

論文

TDI를 사용하는 고해상도 위성의 임무 및 기동 분석

김희섭*, 정대원*, 김응현*, 김규선*

Analysis on Mission and Maneuver
in High Resolution Satellite with TDI

HeeSeob Kim*, Dae-Won Chung*, EungHyun Kim* and Gyu-Sun Kim*

ABSTRACT

Need for agile satellite increases for performing various mission due to increase of satellite image applications and users. In high resolution satellite TDI (time delay and integration) method is adopted in order to improve SNR. But image quality can be degraded by satellite maneuver. In this paper requirements for remote sensing in high resolution satellite with agility are extracted and an approach to operate the agile satellite to perform the missions are proposed. The proposed approach in this paper will be applicable to system level design and analysis.

초 록

위성 영상 활용 분야의 확대 및 사용자 증가에 따라 다양한 형태의 임무를 수행할 수 있는 위성이 요구되고 있다. 대부분의 고해상도 위성은 신호대 잡음비를 향상시키기 위하여 TDI (time delay and integration) 기법을 사용하지만 위성 기동에 의해 위성 영상의 품질 저하가 발생될 수 있다. 본 논문에서는 고해상도 위성이 기동성을 이용하여 지상 관측을 수행하는데 있어서 필요한 위성 자세 관련 요구사항을 도출하고 지상 관측을 수행하기 위한 위성 운영 방안을 제시하는 것을 내용으로 한다. 본 논문에서 제시한 내용은 시스템 수준의 개념 설계 및 분석에 유용하게 사용될 수 있을 것으로 예상된다.

Key Words : TDI(시간차 및 적분), Mission(임무), Maneuver(기동), Modulation Transfer Function(변조 전달 함수), Control Input(제어 입력)

1. 서 론

위성은 항공기와 달리 지상 관측시 접근 제한성이 없으며, 고품질의 균일한 영상을 제공할 수 있다는 장점을 가지고 있다. 1999년도에 발사된 IKONOS의 경우 흑백 해상도 0.82m, 관측폭 11.3km 영상을 제공하며, 2001년도에 발사된 Quickbird의 경우 흑백 해상도 0.61m, 관측폭

16.5km 영상을 제공하고 있다[1,2,3]. 이들 영상은 영상 위치를 보정하는데 사용되는 지상제어점 (Ground Control Point)을 사용하는 경우 1:2,400 수준의 고정밀 지도 제작에 사용될 수 있으며, 지상제어점을 사용하지 못하는 경우 1:24,000 수준의 지도 제작에 사용될 수 있는 것으로 알려져 있다. 국내의 경우 국토기본도로 1:25,000 지도가 사용되고 있으며, 국토 관리 및 GIS 등의 분야에 위성 영상의 활용이 점점 확대되고 있다. 위성 영상 활용 분야의 확대 및 사용자 증가에 따라 위성 설계 및 개발의 중심이 공급자 중심에서 수요자 중심으로 점점 바뀌어 가고 있다. 이러한 현상은 IKONOS, Quickbird, Pleiades 등의 해외

† 2006년 7월 18일 접수 ~ 2006년 8월 16일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원 아리랑위성3호체계종합그룹
연락처, Email : askhs@kari.re.kr
대전광역시 유성구 어은동 45번지

상용 위성 개발에 두드러지게 나타나고 있다. 이들 위성은 사용자의 다양한 요구사항을 만족시키기 위해 기존 위성보다 해상도 및 기동성을 대폭적으로 향상시켰다. 해상도 증가 및 기동성 향상은 위성이 다양한 형태의 임무를 수행하는 것을 가능하게 한 반면에 위성 설계 및 운영에 있어서 많은 제약 조건을 제공하게 되었다.

본 논문에서는 위성 영상의 활용 분야에 따른 위성의 지상 관측 형태를 분석하고 고기동성을 갖는 고해상도 위성을 설계 및 운영하는데 있어서 고려되어야 할 기동 관련 요구사항을 도출하였다. 특히 위성 궤도 진행 방향과 수직인 방향으로 긴 지역을 관측하는 임무에 대한 시스템 수준의 분석을 수행하였으며, 탑재체 시선벡터의 지상 궤적 정보를 이용한 위성 운영 방법을 제시하였다.

