

위성체의 자세결정기법에 관한 연구

A Study of Attitude Determination Techniques for Satellite

조겸래*, 서동훈**

K. R. Cho* and D. H. Suh**

요 약

Cone Intercept Method(CIM)는 스핀-안정화 인공위성의 자세결정에 사용되는 방법으로서 주로 전이궤도상에서 많이 사용되는 자세결정법이지만 지구정지궤도에서도 사용될 수 있는 방법으로 잘 알려져 있다. 본 논문에서는 CIM을 지구정지궤도에서 적용하여 얻은 결과를 검토함으로써 CIM의 성능과 한계점을 지적하는데 목적이 있다. CIM은 태양센서와 지구센서를 사용하는데 태양센서는 태양원추각을 구하기 위한 것이며, 지구센서는 지구원추각을 구하기 위한 것이다. CIM은 이 2개의 원추각으로 형성된 원추들의 교선을 구하므로써 인공위성의 스핀축을 찾아낸다.

Abstract

The cone intercept method (CIM) is generally used for attitude determination of a spin-stabilized satellite. The method is popularly used on a transfer orbit, but it is well known that it can also be used for the geosynchronous orbit. In this paper, the CIM is applied to the geosynchronous orbit and its performance and limitations will be investigated from the results. The CIM implements two sensors (Sun and Earth sensors). The Sun sensor finds the angle between the spin-axis and the direction vector to the Sun and the Earth sensor does the angle between the spin-axis and the direction vector to the Earth. By using these two cone angles, the CIM gives the direction of the spin-axis of the satellite.

I. 서 론

인공위성의 자세는 궤도진입시의 부정확한 추진과 궤도상에서의 여러가지 섭동영향으로 인해서 변하게 된다. 이렇게 변화된 자세를 그때 그때 제어해 주지 않으면 경우에 따라서는 인공위성이 자신의 임무를 전혀 수행할 수 없는 결과를 초래할

수도 있다. 그래서 인공위성의 자세를 제대로 유지하기 위해서 정기적으로 정확한 자세결정과 함께 정밀한 자세제어를 해 주게 되는데 본 논문에서는 스핀-안정화 인공위성을 자세제어하기 위한 전 단계로서 자세를 결정하는 방법에 대해서 고찰해 보고자 한다.

인공위성의 자세를 결정하는 방법에는 여러 가지가 있지만 스핀-안정화 인공위성의 자세를 결정

*부산대학교 항공우주공학과, 기계기술연구소(Dept. of Aerospace Eng., Pusan National Univ., Reserch Institute of Mechanical Technology)

**부산대학교 항공우주공학과 대학원(Pusan National Univ., Graduate School)

· 논문번호 : 98-2-3

· 접수일자 : 1998년 11월 23일

· 이 논문은 1997년 학술진흥재단의 공모과제 연구비에 의하여 연구되었습.

하는데는 일반적으로 "Cone Intercept Method (CIM)"가 사용된다^[1]. CIM은 주로 전이궤도 상에서 사용되는데 그 이유는 전이궤도에서는 인공위성이 대부분 스핀에 의해서 자세를 유지하기 때문이다. 그런데 만약 인공위성이 정지궤도나 그 외의 궤도에서도 스핀에 의해서 자세를 유지할 수 있다면 자세결정을 위해서 CIM을 그대로 사용할 수 있을 것이다.

CIM의 알고리즘은 비교적 간단하여 실제로 많이 사용되고 있으나 장동각이 크거나 세차율이 있는 경우에는 사용할 수 없다는 큰 단점도 가지고 있다. 그래서 본 논문에서는 CIM을 지구정지궤도를 비행하는 한 인공위성에 적용하여 그 결과들을 검토하므로써 CIM의 성능과 한계에 대해서 점검해 보고자 한다. 그리고 여기서 얻은 결과는 최근에 GPS등을 이용한 새로운 자세결정법들이 고안되고 있는데 그들의 성능지표로서 역할을 할 수 있을 것으로 본다.

한편, CIM을 적용하기 위해서는 태양센서와 지구센서가 필요한데 이들은 각각 태양원추각과 지구원추각을 구하는데 사용된다. 이 두 개의 원추각에 의한 원추를 겹치면 2개의 교선이 생기는데, 이 가운데 하나는 인공위성의 스핀축을 나타내는 실축이며 다른 하나는 스핀축과는 전혀 상관없는 가상축이므로 두 개의 교선으로부터 실축이 되는 선을 잘 선택해야 한다. 이렇게 하여 인공위성의 스핀축이 결정되면 그 다음에 적당한 자세제어법을 적용하여 인공위성의 자세를 올바르게 유지할 수 있을 것이다.

