

## 技術論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.9.807>

## 영상검정을 위한 지구관측위성의 별 관측 자세 시나리오 생성 기법

유지웅\*, 박상영\*, 이동한\*\*

## Attitude Scenarios of Star Observation for Image Validation of Remote Sensing Satellite

Jiwoong Yu\*, Sang-Young Park\* and Dong-Han Lee\*\*

## ABSTRACT

An optical payload needs to be validated its image performance after launched into orbit. The image performance was validated by observing star because ground site contains uncertainties caused by atmosphere, time of the year, and weather. Time Delayed and Integration(TDI) technique, which is mostly used to observe the ground, is going to be used to observe the selected stars. A satellite attitude scenario was also developed to observe the selected stars. The scenario is created to enable TDI to operate. Rotation angles of optical payload are determined in order for the selected stars to properly be passed at a desired angular velocity about rotation axis. The result of this research can be utilized to validate the quality of optical payload of a satellite in orbit. In addition, a quaternion for pointing selected stars is calculated minimizing the path from a given arbitrary attitude of satellite.

## 초 록

위성 발사 후, 궤도상에서 광학탑재체의 영상 품질 검정이 필요하다. 검정부지로서 지상은 대기, 계절, 기상 효과로 인해 불안정하기 때문에, 별을 관측하여 위성의 영상 품질을 검정을 시도한다. 본 연구에서는 이러한 별을 이용한 검정을 위해, 선택된 별을 관측하기 위한 위성의 자세 시나리오를 생성하였다. 개발된 자세 시나리오는 지상을 관측할 때 사용되는 시간지연적분 기법을 구현하면서 별을 관측할 수 있다. 위성을 회전축으로 일정한 속도로 지나가면 시간지연적분을 구현할 수 있는데, 이를 위한 카메라 방향의 회전 각도를 계산하였다. 또한 임의의 자세에서 별을 관측 지향하는 최소경로의 쿼터니언을 계산하였다.

**Key Words** : Star Observation(별 관측), Attitude Scenario(자세 시나리오), Quaternion Profile (쿼터니언 경로), Time Delayed and Integration(시간지연적분)

## I. 서 론

† 2012년 2월 8일 접수 ~ 2012년 7월 26일 심사완료

\* 정희원, 연세대학교 천문우주학과

교신저자, E-mail : spark624@yonsei.ac.kr

서울시 서대문구 신촌동 134번지

\*\* 정희원, 한국항공우주연구원

광학 위성은 발사 후 운용 초기 및 정기적으로 영상 품질 검정(Validation) 및 보정(Calibration) 과정이 필요하다. 우주환경에서의 지향 오차(Pointing Error), 지터(Jitter), 각속도 표류(Drift)

와 같은 자세오차와 발사과정에서의 손상 및 전체 시스템의 영상 품질은 발사 전 확인하기 어렵고, 우주 환경에서 변화할 수 있기에 주기적으로 안정성(Stability)을 확인해야 한다. 자세오차와 광학 시스템은 영상 품질을 저하시킨다. 영상 품질 향상을 위해서 수행하는 보정은 정확한 검정이 필요로 하는데 검정은 전체 영상의 품질을 정확하게 측정하는데 목적이 있다. 이 경우 지상의 충분히 밝고 균등하며 안정적인 검보정 부지가 필요하다. 일부에서는 활주로나 도로와 같은 인공 구조물을 관측하여 검정을 하기도 한다. 하지만 지상의 부지는 기상 현상과 대기의 효과를 받고 구축 및 유지비용이 들며 영상촬영시간에 검정을 해야 하는 단점이 있다. 따라서 본 연구에서는 별을 관측해서 영상의 품질을 측정하는 검정과정을 수행하고자 한다. 지구 관측을 할 경우 지구 자전효과를 제거하기 위해 요각 스티어링(Yaw Steering)을 수행하는데 별 관측에는 이 과정을 무시할 수 있으므로 영상 품질을 저하시키는 요인을 배제할 수 있는 장점이 있다. 시간지연적분(Time Delay and Integration, TDI)을 사용하는 광학위성의 경우, 지상 관측을 모사하면서 별을 관측해야 하기 때문에 위성의 자세 시나리오 작성이 필요하다[1~8].

국내에서는 다목적실용위성 2호는 발사 전 검보정 검토 작업이 수행되었다. 하지만 1호와 달리 2호에서는 1m급 고해상도 영상에서만 나타나는 그림자에 의한 오차나 점광원분포함수(Point Spread Function)의 비대칭이나 왜곡현상이 나타나게 되어 검보정 작업의 중요성이 대두되었다. 이를 위해서 지상의 방수 천(Tarp), 지멘스(Siemens), 램프를 이용하여 검보정 부지를 설치하였고, 공간, 방사, 기하보정을 수행하였다[1~4]. 2012년 발사 예정인 다목적실용위성 3호의 경우는 2호와 비슷한 방식의 카메라를 사용하므로 같은 개념의 검보정 작업을 준비 중이다[5].

위성의 기동성이 있는 경우, 위성의 방향 오차가 생길 가능성이 크며 이에 따른 영상의 품질 저하가 생길 수 있고, 시간지연적분을 사용하게 된다면 각속도 표류(Drift)와 지터(Jitter)에 의해서도 품질 저하가 발생되어 이들의 분석 작업을 수행하였다[6]. 또한, 시간지연적분을 이용한 CCD를 사용함으로써 신호잡음비를 향상시킬 수 있다. 이러한 시간지연적분을 사용하면서 지상 검보정 부지를 이용한 변조전달함수 도출 방법에 대한 연구가 수행되었다[7]. 최근에는 지상관측 위성이 별을 관측하면서 태양 전지판의 지향 방법에 대한 연구도 수행되었다[8].