II. 임무 분석

2.1 지상 관측 형태

위성에 의한 지상 관측은 위성 영상의 활용 분야에 따라 다양한 형태로 표현된다[4]. 위성 영상을 지도 제작 및 GIS 분야에 활용하기 위해서는 위성 영상은 깨끗하고 선명하여야 하며 영상에 대한 정밀한 위치 정보가 제공되어야 한다. 국토 관리 분야에 위성 영상을 활용하기 위해서는 전 지역을 주기적으로 관측할 수 있어야 한다. Fig. 1과 같은 Strip 형태의 관측은 이러한 목적을 위해 사용될 수 있다. Strip 형태의 관측에서는 고품질의 영상을 확보하기 위하여 관측 중에는 위성 기동이 최소화된다.

Strip 형태의 지상 관측은 많은 지역을 관측할 수 있지만 동일 궤도에서 넓은 지역을 관측할 수 없다는 단점을 가지고 있다. 특히 재해나 재난 등의 발생은 국부적으로 넓은 지역에서 발생하는 경향이 있다. 이러한 분야에 위성 영상이 활용되기 위해서는 위성 기동이 요구된다. 재해나 재난의 형태에 따라 Fig. 2와 같이 위성 진행 방향으로 긴 지역을 관측하거나 Fig. 3과 같이 위성 진행 방향에 수직인 방향으로 긴 지역을 관측할 필요가 있다. 특히 Fig. 3과 같은 형태의 지상 관측에서는 관측 중에도 위성 자세 기동이 요구된다.

넓은 지역에 분포되어 있는 몇 개의 관심 지역만을 관측하기 위해서는 Fig. 4와 같은 형태의 지상 관측이 수행될 필요가 있다. 관측 지역의 크기 및 위치에 따라 관측 시나리오는 다양한 형태로 표현될 수 있다.

3차원 영상을 획득하기 위해서는 Fig. 5와 같

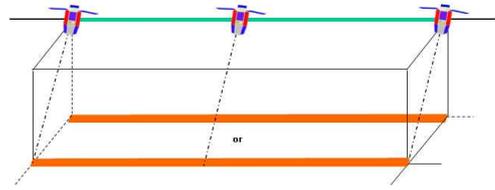


Fig. 1. Strip Imaging

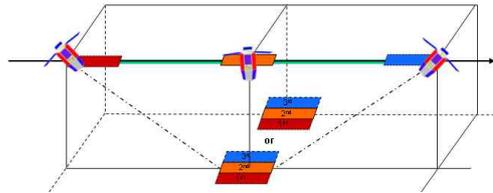


Fig. 2. Wide Area Imaging Along

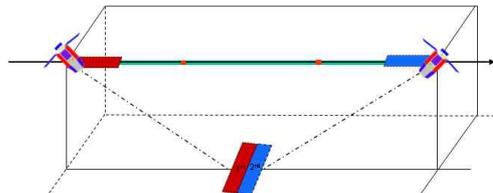


Fig. 3. Wide Area Imaging Cross

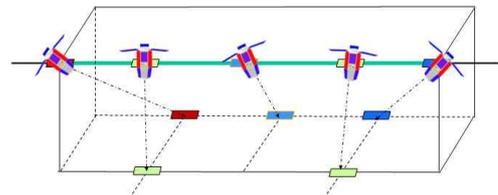


Fig. 4. Multi Point Imaging

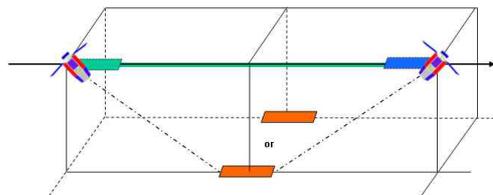


Fig. 5. Stereo Imaging

이 동일 궤도에서 동일한 지역을 관측하는 스테레오 관측이 수행될 필요가 있다.