II. 해석방법

CIM은 태양센서와 지구센서를 사용하므로 태양을 중심으로 한 지구의 공전과 지구적도면 즉, 지구정지궤도면의 편향각(δ)까지 고려해 주어야 한다. CIM에 의한 인공위성의 자세결정은 보통 1초 이내에 이루어지기 때문에 지구의 공전에 따른 영향은 무시할 수 있으며 심지어 인공위성의 궤도비행에 의한 영향도 거의 무시할 수 있을 정도지만

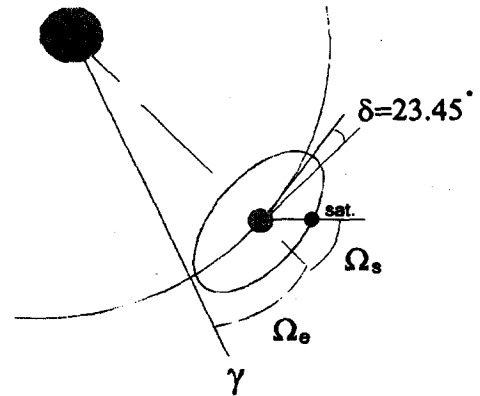


그림 2-1. 지구정지궤도상의 인공위성

Fig. 2-1. Satellite on geosynchronous orbit.

지구의 초기위치 그리고 인공위성의 초기위치는 자세결정을 하는데 있어서 매우 중요하므로 이들에 대한 자료는 정확하게 입력하여야 한다.

그림 2-1은 지구와 인공위성이 각각의 궤도를 비행하고 있는 모습을 나타낸 것이다.

여기서 γ 는 춘분점을 가리키며 Ω_e, Ω_s 는 각각 지구와 인공위성의 방위각을 나타낸다. 본 연구에서는 이들의 값을 모두 30° 로 하였다.

이 각도들을 30° 로 정한 이유는 인공위성이 지구의 그림자 영역에 들어가면 태양센서가 기능을 발휘할 수 없어서 결국 인공위성의 자세가 결정될 수 없기 때문에 이런 제약을 피하기 위한 최소한의 값을 정한 것이다.

2-1 태양센서와 지구센서의 위치

태양센서와 지구센서는 태양과 지구가 한번 스쳐지나가는 것으로 그들의 역할이 끝나므로 인공위성의 자세결정 역시 인공위성이 한번 회전하는 시간내에 이루어진다. 그리고 센서의 위치가 서로 가까우면 태양센서가 태양빛을 감지하는 순간 지구센서가 간섭을 받을 수 있는데 이런 문제를 피하기 위해서 그들이 서로 180° 의 간격을 유지하는 것이 좋다.

그림 2-2는 태양센서와 지구센서가 인공위성의 측면에 서로 정반대의 위치에 부착된 모습을 나타

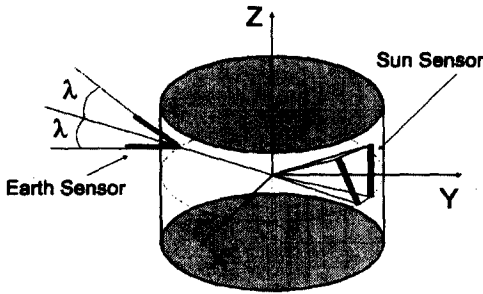


그림 2-2. 태양센서와 지구센서
Fig. 2-2. Sun and earth sensors.

낸 것이다.

2-2 V-beam 태양센서

V-beam 태양센서는 전형적인 태양센서로서 2개의 센서가 V자 모양으로 구성되어 있다. 각각의 센서는 태양빛이 감지되면 펄스(pulse)가 발생하는데 태양원추각은 인공위성의 스핀율과 2개의 센서에서 발생하는 펄스 사이의 시간차에 의해서 얻어진다. 태양센서의 구조는 그림 2-3과 같다.