국외의 본격적인 검보정 기술은 1990년대 초 디지털 영상 기술의 발달로 인해 발전하였다[9]. NGA(National Geospatial-Intelligence Agency)와 NASA, USGS는 JACIE(Joint Agency Commercial Imagery Evaluation)를 만들면서 상업적 원격탐사 영상 데이터의 특성에 대해서 연구하였고 본격적으로 검보정 연구의 사례로 남겨지고 있다. 1m급 상업위성인 IKONOS, Quickbird에서는 과거와 다른 고해상도에서만 나타나는 특징들이 보고되었다[10].

Terra, Aqua의 탑재체 MODIS는 달을 이용한 검정을 위해 지구를 관측하지 않는 시간인 위성이 음영을 지나는 부분에서 달을 관측하고 다시 지구 천지방향을 지향하는 시나리오에 대한 연구가 수행되었다[11]. ITT사에서는 IKONOS를 이용해 지상 및 천체의 다양한 대상을 이용한 검정을 수행한 결과를 발표했다. 또, 달을 시간지연적분의 순방향 및 역방향으로 관측하는 시나리오를 보고했으며, 히아데스(Hyades) 성단을 시간지연적분 수 13을 사용하여 순방향으로 관측한 시나리오를 보고하였다[12].

별을 이용한 영상 검정을 위해서 탑재체를 모델링하고 적절한 밝기의 별 선정을 위한 연구가 수행되었고, 얻어진 영상에서 영상 품질을 나타내는 변조전달함수(Modulation Transfer Function)를 계산하는 방법을 보고하였다[13~15].

본 논문의 의의는 영상검증에 필요한 별 관측을 위한 위성 자세 시나리오 생성 기법을 제시하는데 있다. 먼저 탑재체 제원을 고려하여 탑재체 모델링 및 분석 작업을 수행할 것이다. 또한 위성에서 촬영하기 적합한 별 영역을 관측하기 위한 위성 자세 시나리오를 생성한다. 이때 중요한 것은 위성이 지상을 관측하는 효과를 구현하면서 별을 관측하는 시나리오를 개발해야 한다는 것이다. 즉, 연구 대상으로 선정한 위성은 시간지연적분을 사용하면서 지상을 관측하므로 별을 관측할 때 시간지연적분효과를 구현하는 방법을 제시하고자 한다. 위성이 지상을 지나는 효과를 얻기 위해 지상 관측 과정을 모델링하고 지상 관측 효과를 천구(Celestial Sphere) 상에서 구현하기 위한 방법을 설명한다. 또, 천구 상에서 필요한 위성체의 각속도를 계산한다. 초기 임의의 쿼터니언이 주어졌을 때, 회전축의 회전으로만 별을 지나가도록 하는 쿼터니언을 생성하는데, 이를 위한 카메라 방향의 회전 각도에 대한 기하학적인 계산과정을 설명한다. 별의 위치 정보가 주어지면 관측 시나리오를 쿼터니언으로 작성하여 위성이 이를 따라 움직일 수 있도록 한다.

## II. 본 론

### 2.1 탑재체 모델링

광학 탑재체의 검출기(Detector)는 흑백 영상을 얻을 수 있는 전정색 대역(Panchromatic Channel)과 파랑, 초록, 빨강, 적외선의 다중분광 영역(Multi Spectral Channel)로 구성되어 있다. 지상표본거리(Ground Sample Distance, GSD)는 전정색의 경우 0.7m, 다중분광의 경우 2.8m로 가정하였다. 본 연구에서는 흑백 영상을 다루는 전정색 대역을 중심으로 다루겠다.

수평 및 수직 순간 시야각(IFOV)은 CCD 하나의 픽셀이 순간적인 노출로 볼 수 있는 각도를 의미한다. 순간 시야각은 각도로 표시되어 고도에 무관하고, 탑재체의 유효초점거리(Effective Focal Length)와 픽셀의 크기에 의존하는 양이다. 그러므로 모든 픽셀의 순간 시야각이 모두 같다고 가정하겠다. 지상표본거리는 탑재체가 지구의 천저(Nadir) 방향을 관측할 때, 어느 정도의 길이를 관측하는지에 대한 개념이다. 그래서 픽셀이 천저 방향을 지향하지 않으면 값이 다르게 된다. 천저 방향을 관측할 때, 지상 표본 거리(GSD)가 0.7m이라는 정보를 통해서 픽셀의 순간 시야각을 계산하겠다[16].  $h$ 를 탑재체와 지표면사이의 거리인 고도 685km로 가정하고 지상표본거리 0.7m를  $2a$ 로 고려하면 Fig. 1의 세 벡터  $\mathbf{r}_1$ ,  $\mathbf{r}_2$ ,  $\mathbf{r}_3$ 는 아래의 식 (1)과 같이 정의할 수 있다.

$$\begin{aligned} \vec{r}_1 &= (-a, -a, h) \\ \vec{r}_2 &= (-a, a, h) \\ \vec{r}_3 &= (a, -a, h) \end{aligned} \quad (1)$$

한 픽셀의 수평 및 수직 순간 시야각은 아래의 식 (2)과 같이 식 (1)의 두 벡터간의 외적을 통해서 구할 수 있다.

$$|\vec{r}_1 \times \vec{r}_2| = \sin(IFOV_x) r_1 r_2 \quad (2a)$$

$$|\vec{r}_1 \times \vec{r}_3| = \sin(IFOV_y) r_1 r_3 \quad (2b)$$

수평 순간 시야각과 수직 순간 시야각 모두  $1.0217 \times 10^{-6} \text{rad}$ 의 값을 가지는 것을 확인할 수 있다.