2.2 위성 운영 요구사항

고해상도 지상 관측 위성의 경우 CCD(Charge Coupled Devices) 어레이 형태의 탑재체가 주로

사용된다. 특히 위성 영상의 지상 해상도를 높이기 위하여 CCD 어레이는 매우 작은 픽셀로 구성되어 있다. 위성이 직하점을 관측하는 경우 한 픽셀에 의해 획득되는 지상 대상물의 크기(GSD, Ground Sample Distance)는 공선조건에 의해 다음과 같이 계산된다.

$$GSD = \frac{p \cdot H}{EFL} \quad (1)$$

여기서 p 는 픽셀의 크기이며, H 는 위성의 고도, EFL 은 유효 초점 거리이다.

위성의 위치 이동 및 자세 변화에 의해 생기는 탑재체 시선벡터의 지상 속도가 V_{LOS} 일 때 한 픽셀이 지상 물체를 볼 수 있는 시간은 다음과 같다.

$$t_{TDI} = \frac{GSD}{V_{LOS}} \quad (2)$$

고해상도 위성의 경우 GSD 대비 탑재체 시선벡터의 지상 속도가 매우 크기 때문에 픽셀이 매우 짧은 시간 동안만 지상 물체를 관측하게 되고 이로 인하여 픽셀에 들어오는 광량이 매우 작아 위성 영상의 신호대 잡음비가 낮게 된다. 일반적으로 영상 처리를 위해서는 높은 신호대 잡음비가 요구되는데 이를 만족하기 위해서 고해상도 위성의 경우 TDI (Time Delay and Integration) 기법을 사용하여 지상 관측을 수행한다.

TDI 기법을 사용하는 경우 Fig. 6과 같이 시간 간격으로 획득되는 동일한 대상에 대한 신호를 중복함으로써 신호대 잡음비를 향상시킨다. TDI 기법을 사용하는 경우 신호대 잡음비를 높일 수 있지만 영상의 식별 성능과 관련된 MTF (Modulation Transfer Function) 성능이 감소된다는 단점이 있다. MTF 성능에 영향을 주는 TDI 관련 요소는 방향 오차와 속도 오차가 있다[5].

● 방향 오차에 의한 성능 저하

공선조건에 의해 탑재체 CCD 평면을 지표면에 투영시킬 수 있다. 지표면에 투영된 CCD 평면은 위성 위치 및 자세 변화에 의해 이동하게 되고 이로 인하여 지상 관측이 수행된다. TDI를 사용하는 경우 시간 간격으로 동일한 대상이 관측되기 위해서는 CCD 평면에서 지상 대상물의 움직임이 CCD 평면의 X 축과 일치하여야 한다. 이를 기하학적으로 표현하면 Fig. 7과 같다. 탑재체 CCD 평면의 X 축, 탑재체 시선벡터 방향 Z 축, 탑재체 시선벡터 중심점에 대한 관측 대상물의 지표면에서의 상대 속도 방향 $-X_e$ 는 동일한 평면에 있어야 한다.

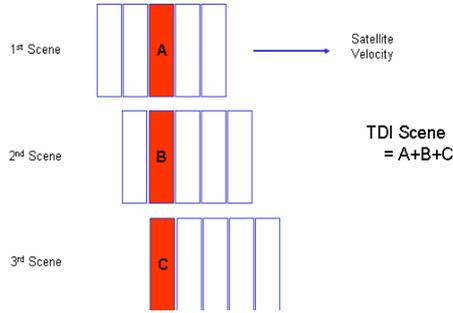


Fig. 6. TDI Operation

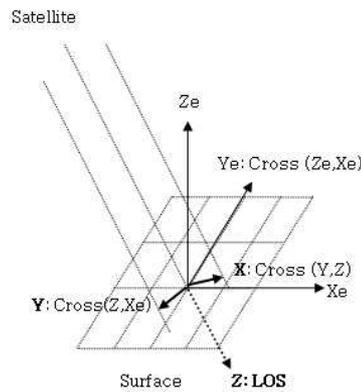


Fig. 7. Satellite Direction for TDI

방향 오차에 의한 MTF 성능 저하는 식(3)과 같다. 위성체 수준의 MTF 성능을 만족하기 위해서 각 오차가 제한된다[6].