그림 2-3에서와 같이 2개의 태양센서는 V자 모양을 하고 있는데 주의하여야 할 것은 각각의 각도가 태양원추각을 계산하는데 영향을 주므로 이들의 각도를 정확하게 유지해 주어야 한다는 것이다. 본 연구에서는 3개의 각을 다음과 같이 지정하였다.

$$i = 30^\circ, j = 60^\circ, k = 10^\circ$$

태양센서의 FOV (Field of View)는 자세결정하는데 있어서 정확도에 영향을 주므로 인공위성과 태양을 잇는 직선에 대해서 자세각이 매우 크거나 또는 매우 작은 경우에도 태양빛을 감지할 수 있도록 FOV의 각을 크게 해 주어야 한다. 그리고 태양센서의 세로간격은 좁을수록 더욱 정확한 자세결정이 이루어지므로 성능이 유지되는 한 태양센서의 세로간격을 최소로 해주는 것이 좋다. 본 연구에서는 FOV를 (60×0.1°)로 매우 전형적인 것을 사용하였다.

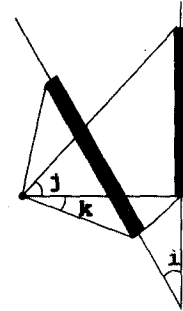


그림 2-3. 태양센서의 구조
Fig. 2-3. Sun sensor's structure.

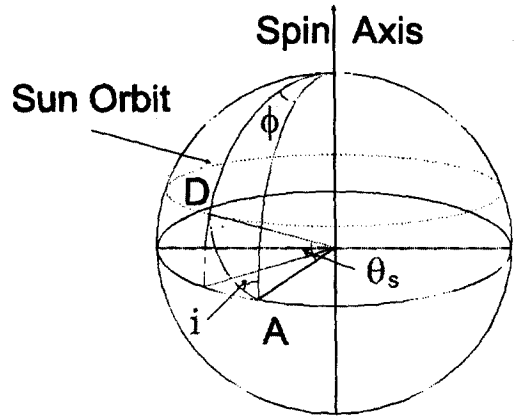


그림 2-4. 태양원추각
Fig. 2-4. Sun cone angle.

그림 2-4에서 θ_s 가 바로 태양원추각인데 이것은 ϕ 와 함께 구삼각관계식에 의해서 얻어진다. 먼저 2개의 태양센서로부터 펄스가 감지되면 그 시간차 (Δt)를 알 수 있고 이것과 함께 자이로에서 감지된 스핀속도 (σ)는 천구의 회전각 ϕ 를 제공해준다.

$$\phi = \sigma \Delta t \tag{2.1}$$

이제 그림 2-4로부터 구삼각관계식을 이용하면 다음과 같은 관계식을 얻는다.

$$\frac{\sin \theta_s}{\sin i} = \frac{\sin A D}{\sin \phi} \tag{2.2}$$

$$\frac{\sin(90 - \theta_s)}{\sin(90 - i)} = \frac{\sin AD}{\sin 90^\circ} \quad (2.3)$$

이 2개의 식에 의해서 태양원추각 (θ_s)은 다음과 같이 구해진다.

$$\theta_s = \cot^{-1}(\sin \phi \cot i) \quad (2.4)$$

이렇게 태양원추각이 구해지면 인공위성과 태양을 잇는 직선을 중심으로 태양원추각에 의한 태양원추를 형성할 수 있다. 이것은 다음의 지구센서에 의해서 얻어지는 지구원추와 함께 인공위성의 스핀축을 찾아내는 기본형상이 된다.

2-3 지구센서 (Earth Sensor)

지구센서는 2개의 스캐닝센서를 이용하는데 이들은 그림 2-2에서와 같이 태양센서의 정반대쪽에 부착되며 2개의 센서 모두가 지구를 감지할 수 있도록 작은 각도를 유지하고 있다. 본 연구에서는 지구센서의 각을 $\lambda = 4^\circ$ 로 지정하여 센서가 지구를 스캐닝하여 자세결정을 할 수 있는 범위를 최대한으로 하였다. 이렇게 고정된 지구센서로 지구원추각을 구하는 과정은 그림 2-5로부터 유도된다.