탑재체가 시간지연적분을 사용한다면 지상을 지나가는 효과를 별을 관측하면서 재현해야 한다. CCD를 기준으로 고려해보면, 위성의 진행 방향 속도 때문에 CCD위를 지상이 일정한 속도로 움직이게 된다. 이 움직이는 속도와 같게 위

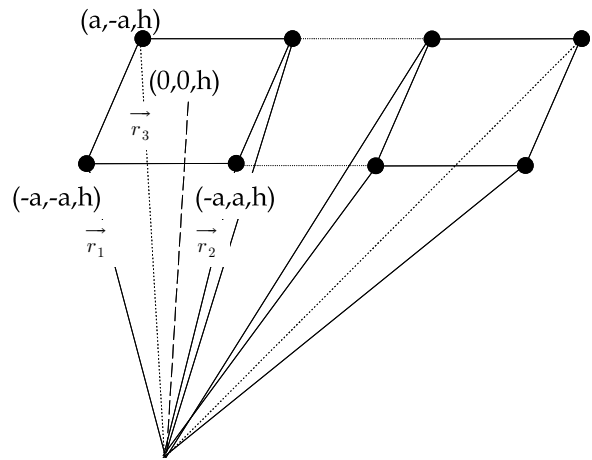


Fig. 1. Geometry of GSD, IFOV, and Solid Angle

성체를 회전시켜 CCD위를 지나가는 속도인 라인 변화율(Line rate)이 같도록 위성체 자세 각속도를 일정하게 제어해야 한다. 전정색 대역의 경우 위성 진행 방향으로 64개의 선형 CCD가 존재하는데, 시간지연적분 수를 1, 8, 32, 64를 선택할 수 있다. 64를 선택하면 하나의 선형 CCD로 얻을 수 있는 64개의 영상을 중첩시킨다는 의미이다. 이때 CCD 좌표계에서 위성 진행 방향으로 영상이 초당 지나가는 선(line)의 개수를 라인 변화율이라고 부른다.

원궤도이고 고도 685km를 가지는 위성의 경우 궤도 각속도와 주기를 식 (3), 식 (4)와 같이 구할 수 있다.

$$\omega = \sqrt{\frac{\mu}{r^3}} = 0.00106 \text{rad/sec} = 0.0609 \text{deg/sec} \quad (3)$$

$$P = \frac{2\pi}{\omega} = 98.79 \text{min} \quad (4)$$

지상을 관측하는 경우 지상궤적상의 위성속도(Ground Track Velocity)는 위성의 궤도 주기 동안 지구 표면을 한 바퀴 회전한다고 한다면 대략적인 속도는 식 (5)을 통해서 알 수 있다.

$$v_{gt} = \frac{2\pi R_{\oplus}}{P} = 6.761 \text{km/sec} \quad (5)$$

흑백 영상의 지상표본거리는 0.7m이므로 라인 변화율은 식 (5)에서 구한 속도를 이용해 식 (6)처럼 계산할 수 있다.

$$\text{Line Rate}_1 = v_{gt} \frac{1 \text{Line}}{0.7m} = 9659 \text{Line/sec} \quad (6)$$

위성이 천저 방향으로 지향한다면 위성 궤도 각속도와 관성 좌표계에서 위성체의 자세 각속도

는 같게 된다. 이 경우에는 위성의 속도 방향으로 긴 띠(Strip) 모양의 영상을 얻을 수 있는데 이러한 지상관측모드를 별을 관측하면서 구현하면 자세 오차 요인을 가장 비슷하게 모사할 수 있다. 위에서 고려된 수직 순간 시야각을 고려하면 별을 관측하면서 선택해야할 라인 변화율은 식 (7)과 같이 얻을 수 있다.

$$Line\ Rate_2 = \omega \times \frac{1\ Line}{IFOV} = 1038\ Line/sec \quad (7)$$

이는 지구를 관측하는 경우와 같은 각속도를 가지면서 별을 관측할 때 선택해야 할 라인 변화율을 의미하며 지구를 관측하는 경우보다 라인 변화율이 10배가량 느리다. 지구 관측 시 사용되는 라인 변화율과 같은 라인 변화율을 이용해서 별을 관측하려면 아래의 식 (8)과 같은 각속도가 필요하다.

$$\begin{aligned} Line\ Rate_1 \\ &= 9659\ Line/sec \times \frac{IFOV_{pixel}}{1\ Line} (rad/sec) \\ &= 0.0099\ rad/sec \end{aligned} \quad (8)$$

0.0099rad/sec의 각속도를 가지면 지구관측과 같은 라인 변화율인 9659Line/sec로 관측 가능하다. 위성체의 성능이나 검정 목적에 따라 원하는 시나리오에 사용할 수 있다. 본 연구는 흑백 영상에 대한 별 영상 획득 및 품질 평가를 중심으로 맞추어져 있으며, 다중 분광영역에 대한 연구가 필요시 변수를 변경하면 결과를 얻을 수 있다.

## 2.2 자세 시나리오 생성

시간지연적분을 사용하면서 별을 관측하기 위해서는 지상을 지나는 효과를 천구에 재현해야 한다. 따라서 시간지연적분 라인 변화율을 고려한 위성 자세 시나리오가 필요하다. 자세 시나리오인 별 관측의 편리성을 위해 위성체 중심의 J2000 적도 관성좌표계를 기준으로 기술하였고 Fig. 2로 표현할 수 있다. RA(Right Ascension)는 적경, DEC(declination)은 적위를 의미한다.

위성의 별 관측을 위해서 쿼터니언(Quaternion) 형식의 자세 시나리오를 생성한다. 생성된 자세 시나리오를 따라가도록 자세제어 시스템에서 위성의 자세를 제어한다. 사용되는 좌표계는 위성체 중심을 기준으로 하는 관성좌표계이다. Fig. 3과 같이 원점은 위성의 질량 중심이고 X축을 춘분점, Y축을 춘분점과 90도 떨어진 적도면의 한 점으로 정의되고 Z축은 X축, Y축에