$$MTF(\theta) = \frac{\sin(a \cdot N_{TDI} \cdot \tan\Delta\theta)}{a \cdot N_{TDI} \cdot \tan\Delta\theta} \quad (3)$$

여기서 $a = \frac{\pi \cdot f}{2 \cdot f_N}$ 이고, f_N 은 픽셀의 Nyquist 주파수로 $\frac{1}{2p}$ 이고, f 는 초점 평면에서의 공간 주파수로 대상물의 크기에 의해 결정된다. N_{TDI} 는 TDI 수이고, $\Delta\theta$ 는 각오차이다.

● 속도 오차에 의한 성능 저하

TDI를 사용하는 경우 시간 간격으로 동일한 영상을 획득하기 위해서는 탑재체 시선벡터가 한 픽셀에 해당되는 크기만큼 이동한 이후에 다음 관측이 수행되어야 한다. 속도 동기 조건은 식(2)로부터 다음과 같이 계산된다.

$$\gamma = \frac{V_{LOS}}{GSD} \quad (4)$$

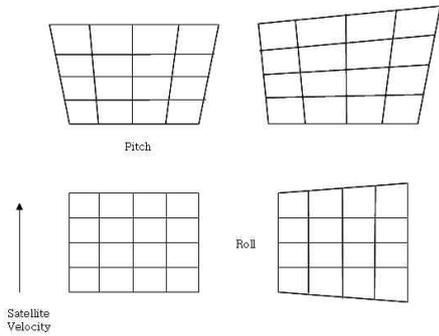


Fig. 8. CCD Shape Change by Attitude

여기서 γ 는 CCD 라인을 읽어 들이는 속도로 한 픽셀이 지상 물체를 볼 수 있는 시간의 역수이다.

Strip 형태의 관측에서는 관측이 수행되는 동안 γ 는 일정한 값으로 고정되어 있으며, 식(4)를 만족하기 위하여 위성은 지구 회전 속도로 회전한다. 속도 오차에 의한 MTF 성능 저하는 식(5)와 같다. 위성체 수준의 MTF 성능을 만족하기 위해서 속도 오차가 제한된다[7].

$$MTF(\Delta V/V) = \frac{\sin(a \cdot N_{TDI} \cdot \Delta V/V)}{a \cdot N_{TDI} \cdot \Delta V/V} \quad (5)$$

여기서 ΔV 는 속도오차이다.

CCD 평면을 지상에 투영한 평면의 모양은 위성 자세에 따라 Fig. 8과 같다. 롤의 경우 속도 오차가 발생하고 피치의 경우 방향 오차가 발생한다. 위성의 롤과 피치가 동시에 존재하는 경우 방향 및 속도 오차에 의한 MTF 저하가 동시에 발생된다. TDI 수가 클수록 방향 및 속도 오차에 의한 MTF 성능 저하가 커지며, 영상 활용 목적에 따라 관측시 TDI 수를 조정할 필요가 있다.

III. 임무 시나리오 분석

임무 시나리오 분석을 통해 위성 기동 요구사항에 의해 구현 가능한 임무 시나리오가 도출된다. 임무 수행 가능 여부는 주어진 선회 기동 시간에 요구되는 기동을 수행할 수 있는가에 의해 결정된다. 선회 기동 시간은 지상 관측이 가능한 시간에서 지상 관측 시간을 뺀 나머지 시간을 각 기동에 배분한 값으로 정의할 수 있다.

