 그 요구조건의 수정을 요구할 수도 있다.

광기구설계 과정에서 주로 사용되는 대표적인 설계 소프트웨어는 다음과 같다.<sup>[4]</sup>

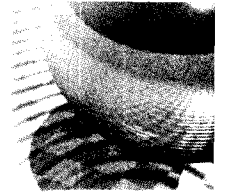
- 광학계 설계 : Code-V, ZEMAX
- 산란광 해석 : ASAP, APART
- 기구 및 형상 설계 : EUCLID, I-DEAS
- 구조 해석 : NASTRAN, ANSYS, I-DEAS
- 열 해석 : THERMICA(ESATAN), SINDA

#### 4. 결론

지구관측위성에 탑재되는 우주망원경에 대한 해상도 및 관측폭과 우주망원경 광학계의 상관 관계에 대하여 알아보았으며, 우주망원경을 개발하기 위한 광기구설계 과정에 대하여 간단히 살펴보았다.

즉 우주망원경을 개발하기에 앞서 무슨 목적으로 어떤 용도에 사용할 것인지를 명백히 하여서 그에 적합한 해상도 및 관측폭을 설정함으로써 최적화된 우주망원경의 광학계 선정 및 설계변수를 도출할 수 있으며, 그에 따른 광기구설계는 기본원칙에 충실하면서 광학계설계, 열해석 및 구조해석 엔지니어의 유기적인 역할에 따른 각각의 결과를 시스템 요구조건과 적절히 비교 분석하는 절차를 통하여 우주망원경 개발의 성공에 도달할 수 있다.

#### 참고 문헌



## 참고 문헌

- (1) C. B. Pease, *Satellite Imaging Instruments*, Chap. 3, pp. 47-53, Ellis Horwood, 1991.
- (2) 김현규, "고분해능 우주망원경 설계기법", 한국물리학회 광학 및 양자전자분과 초청논문발표, 10월, 1999.
- (3) H. K. Kim, W. G. Kwon, and J. S. Gu, "Dynamic Analysis of a One-meter Primary Mirror for a Space Telescope", *SPIE-Space Telescopes and Instruments II*, Denver, Colorado, Aug., 1996.
- (4) P. R. Yoder, Jr. *Optomechanical Systems Design*, Marcel Dekker Inc., Chap. 1, p.19, 1993.

## 약 령



### 김현규

1978 경북대학교 사범대학 물리학과(이학사)  
 1981 경북대학교 대학원 물리학과(이학석사)  
 1990 경북대학교 대학원 물리학과(이학박사)  
 1994~1995 미국 애리조나 대학 광학센터(방문교수)  
 1997~1999 프랑스 Astrium 파견근무  
 2000~ 현재 충남대학교 물리학과 겸임교수  
 1984~ 현재 국방과학연구소 책임연구원  
 E-mail: hkim@add.re.kr