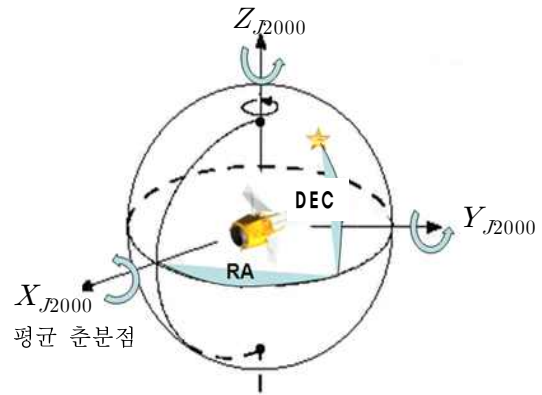


Fig. 2. Body Centered J2000 Inertial Coordinate

서로 직각인 방향이다. 위성체 좌표계의 경우에는 롤(Roll)-피치(Pitch)-요(Yaw)가 왼손 법칙이 성립하도록 정의하였고, 요 축을 카메라의 방향으로 정의하고 회전 방향은 CCD 평면상의 임의의 회전축으로 가정한다. 지구의 천저를 지향하는 것을 피치 축으로만 회전하는 것이라면, 롤 축이 요 축으로 회전하면서 시간지연적분을 구현하는 것으로 볼 수 있고, 이를 순방향으로 회전한다고 정의하고 역방향의 회전은 요 축 방향으로 180도 회전시킨 후 피치 축의 반대 방향으로 회전하는 것이 된다. 본 연구에서는 두 가지의 별 관측 시나리오를 제안한다[14]. 첫 번째는 시간지연적분을 사용하면서 지상관측 할 때와 같은 라인 변화율로 시간지연적분을 구현하면서 별을 관측하는 방법이다. 두 번째는 관성 지향(inertial pointing)하며 시간지연적분 수를 1로 두어 지속적인 노출을 하면서 관측하는 방법을 제안한다.

### (1) 지상과 같은 라인 변화율을 가지는 경우

지상관측과 같은 라인 변화율을 가질 때, 별 관측을 위한 자세 시나리오 생성의 대략적인 순서는 Fig. 4와 같다.

먼저 임의의 초기 쿼터니언이 주어질 경우, 별의 적경(RA), 적위(DEC)를 이용해 초기 쿼터니언 안에서 요 축(카메라 방향)으로 회전할 각도를 계산해야 한다. 그 회전 이후 회전축으로 움직이면 별을 지나갈 수 있어야 한다. 그리고 선택된 시간지연적분 라인 변화율에 따른 원하는 각속도를 계산하고 별을 지나갈 때의 시간을 계산한다. 일정한 각속도를 가지며 별을 지나가는 초기 쿼터니언과 최종 쿼터니언 사이의 쿼터니언을 생성한다. 각각의 방법은 아래의 과정을 통해서 상세히 정리하였다. 사용된 쿼터니언은 식 (9)의 형식을 따르도록 하겠다.

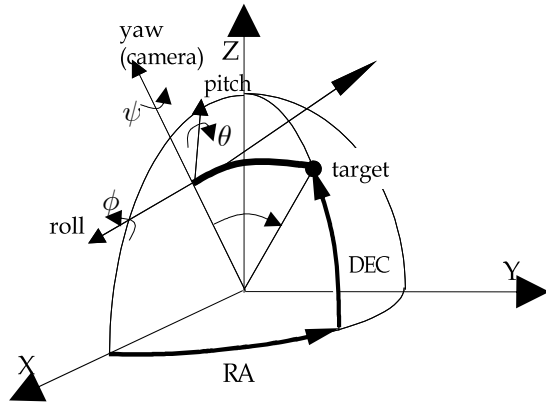


Fig. 3. Definition of Coordinate

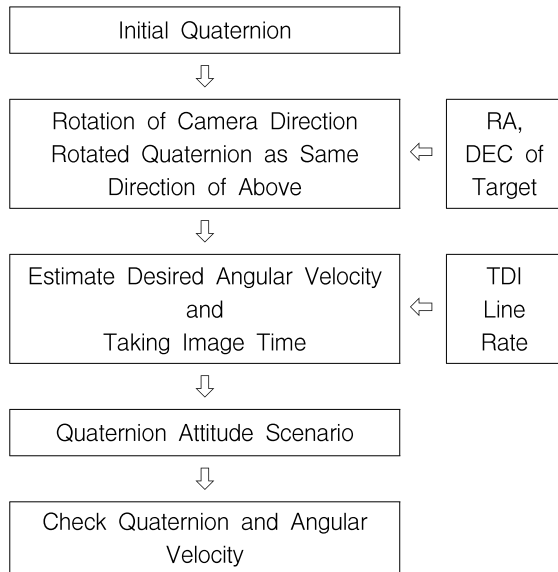


Fig. 4. Flow Chart of Generating Attitude Scenario

$$\begin{pmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos(\phi/2) \\ l_1 \sin(\phi/2) \\ l_2 \sin(\phi/2) \\ l_3 \sin(\phi/2) \end{pmatrix} \quad (9)$$

시나리오를 시작할 시각에 어떠한 초기 쿼터니안의 요 축이 어느 방향을 지향하고 있는지 알고자한다. 주어진 쿼터니안을 오일러 각(Euler Angle)으로 분해하여 요 축의 방향을 알 수 있다. 분해하는 과정을 아래에 간략히 나타내었다[17].