3.1 스테레오 관측

Fig. 9는 스테레오 영상을 획득하기 위한 임무 시나리오를 보여준다. 스테레오 영상을 획득하기

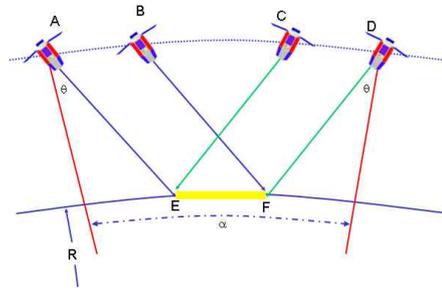


Fig. 9. Stereo Imaging Scenario

위해서 한 번의 기동이 수행된다. 선회 기동 시간 t_{slew} 와 회전 각 β 는 근사적으로 다음과 같다.

$$t_{slew} = \frac{\alpha}{w_s} - 2 \cdot \frac{D_{EF}}{V_{LOS}} \quad (6)$$

$$\beta = 2 \cdot \theta + w_s \cdot t_{slew} \quad (7)$$

여기서 α 는 지상 관측이 가능한 AB 구간을 지구 중심에서 각도로 표현한 값이고, w_s 는 위성의 지구 회전 각속도이고, D_{EF} 는 관측 길이이고, θ 는 초기 피치 각이다. 초기 및 최종 피치각은 동일하다고 가정하였다.

3.2 광대역 관측

광대역 관측은 Fig. 2와 Fig. 3과 같이 위성 진행 방향으로 긴 지역을 관측하는 형태와 위성 진행 방향에 수직인 방향으로 긴 지역을 관측한 형태로 구분할 수 있다. 이들 임무를 수행하는 동안의 탑재체 시선벡터 이동은 Fig. 10과 같이 관측 구간, 이동 구간, 관측 구간으로 구성된다.

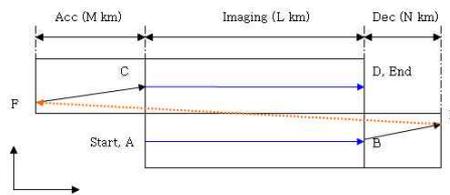


Fig. 10. LOS Trajectory

● 관측 구간 (A-B, C-D)

위성이 TDI를 사용함에 따라 발생하는 위성 영상 품질 저하를 최소화하기 위하여 위성 자세 제어가 수행된다. 특히 위성 궤도 수직 방향으로 긴 지역을 관측하는 경우 위성 이동에 의해 매 시점에서 CCD 한 픽셀에 해당되는 지상 대상물

의 크기가 달라진다. 이로 인한 영상 품질 저하를 최소화하기 위하여 식(5)를 만족하도록 위성 자세 제어에 의해 탑재체 시선벡터의 속도가 제어된다. 지상을 관측하는데 소요되는 시간 t_{AB} 는 탑재체 시선벡터의 움직인 거리가 L 인 시간으로 근사적으로 다음과 같다.

$$t_{AB} \approx \frac{L}{V_{LOS}} \quad (8)$$

여기서 $\overline{V_{LOS}}$ 는 관측 구간에서 GSD의 평균값과 CCD 라인 속도 γ 의 곱으로 정의할 수 있다.

● 이동 구간 (B-C)

이동 구간에서는 위성 궤도 및 위성 자세 변화에 의해 탑재체 시선벡터가 B지점에서 C지점으로 이동된다. 이동 구간은 크게 감속 구간, 선회 구간, 가속 구간으로 구분할 수 있다.

- 감속 구간 (B-E)

탑재체 시선벡터의 지상 속도가 영이 되도록 위성 기동이 수행된다. 지상 속도가 영이 되는 시간은 B지점에서의 위성 각속도, 위성 속도, 자세 제어 시스템 성능에 의해 영향을 받는다. 감속 구간에 소요되는 시간은 다음과 같이 설정할 수 있다.

$$t_{BE} = \frac{I \cdot \dot{\theta}_B}{u_{\max}} (1 + \sigma_{BE}) \quad (9)$$

여기서 I 는 위성의 관성모멘트이고, $\dot{\theta}_B$ 는 B지점에서 탑재체 시선벡터 속도 $V_{LOS,B}$ 를 각속도로 표현한 값이고, u_{\max} 는 최대 토크이고, σ_{BE} 는 시스템 수준의 설계 마진이다. 탑재체 시선벡터의 움직인 거리는 근사적으로 다음과 같다.