먼저 그림 2-5와 같이 인공위성의 스핀축을 중심으로 천구를 생각하고 지구를 이 천구에 투영한 다음, 인공위성 표면에 부착된 2개의 지구센서가

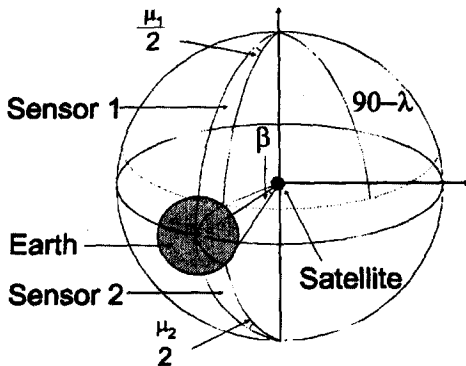


그림 2-5. 지구원추각
Fig. 2-5. Earth cone angle.

지구를 스캐닝하는 시간을 각각 측정하여 각각의 시간에 해당하는 천구의 회전각을 구한다. 그러면 천구의 상반부와 하반부에 형성된 2개의 구삼각형으로부터 다음의 관계식을 얻게 된다.

$$\cos \beta = \cos \theta_s \sin \lambda + \sin \theta_s \cos \lambda \cos \frac{\mu_1}{2}$$

$$\cos \beta = -\cos \theta_s \sin \lambda + \sin \theta_s \cos \lambda \cos \frac{\mu_2}{2}$$

- β = 지구반지름에 대한 스캐닝 각도
- μ_1 = 윗 지구센서 스캐닝 각도
- μ_2 = 아래 지구센서 스캐닝 각도

이때 이 2개의 식으로부터 지구원추각 (θ_s)은 다음과 같이 얻어진다.

$$\theta_s = \tan^{-1} \frac{2 \tan \lambda}{[\cos(\mu_2/2) - \cos(\mu_1/2)]} \quad (2.5)$$

여기서 한가지 주지할 사항은 잘 알려져 있는데 지구는 정확하게 구가 아니기 때문에 지구의 Geodetic 문제와 표면에서의 요철에 대한 정밀한 보상이 이루어진다면 더욱 정확한 지구원추각을 구할 수 있고 따라서 더욱 정교한 자세결정을 할 수 있다는 것이다. 본 연구에서는 지구를 완전한 구로 생각하고 지구원추각을 구했으므로 좀 더 실제에 가까운 연구를 하기 위해서는 앞에서 언급한 내용들을 더 첨가해야 할 것이다.

2-4 Cone Intercept Method

CIM은 앞에서 얻은 2개의 원추각 θ_s , θ_e 와 그에 해당하는 2개의 원추를 이용하여 인공위성의 자세를 결정하는데 그림 2-6과 같이 태양원추와 지구원추가 교차하는 직선이 바로 인공위성의 스핀축이 된다. 이때 교선이 2개 생기는데 하나는 의미없는 가상축(imaginary axis)이고 다른 하나는 인공위성의 실제의 자세를 나타내는 실축(real axis)이므로 2개의 교선 가운데 실제 스핀축을 가려내는 것이 필요하다.

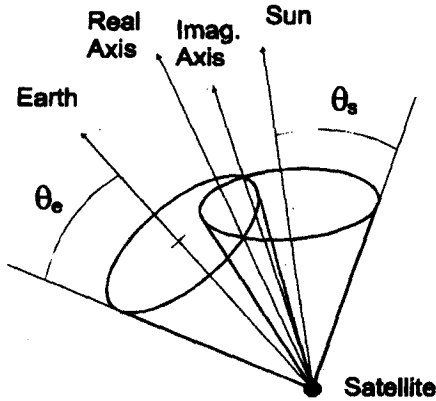


그림 2-6. 원추교선 방법
Fig. 2-6. Cone Intercept Method.

위의 그림에서 2개의 자세축 가운데 실측을 구하기 위해서는 원추의 기하를 이용하면 된다. 2개의 원추 가운데 하나의 크기를 고정하고 이것과 교차할 수 있는 두 번째의 원추를 결정하면 원추의 밑면에서 만나는 2개의 교점을 찾을 수 있다. 그러면 원점과 함께 2개의 교선이 생기는데 이때 실측은 장동각이 작은 것을 선택하면 된다. 이렇게 해서 결정된 스피너축은 실제의 스피너축과 비교하므로써 CIM의 정확도를 평가할 수 있다.

III. 결 과

본 연구에서는 스피너-안정화 인공위성의 자세를 결정하기 위해서 즉, 스피너축을 구하기 위해서 CIM을 적용하였으며 특히 전이궤도에서 전형적으로 사용되는 자세결정법인 CIM을 지구정지궤도에 적용해 보므로써 CIM의 자세결정 능력을 점검해 보았다.