회전이 없는 경우, Fig. 3에서 나타낸 X축과 요 축, Y축과 피치 축, Z축과 롤 축이 같은 방향을 가지고 있다. 롤 축(회전이 없는 상황에서 Z축)을 기준으로  $\phi$ 만큼 회전시킨 쿼터니안을 식 (10)과 같이 얻을 수 있다.

$$\begin{pmatrix} q_{r0} \\ q_{r1} \\ q_{r2} \\ q_{r3} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos(\phi/2) \\ 0 \\ 0 \\ \sin(\phi/2) \end{pmatrix} \quad (10)$$

피치 축(회전이 없는 상황에서 Y축)을 기준으로  $\theta$ 만큼 회전시킨 쿼터니안을 식 (11)과 같이 구할 수 있다.

$$\begin{pmatrix} q_{p0} \\ q_{p1} \\ q_{p2} \\ q_{p3} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos(\theta/2) \\ 0 \\ \sin(\theta/2) \\ 0 \end{pmatrix} \quad (11)$$

요 축(회전이 없는 상황에서 X축)을 기준으로  $\psi$ 만큼 회전시킨 쿼터니안을 식 (12)와 같이 구할 수 있다.

$$\begin{pmatrix} q_{y0} \\ q_{y1} \\ q_{y2} \\ q_{y3} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos(\psi/2) \\ \sin(\psi/2) \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (12)$$

3개의 회전 행렬을  $R_y(\psi)R_p(\theta)R_r(\phi)$ 와 같이 하나의 회전 행렬로 나타낼 수 있는 것처럼 위의 3개의 쿼터니안을 쿼터니안 곱 연산(Quaternion Multiply)을 통해서 하나의 쿼터니안으로 변환할 수 있다. 쿼터니안 곱 연산은 식 (13)과 같은 형태로 나타내어진다[17]. 여기에서 쿼터니안은 각각의 회전행렬과 같은 의미를 가진다. 식 (13)의 쿼터니안 곱 연산은 초기의 쿼터니안  $\mathbf{q}$ 에서 쿼터니안  $\mathbf{p}$ 만큼 회전 시켜 두 번의 회전을 하나의 회전이로 나타내는 쿼터니안  $\mathbf{r}$ 을 생성함을 의미한다.

$$\begin{bmatrix} r_0 \\ r_1 \\ r_2 \\ r_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p_0 & -p_1 & -p_2 & -p_3 \\ p_1 & p_0 & p_3 & -p_2 \\ p_2 & -p_3 & p_0 & p_1 \\ p_3 & p_2 & -p_1 & p_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} \quad (13)$$

요 축이 지향하는 방향을 알기 위해서 3번의 회전이로 생성된 쿼터니안  $\mathbf{s}$ 를 오일러 각으로 변환시켜  $\phi, \theta$ 를 다음 관계식으로 알아낼 수 있다.

$$\theta = \sin^{-1}(2(s_0s_2 - s_1s_3)) \quad (14)$$

$$\phi = \tan^{-1}\left(\frac{2(s_0s_3 + s_1s_2)}{1 - 2(s_2^2 + s_3^2)}\right) \quad (15)$$

식 (14)를 이용해서 사인역함수를 통해서 -90~90도 사이의  $\theta$ 를 구할 수 있고, 식 (15)를 이용

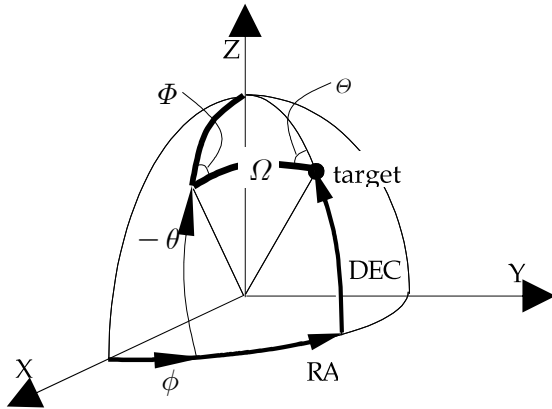


Fig. 5. Direction of Camera and Target, and Geometric Angle of  $\Omega, \Phi, \theta$

하면 MATLAB의 내장함수인 탄젠트역함수('ATAN2')을 통해서 모든 사분면의  $\phi$  각을 알 수 있다.

시간지연적분을 이용한 별 관측은 회전축 방향으로 일정 각속도를 가져야 한다. 먼저, 별의 위치를 고려한 요 방향의 회전이 필요하며 현재의 위치와 별 사이의 각도를 알아야 한다. Fig. 5를 보면, 식 (14)와 식 (15)에서 구한 Z축으로의 회전각,  $\theta$ 와 Y축으로 회전각  $\phi$ 를 통해서 현재 위성 카메라(요 방향)의 위치 벡터를 알 수 있고 별의 위치인 적위, 적경을 이용하면 별의 위치 벡터를 알 수 있으므로 초기 카메라의 위치와 별의 위치 사이의 대원의 각을 계산 할 수 있다. 이를  $\Omega$ 라고 정의한다. 구면 삼각법의 코사인 법칙을 적용하여  $\Omega$ 를 계산 할 수 있다.  $\theta$ 의 경우, Fig. 5에서 피치 축의 반대 방향으로 회전하므로  $-\theta$ 로 표현하였다.

$$\cos\Omega = -\sin(\theta)\sin(DEC) + \cos(\theta)\cos(DEC)\cos(RA - \phi) \quad (16)$$

식 (16)을 이용하면 대원의 각을 구할 수 있다. 위에 사용된 코사인역함수는  $0 \sim 180$ 도의 치역(Range)을 가진다. 실제 떨어진 각거리의 범위는  $0 \sim 180$ 도이므로 이를 사용할 수 있다.

식 (14)와 식 (15)에서 구한  $\theta, \phi$ 를 이용해 Fig. 5에서 툴(Z축) 축을 기준으로  $\phi$ 만큼 회전 시킨 뒤, 피치 축으로  $-\theta$ 만큼 회전시킨 카메라 방향 벡터에 요 축으로  $\pi - \Phi$ 만큼 회전시켜주면 피치 축의 회전에 카메라가 별을 지나가게 된다. 만약, 회전이 없는 상황에서 +Y축(피치 축)이 시간지연적분을 구현하는 회전축이 아닌 경우라도, X-Y평면상(CCD 평면상)에 회전축이 존재하게 된다.