$$N \approx \frac{V_{LOS,B} \cdot t_{BE}}{2} \quad (10)$$

- 선회 구간 (E-F)

탑재체 시선벡터가 E에서 F로 이동하는 동안에 탑재체 시선벡터의 속도는 증가했다가 감소한다. 특히 Wide Area Imaging Cross의 경우 E지점의 각속도 성분은 위성 궤도 변화에 의해 탑재체 시선벡터가 위성 궤도 진행 방향으로 이동하는 것을 보상한다. 결과적으로 위성 구동기는 E에서 F 방향으로 탑재체 시선벡터를 움직이는데 주로 사용된다. 일반적으로 2차원에서 최소 시간 선회 기동 문제는 제어 입력이 뱅뱅 형태로 최소 선회 시간 t_{slew} 는 다음과 같이 표현된다.

$$t_{slew} = \sqrt{\frac{4I}{u_{\max}} \cdot \beta} \quad (11)$$

여기서 β 는 선회각이다.

시스템 개념 설계 단계에서는 식 (11)으로부터 선회 구간에 소요되는 시간을 다음과 같이 설정할 수 있다.

$$t_{EF} = (1 + \sigma_{EF}) \sqrt{\frac{4I}{u_{\max}} \cdot \beta} \quad (12)$$

여기서 σ_{EF} 는 시스템 수준의 설계 마진이고, β 는 Fig. 10으로부터 위성 궤도에서 근사적으로 다음과 같이 표현 가능하다.

$$\beta = \frac{L + M + N}{H} \quad (13)$$

- 가속 구간 (F-C)

가속 구간은 감속 구간과 반대의 과정에 의해 탑재체 시선벡터가 움직이지만 관측이 시작되는 C지점에서 TDI 사용에 의한 영상 품질 저하를 최소화하기 위하여 자세 안정화 시간 t_{stable} 이 추가된다. 자세 각 및 각속도 변화가 급격히 이루어지지 않도록 위성 자세 제어가 수행된다. 가속 구간에 소요되는 시간은 다음과 같이 설정할 수 있다.

$$t_{FC} \approx \frac{I \cdot \dot{\theta}_C}{u_{\max}} (1 + \sigma_{FC}) + t_{stable} \quad (14)$$

$$= t_{acc} + t_{stable}$$

여기서 $\dot{\theta}_C$ 는 C지점에서 탑재체 시선벡터 속도 $V_{LOS,C}$ 를 각속도로 표현한 값이고, σ_{FC} 는 시스템 수준의 설계 마진이다.

가속구간에서의 탑재체 시선벡터의 지상 움직인 거리는 근사적으로 다음과 같다.

$$N \approx \frac{V_{LOS,C} \cdot t_{acc}}{2} + V_{LOS,C} \cdot t_{stable} \quad (15)$$

IV. 위성 자세 운영 분석

위성의 선회 기동 문제는 다음과 같이 정의될 수 있다.

$$I\dot{w} + w \times Iw = u \quad (16)$$

$$\dot{q} = f(q)w \quad (17)$$

$$q(t_0) = q_0 \quad w(t_0) = w_0 \quad (18)$$

$$q(t_f) = q_f \quad w(t_f) = w_f \quad (19)$$

여기서

$$f(q) = \frac{1}{c(q_2)} \begin{bmatrix} c(q_3) & -s(q_3) & 0 \\ c(q_2)s(q_3) & c(q_2)c(q_3) & 0 \\ -s(q_2)c(q_3) & s(q_2)s(q_3) & c(q_2) \end{bmatrix}$$

이며, c 는 cosine 함수를, s 는 sine 함수를 의미한다[8].