사용된 인공위성의 관성모멘트는 위에서 기술하였으며 ($I_x = I_y < I_z$)의 관계가 있으므로 인공위성이 외부의 힘에 의해서 자극을 받는다면 단순한

관성모멘트	kg-m ²
I_x	50
I_y	50
I_z	100

스핀운동을 유지하지 못하고 Pericycloidal 운동으로 변환할 것이다.

한편, 초기시간에 대해서 지구는 태양에 대하여 30° 위치에 있으며 인공위성 또한 지구중심좌표계에 대하여 30°의 방위각을 갖도록 하였다. 그리고 인공위성의 스피너축은 장동각을 4.83°로 고정하고 세차각은 다음의 4가지 경우에 대해서 평가를 하였다 (그림 3-1 참조).

*세차각 (ϕ): 45°, 135°, -135°, -45°

이 자세에 대한 스피너율을 -532.447[°/s]로 정했는데 특별히 (-)부호가 붙는 이유는 Pericycloidal 모드에서는 세차운동의 방향과 스피너운동방향이 서로 반대이기 때문이다.

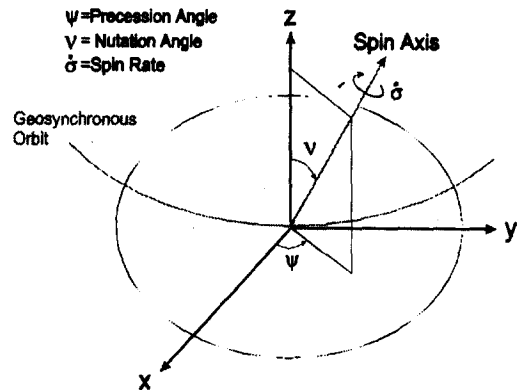


그림 3-1. 자세평가 모델
Fig. 3-1. Model for attitude determination.

위의 그림에서 z-축은 지구정지궤도가 이루는 평면에 대하여 수직이고 x-축은 지구에서 인공위성을 향하는 방향이며 y-축은 인공위성의 진행방향을 나타낸 것이다.

위에서 언급한 4가지의 세차각 (ϕ)에 대해서 CIM은 표 1과 같은 결과를 냈다.

표 1에서 보는 바와 같이 실제 스피너축과 CIM에 의해서 얻은 스피너축 사이의 오차는 최대 0.065°이고 최소 0.04°이다. 이와 같은 결과는 일반적으로 많이 사용하는 태양센서나 지구센서의 오차와 일치하는데 태양센서와 지구센서에 대한 자료는 참

표 1. CIM의 결과

Table 1. Results from the CIM.

세차각 (deg)	스핀방향 단위벡터			오차 (deg)
	축	실제자세	CIM	
45	x	0.05954	0.05919	0.044
	y	0.05954	0.06022	
	z	0.99645	0.99643	
135	x	-0.05954	-0.05919	0.653
	y	0.05954	0.04816	
	z	0.99645	0.99798	
-45	x	0.05954	0.05919	0.653
	y	-0.05954	-0.04816	
	z	0.99645	0.99708	
-135	x	-0.05954	-0.05825	0.091
	y	-0.05954	-0.05861	
	z	0.99645	0.99658	

고도서 [2]에 자세하게 기술되어 있으므로 참고하기 바란다. 이렇게 CIM에 의한 자세결정이 상당히 신뢰성이 있고 알고리즘도 비교적 간단하기 때문에 실제 인공위성에 적용하기가 매우 용이하다.

한편, 전형적인 CIM의 방법으로는 2개의 지구센서 중에서 하나라도 지구를 스캐닝하지 못하면 즉, 장동각이 지나치게 크면 (6.5° 이상) 지구원추각 (θ_e)이 부정확하게 얻어진다. 따라서 이런 조건으로부터 CIM의 적용한계가 정해진다. 그리고 지구센서의 각도가 중심으로부터 4°의 고도각을 갖고 지구정지궤도에서 인공위성이 지구를 감지할 수 있는 최대각도가 약 8.4°이므로 2개의 센서가 동시에 지구를 감지할 수 있는 최대범위는 4.7°이다.