+Y축을 기준으로 회전축이 카메라 방향으로

얼마의 각도로 회전되었는지를  $\alpha$ 로 정의하고, 별을 지나가기 위한 요 축의 회전각( $\pi - \Phi$ )에  $\alpha$ 만큼 더 회전시켜준 쿼터니안을 구하면 위의 문제가 해결된다. 이 회전된 쿼터니안에서 회전축으로 일정한 각속도로 회전시키면 별을 지나가게 된다. 세 번의 회전을 하나의 쿼터니안으로 나타낼 수 있고, 이 쿼터니안에서 회전축으로  $\Omega$ 만큼 회전시켜주면 카메라가 별 위를 지나가는 쿼터니안을 계산할 수 있다. 따라서 요 축으로 회전시키기 위해 식 (17)과 같은 구면 삼각법의 코사인 법칙을 사용하여  $\Phi$ 를 구할 것이다.

$$\cos\Phi = \frac{\sin(DEC) + \sin\theta\cos\Omega}{\cos\theta\sin\Omega} \quad (17)$$

식 (17)에서  $\sin\Omega$ 를 제거하고 모든 사분면의 값을 알기 위해서 구면 삼각법 사인 법칙을 적용한다.

$$\sin\Phi = \frac{\cos(DEC)\sin(RA - \phi)}{\sin\Omega} \quad (18)$$

탄젠트의 역함수를 얻기 위해 식 (18)을 식 (17)로 나누고 역함수를 양변에 취해주면 식 (19)의 결과를 얻는다.

$$\Phi = \tan^{-1}\left(\frac{\cos(DEC)\sin(RA - \phi)\cos\theta}{\sin(DEC) + \sin\theta\cos\Omega}\right) \quad (19)$$

만약,  $\sin\Omega = 0$ 이면 카메라의 방향과 별의 방향이 일치하는 특이점(Singular)이 발생한다. 탄젠트 역함수('ATAN2')를 이용해 모든 사분면의  $\Phi$ 값을 구할 수 있고, 현재의 위치에서  $\pi - \Phi + \alpha$ 만큼 요 축을 회전시킨 쿼터니안을 구할 수 있고 이 쿼터니안에서 피치 축으로  $\Omega$ 만큼 움직이면 별 위를 지나갈 수 있다. 식 (19)에서 적경 값이  $\phi$ 보다 작은 경우에는  $RA - \phi$ 가 음수가 되므로 이에 절댓값을 취해준다. 즉,  $RA > \phi$ 인 경우, 피치 축으로 회전하는 경우 카메라 방향을  $\pi - \Phi + \alpha$ 만큼 회전시켜야 한다.  $RA < \phi$ 인 경우는 아래에서 다루겠다.

툴 축(회전이 없는 상황에서 Z축)을 기준으로  $\phi$ 만큼 회전시킨 쿼터니안을 식 (10)과 같이 얻을 수 있다. 피치 축(회전이 없는 상황에서 Y축)을 기준으로  $\theta$ 만큼 회전시킨 쿼터니안을 식 (11)과 같이 구할 수 있다. Fig. 5에서 초기 위치는 피치 반대 방향으로  $-\theta$ 만큼 회전한 것이다. 요 축(회전이 없는 상황에서 X축)을 기준으로  $\pi - \Phi + \alpha$ 만큼 회전시킨 쿼터니안을 구할 수 있고  $\Phi'$ 을  $\Phi - \alpha$ 라 치환하여 식 (20)과 같이 표현 할 수 있다.

$$\begin{pmatrix} q_{camera,0} \\ q_{camera,1} \\ q_{camera,2} \\ q_{camera,3} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos(\pi/2 - \Phi'/2) \\ \sin(\pi/2 - \Phi'/2) \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (20)$$

위에서 언급한 세 쿼터니안을 쿼터니안 곱 연산을 통해서 하나의 쿼터니안으로 나타낼 수 있는데, 회전축만의 회전으로 별을 지나가기 위한 초기 쿼터니안을 식 (21)과 같이 구할 수 있다.

$$\begin{pmatrix} q_0(t_0) \\ q_1(t_0) \\ q_2(t_0) \\ q_3(t_0) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -\cos(\Phi'/2)\cos(\theta/2)\cos(\phi/2) - \sin(\Phi'/2)\sin(\theta/2)\sin(\phi/2) \\ \sin(\Phi'/2)\cos(\theta/2)\cos(\phi/2) - \cos(\Phi'/2)\sin(\theta/2)\sin(\phi/2) \\ \cos(\Phi'/2)\sin(\theta/2)\cos(\phi/2) + \sin(\Phi'/2)\cos(\theta/2)\sin(\phi/2) \\ \sin(\Phi'/2)\sin(\theta/2)\cos(\phi/2) - \cos(\Phi'/2)\cos(\theta/2)\sin(\phi/2) \end{pmatrix} \quad (21)$$

이렇게 생성된 쿼터니안은 현재의 방향에서 별의 방향으로 요 축을 회전시킨 초기 쿼터니안이다.

RA < ϕ 인 경우는 카메라 방향을 ϕ - π + α 만큼 회전시켜 주어야 한다. 이는 식 (21)과 다르게 ϕ' 에 관한 사인 항의 부호가 바뀌고, ϕ'' 을 ϕ + α 라 치환하여 대입하면 식 (22)와 같다.

$$\begin{pmatrix} q_0(t_0) \\ q_1(t_0) \\ q_2(t_0) \\ q_3(t_0) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -\cos(\Phi''/2)\cos(\theta/2)\cos(\phi/2) + \sin(\Phi''/2)\sin(\theta/2)\sin(\phi/2) \\ -\sin(\Phi''/2)\cos(\theta/2)\cos(\phi/2) - \cos(\Phi''/2)\sin(\theta/2)\sin(\phi/2) \\ \cos(\Phi''/2)\sin(\theta/2)\cos(\phi/2) - \sin(\Phi''/2)\cos(\theta/2)\sin(\phi/2) \\ -\sin(\Phi''/2)\sin(\theta/2)\cos(\phi/2) - \cos(\Phi''/2)\cos(\theta/2)\sin(\phi/2) \end{pmatrix} \quad (22)$$