식 (16)-(19)의 문제 정의는 위성 기동이라는 관점에서 매우 유용하지만 위성 개념 설계 및 위성 운영 측면에서는 적절하지 못한 면이 있다. 첫째 최적화를 수행하지 않고 선정된 구동기로 임무 수행 가능 여부를 확인하는 것이 쉽지 않다. 둘째 TDI를 사용하는 위성의 경우에 있어서 위성 영상을 지도 제작, GIS 등의 분야에 활용하기 위해서는 앞에서 언급한 위성 운영 조건을 만족하도록 위성 자세 제어가 수행될 필요가 있다. 특히, 관측이 시작되는 C지점 부근에서 위성 자세 각 및 각속도의 급격한 변화가 있는 경우 위성 자세 제어 시스템의 동적 특성에 의해 앞에서 언급한 위성 운영 조건을 만족하지 못하는 경우가 발생할 수 있으며 이로 인하여 위성 영상 품질 저하가 발생될 수 있다. 이러한 점을 보완하기 위해서는 본 논문에서 제안하고 있는 탑재체 시선벡터 궤적을 이용한 위성 자세 제어가 유용할 수 있다.

시스템 개념설계 단계에서 임무를 분석하는 순서는 다음과 같다.

- (1) 관측 지역 위치 및 크기를 설정한다.
- (2) 임무 수행이 가능한 구간과 관측 시간으로부터 선회 가능 시간을 도출한다.
- (3) 관측 종료 시점 및 다음 관측 시작 시점에서의 탑재체 시선벡터의 지상 속도를 설정한다.
- (4) 관측중 자세 안정화 요구조건을 고려하여 자세 안정화에 요구되는 시간 t_{stable} 값을 설정하고, 탑재체 시선벡터의 지상 속도를 이용하여 감속하는데 소요되는 시간 t_{BE} 와 가속하는데 소요되는 시간 t_{acc} 를 설정한다.
- (5) 탑재체 시선벡터 지상 궤적을 설계한다. 2차 함수를 사용하는 경우 초기 위치, 초기 속도, 최종 위치를 만족하는 계수를 결정할 수 있다.
- (6) 위성 궤도 정보와 탑재체 시선벡터의 위치 정보를 이용하여 위성의 자세 정보를 계산한다. 이때 위성 자세를 결정하기 위하여 요축 관련 정보를 추가로 제공한다.
- (7) 위성 모델을 이용하여 각 시점에서 목표 자세를 만족하기 위한 제어 입력을 계산한다.
- (8) 제어 입력 크기 정보를 바탕으로 임무 수행 가능 여부를 판단한다.

V. 수치 시뮬레이션

Wide Area Imaging Cross 경우에 대한 수치 시뮬레이션을 수행하였다. 수치 시뮬레이션에 사용된 값은 다음과 같다.

- 위성 고도 : 600km
- 관측중 탑재체 지상 속도 : 6.9km/sec
- 위성 최대 토오크 : 0.9Nm
- 위성체 관성 모멘트 : 500 kgm^2
- 관측 길이(궤도 수직 방향) : 100km x 2회
- 초기 및 최종 피치각 : 30도

Fig. 11은 탑재체 시선벡터의 지상 궤적이다. 이동 구간은 관측 구간, 감속 구간, 선회 구간, 가속 구간, 관측 구간으로 구성되어 있다. 0초부터 30초까지, 30초부터 61초까지의 탑재체 시선벡터의 지상 위치를 2차 함수로 가정하였다. Fig. 12는 탑재체 시선벡터의 지상 속도이다. 탑재체 시선벡터 지상 궤적 및 속도 최적화는 수행하지 않았다. 각 구간에서는 일정한 가속도 값을 갖는다. Fig. 13은 탑재체 시선벡터가 지상 궤적을 따