그런데 한 쪽의 센서가 지구를 감지하지 못하더라도 나머지 하나는 12.7°까지 감지할 수 있어서 지구센서의 최대감지각이 12.7°로 생각할 수 있으나 실제로 하나의 지구센서만 기능할 수 있는 경우에 대해서 시뮬레이션을 해본 결과 오차가 많이 발생하여 자세결정력에 대해서 신뢰할 수가 없었다. 그래서 여러각도를 적용하여 얻은 결과를 검토해 보았는데 0~6.5°에서 스핀축의 오차가 1°이내가 되므로 CIM의 한계가 이정도에서 결정되어야 할 것으로 여겨진다. 그러므로 CIM은 상당히 정교하게 운영되는 스핀-안정화 인공위성의 자세결정에 사용되어야 한다는 것을 알 수 있다.

IV. 결 론

Cone Intercept Method (CIM)는 전이궤도에서 스핀-안정화 인공위성의 자세를 결정하는 전형적인 방법이다. 그런데 이 방법이 지구정지궤도상에서도 잘 적용될 수 있는지 그 효용성을 검토하였다.

결과에서 알 수 있듯이 CIM은 스핀축이 고정된 상태에서 그리고 장동각이 작은 경우(6.5°)에 대해서는 매우 정확한 자세평가를 해 주었다. 그리고 위의 결과는 지구의 공전과 인공위성의 궤도비행을 진행하면서 얻은 결과이므로 장동각이 한계내에 있는 경우라면 조금 더 실제적이라고 할 수 있다. 물론 CIM에 의한 자세결정은 1초 이내에 이루어지므로 궤도비행 진행이 결과에 큰 영향을 주지는 않았다. 그리고 장동각이 크면 클수록 오차는 더욱 커지는데 장동각의 한계부근에서 약 1° 정도의 오차가 발생함을 확인하였다.

지금까지는 인공위성이 단지 스핀만 하는 경우에 대해서 고찰했는데 장동각이 6.5° 이하인 경우에는 CIM이 매우 좋은 자세결정법이라는 결론을 얻었다. 그러나 실제의 스핀-안정화 인공위성에서는 심한 경우에 장동각이 30~40°까지 발생할 수 있고 또한 워블(Wobble)현상까지 있을 수 있으므로 이런 경우에는 CIM에 의한 자세결정은 전혀 의미를 갖지 못한다. 그래서 이런 경우는 인공위성의 내부에 장착된 자이로와 추력기를 사용하여 먼저 장동운동과 세차운동을 바로 잡고 인공위성은 오직 스핀운동만 하게 한 후에 자세결정을 해야 할 것이다. 그러나 최근의 스핀-안정화 인공위성의 자세평가는 거의 대부분 매우 정교하게 이루어지고 있으며 무궁화호 역시 상당히 정확한 자세결정이 이루어지고 있는 것으로 볼 때 CIM을 얼마든지 이용할 수 있다는 결론을 얻게 되었다.

참 고 문 헌

[1] Brij N. Agrawal, *Design of Geosynchronous*

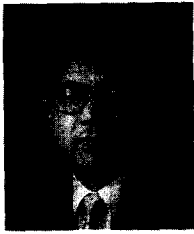
S-spacecraft, 1986,

- [2] James R. Wertz, *Spacecraft Attitude Determination and Control*, D. Reidel Publishing Co., 1986,
 [3] Peter Fortesque and John Stark, *Spacecraft*

Systems Engineering, 1991,

- [4] Marshal H. Kaplan, *Modern Spacecraft Dynamics & Control*, 1976,
 [5] F.P.J. Rimrott, *Introductory Attitude Dynamics*, 1989,

조 검 래(趙謙來)



1977년 2월 : 부산대학교 기계공학과 (공학사)
 1980년 9월 : 조지아 공과대학 기계공학과 (공학석사)
 1986년 5월 텍사스 주립대 항공우주공학 (공학박사)
 1992년 1월~1993년 1월 : JPL

(NASA) 연구원

1998년 4월~현재 : 부산대학교 항공우주공학과 교수
 관심분야 : 우주공학, 유도제어, 궤도해석, 자동제어, 동역학

서 동 훈

1982년 2월 : 인하대학교 항공공학과(공학사)
 1989년 8월 : Auburn University 응용수학과(공학석사)
 1992년 5월 : Auburn University 항공우주 공학과 박사
 수료
 1997년 8월 : 부산대학교 항공우주공학과 대학원 박사과
 정
 관심분야 : 궤도해석, 자동제어, 동역학