이와 비슷하게 별을 지나가는 순간의 쿼터니안을 계산할 수 있는데 이는 초기 쿼터니안에서 일정한 각속도로 움직이는 쿼터니안이 별 위를 지나가는지 확인하기 위함이다. 먼저, 각 θ 를 구하기 위해 식 (19)과 같은 방법으로 구면 삼각법을 이용하면 식 (23)이 된다.

$$\theta = \tan^{-1} \left( \frac{\sin(|RA - \phi|)\cos\theta\cos(DEC')}{-\sin\theta - \sin(DEC)\cos\Omega} \right) \quad (23)$$

이 또한, sinΩ = 0 이면 특이점(Singular)이 발생한다. 탄젠트 역함수('ATAN2')를 이용해 모든 사분면의 θ 값을 구할 수 있고, +Z축(롤)으로 RA, +Y축(피치)으로 -DEC만큼 회전시킨 별의 위치에서 θ + α 만큼 요 축을 회전시킨 쿼터니안이 별을 지나가는 순간의 쿼터니안이 된다. 식 (19)와 비슷하게 RA < ϕ 경우에는 RA - ϕ 가 음수가 되므로 이에 절댓값을 취해준다.

롤 축(회전이 없는 상황에서 Z축)을 기준으로 RA만큼 회전시킨 쿼터니안을 식 (24)와 같이 얻을 수 있다.

$$\begin{pmatrix} q_{RA0} \\ q_{RA1} \\ q_{RA2} \\ q_{RA3} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos(RA/2) \\ 0 \\ 0 \\ \sin(RA/2) \end{pmatrix} \quad (24)$$

피치 축(회전이 없는 상황에서 Y축)을 기준으로 -DEC만큼 회전시킨 쿼터니안을 식 (25)와 같이 구할 수 있다. 적위는 관성좌표계에서 천구상의 위도에 대응되므로 피치 축과 반대 방향이므로 음의 부호를 붙인다.

$$\begin{pmatrix} q_{DEC0} \\ q_{DEC1} \\ q_{DEC2} \\ q_{DEC3} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos(DEC/2) \\ 0 \\ -\sin(DEC/2) \\ 0 \end{pmatrix} \quad (25)$$

회전축이 피치 축인 경우, θ 만큼 회전시키면 되지만 회전축이 피치 축이 아닌 일반적인 경우, RA > ϕ 라면 θ' 을 θ + α 이라고 치환하고 요 축(회전이 없는 상황에서 X축)을 θ + α 만큼 회전시켜 주어야 한다. 요 축을 기준으로 θ' 만큼 회전시킨 쿼터니안을 식 (26)과 같이 구할 수 있다.

$$\begin{pmatrix} q_{\theta0} \\ q_{\theta1} \\ q_{\theta2} \\ q_{\theta3} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos(\theta'/2) \\ \sin(\theta'/2) \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (26)$$

위 세 개의 쿼터니안을 쿼터니안 곱 연산을 통해서 하나의 쿼터니안으로 나타낼 수 있다. 식 (24)와 같이 +Z축으로 적경만큼 회전시킨 쿼터니안과 식 (25)와 같이 -Y축으로 적위만큼 회전시킨 쿼터니안을 생성한다. 그리고 식 (26)과 같이 θ' 만큼 X축으로 회전시키면 별 위를 지나가는 순간의 쿼터니안을 식 (27)처럼 얻을 수 있다.

$$\begin{pmatrix} q_0(t_r) \\ q_1(t_r) \\ q_2(t_r) \\ q_3(t_r) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos(\theta'/2)\cos(DEC')\cos(RA/2) - \sin(\theta'/2)\sin(DEC')\sin(RA/2) \\ \sin(\theta'/2)\cos(DEC')\cos(RA/2) + \cos(\theta'/2)\sin(DEC')\sin(RA/2) \\ -\cos(\theta'/2)\sin(DEC')\cos(RA/2) + \sin(\theta'/2)\cos(DEC')\sin(RA/2) \\ \sin(\theta'/2)\sin(DEC')\cos(RA/2) + \cos(\theta'/2)\cos(DEC')\sin(RA/2) \end{pmatrix} \quad (27)$$

RA > ϕ 라면 -θ + α 만큼 회전시키는 쿼터니안을 이용해야 하고 θ' 을 -θ + α 로 치환한다. 식 (28)은 쿼터니안이 별의 위를 지나가는 순간의 쿼터니안이 된다. 식 (27)에 θ' 에 관한 사인 항의 부호가 바뀌게 된다.

$$\begin{pmatrix} q_0(t_r) \\ q_1(t_r) \\ q_2(t_r) \\ q_3(t_r) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos(\theta'/2)\cos(DEC')\cos(RA/2) + \sin(\theta'/2)\sin(DEC')\sin(RA/2) \\ -\sin(\theta'/2)\cos(DEC')\cos(RA/2) + \cos(\theta'/2)\sin(DEC')\sin(RA/2) \\ -\cos(\theta'/2)\sin(DEC')\cos(RA/2) - \sin(\theta'/2)\cos(DEC')\sin(RA/2) \\ -\sin(\theta'/2)\sin(DEC')\cos(RA/2) + \cos(\theta'/2)\cos(DEC')\sin(RA/2) \end{pmatrix} \quad (28)$$

지상을 관측할 때 사용되는 라인 변화율과 같은 라인 변화율로 시간지연적분을 구현하는 각속도를 식 (8)로 계산할 수 있었다. 별을 촬영하는 시각을 계산하기 위해 식 (8)의 각속도와 카메라 방향과 별의 위치 사이의 각거리가 사용되며 각거리는 식 (16)에서 구했었다. 이를 식 (29)와 같

이 표현할 수 있다. 별을 촬영까지 소요되는 시간이 자세 안정화 시간보다 짧으면 관측 영역과 초기 카메라 사이의 각거리가 가까운 경우이므로 초기 카메라의 위치를 멀리 떨어뜨려야 한다.

$$\Delta t = \frac{\Omega}{\omega} \quad (29)$$

식 (21), (22)에서 생성한 최종 쿼터니안과 아래에서 생성할 자세 시나리오 쿼터니안이 정확하게 별을 지나는지 확인하는 독립적인 방법으로 식 (27), (28)을 사용할 수 있다.