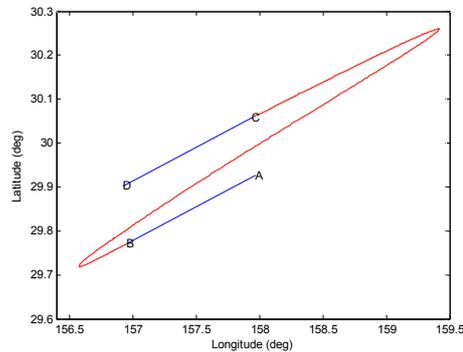


Fig. 11. LOS Position

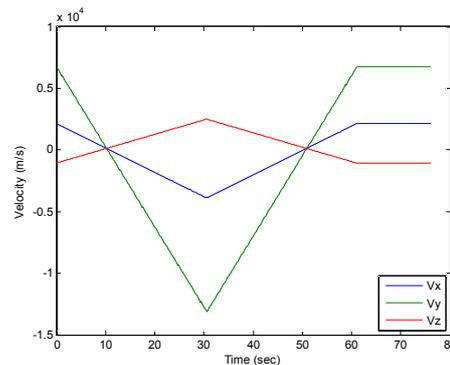


Fig. 12. LOS Velocity

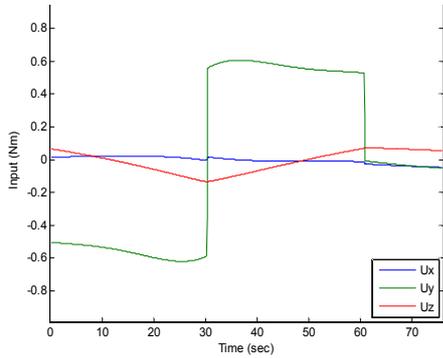


Fig. 13. Control Input

라가기 위한 위성 자세 제어 입력이다. 감속 및 가속 구간에서 약 0.6Nm 수준의 토크가 요구됨을 확인할 수 있다. 수치 시뮬레이션 결과는 0.9Nm 휠을 사용하는 경우 100km 수준의 지상 관측을 수행할 수 있음을 보여준다.

VI. 결 론

본 논문에서는 TDI를 사용하는 고해상도 위성이 기동성을 이용하여 다양한 형태의 임무 수행을 하는데 있어서 필요한 요구사항 및 운영 개념에 대한 분석을 수행하였다. 위성 영상 활용에 따른 위성 기동 특성을 분석하였으며, 임무 수행을 위한 기동 관련 요구사항을 제시하였다. 특히 시스템 수준의 임무 분석 방법 및 절차를 제시하였으며, Wide Area Imaging Cross 경우에 이를 적용하여 유용성을 확인하였다. 본 논문에서 제시하고 있는 지상 궤적 정보를 이용한 위성 운영

방법은 시스템 수준의 개념 설계 단계에서만 아니라, 추후 상세 설계 및 실제 위성 운영 단계에서도 유용하게 사용될 수 있을 것으로 사료된다.

참고문헌

- 1) Dial, G., and J. Grodecki., "Applications of IKONOS Imagery", ASPRS Annual Conference, Alaska, 2003, pp. 1-13.
- 2) Mark K. Cook, Bradley A. Peterson, Gene Dial, Frank Gerlach, Kevin Hutchins, Robert Kudola, Howard S. Bowen, "IKONOS Technical performance Assessment", SPIE, 2001.
- 3) Jacobsen, K., "High Resolution Satellite Images Systems - Overview", PFG, 2005. pp. 487-496.
- 4) William Martin, "Satellite image collection optimization", Optical Engineering. Vol. 41, No. 9, 2002, pp. 2083-2087.
- 5) Gerald C. Holst, Electro-Optical Imaging System Performance, SPIE Optical Engineering Press, 2002.
- 6) H.-S. Wong, Y.L. Yao and E.S. Schlig, "TDI charge coupled devices: Design and Applications", IBM Journal. RES. DEVELOP, vol. 36 No. 1, 1992, pp. 83-106.
- 7) Hong-Sul Jang and Young-Soo Kim, "MTF Analysis on the MSC Design", Geoscience and Remote Sensing Symposium, 2002.
- 8) Bong Wie, Space Vehicle Dynamics and Control, AIAA, 1998.