식 (21), (22)와 같이 요축을 회전시킨 쿼터니안을 알고 있으므로 자세 시나리오 쿼터니안은 회전축 방향으로 일정한 각속도로 움직이는 쿼터니안을 생성하면 된다. 이는 초기 방향에서 카메라 방향으로 회전된 쿼터니안에서 회전축으로 일정한 각속도로 회전하는 쿼터니안을 곱 연산 해 줌으로 생성할 수 있다. 회전축이 임의의 단위벡터  $\mathbf{e}$ 를 가지면서 식 (8)의 일정한 각속도( $\omega$ )로 회전하는 쿼터니안은 식 (30)과 같이 정의할 수 있다.

$$\begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\omega t/2) \\ e_x \sin(\omega t/2) \\ e_y \sin(\omega t/2) \\ e_z \sin(\omega t/2) \end{bmatrix} \quad (30)$$

단위벡터  $\mathbf{e}$ 는 CCD 평면상에서 피치 축을 기준으로 카메라 방향으로  $\alpha$ 만큼 회전된 단위 벡터로 식 (31)과 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{bmatrix} e_x \\ e_y \\ e_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\alpha/2) & \sin(\alpha/2) \\ 0 & -\sin(\alpha/2) & \cos(\alpha/2) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (31)$$

쿼터니안 곱 연산을 수행한 결과로 최종적으로 도출된 자세 시나리오의 쿼터니안( $\mathbf{q}(t)$ )은 식 (32)와 같다. 이는 별을 지날 수 있도록 회전축이 회전된 식 (21), (22)의 쿼터니안( $\mathbf{q}(t_0)$ )에서 일정한 각속도로 회전축을 움직이는 쿼터니안을 곱 연산 해준 결과이다. 시나리오의 일반적인 최종 해를 식 (32)과 같은 형태로 구할 수 있다.

$$\begin{bmatrix} q_0(t) \\ q_1(t) \\ q_2(t) \\ q_3(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\omega t/2) & -e_x \sin(\omega t/2) & -e_y \sin(\omega t/2) & -e_z \sin(\omega t/2) \\ e_x \sin(\omega t/2) & \cos(\omega t/2) & e_y \sin(\omega t/2) & -e_z \sin(\omega t/2) \\ e_y \sin(\omega t/2) & -e_x \sin(\omega t/2) & \cos(\omega t/2) & e_z \sin(\omega t/2) \\ e_z \sin(\omega t/2) & e_y \sin(\omega t/2) & -e_x \sin(\omega t/2) & \cos(\omega t/2) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_0(t_0) \\ q_1(t_0) \\ q_2(t_0) \\ q_3(t_0) \end{bmatrix} \quad (32)$$

위의 해를 이용하여 자세 시나리오를 생성하는 프로그램을 작성하였다. 적위 67.2708 deg, 적

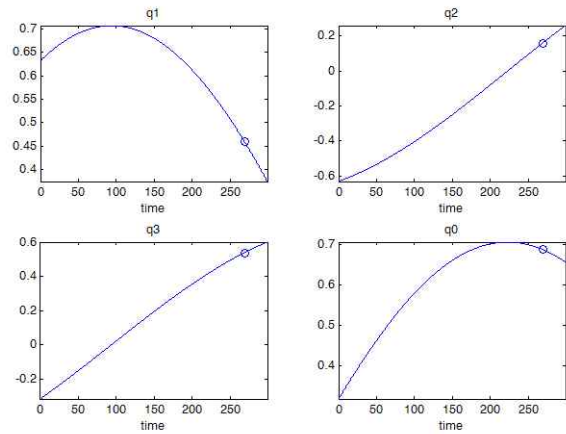


Fig. 6. quaternion history and target quaternion of example

경 16.0000 deg를 영상의 중심으로 두고, 초기 쿼터니안이  $q_1=0$ ,  $q_2=0$ ,  $q_3=\sin(270\text{deg}/2)$ ,  $q_0=\cos(270\text{deg}/2)$ 이며 식 (6)의 시간지연적분 라인 변화율이 9,659 line/sec이고,  $\alpha$ 가 0 deg인 경우에 대한 자세 시나리오를 생성해 보았다. 가정된 조건을 적용한 쿼터니안은 Fig. 6과 같이 얻을 수 있다. 시나리오는 주어진 초기 쿼터니안에서 회전축으로 회전하였을 때, 별을 지날 수 있도록 카메라 방향의 회전이 고려된 쿼터니안에서 시작하고, 주어진 라인 변화율을 통해서 회전축을 일정한 각속도로 회전하게 된다. 이러한 회전을 시간에 따라 나타낸 그래프이며 원 모양의 표시는 독립적으로 계산된 식 (27), (28)을 나타내는 쿼터니안이다. 따라서 Fig. 6을 통해서 작성된 시나리오가 원하는 목표 지점을 주어진 각속도로 지나간다는 것을 확인할 수 있다.

시나리오 시작 시간 이후 촬영 시각은 식 (29)를 사용하여 268.646 sec라는 것을 얻을 수 있고, 식 (27)의 결과로 목표 지점에서의 쿼터니안은  $q_1=0.4591$ ,  $q_2=0.1583$ ,  $q_3=0.5378$ ,  $q_0=0.6892$ 이란 것을 계산할 수 있다.

## (2)관성 지향(Inertial Fixed Pointing) 방법

별은 J2000 지구중심관성(ECI; Earth-Centered Inertial)좌표계에서 나타내므로 별의 위치는 위성체 중심 관성 좌표계에서도 변하지 않는다고 볼 수 있다. 별의 위치에 위성체의 카메라를 고정시켜 별을 지속적으로 관측하는 방법이 존재한다. 임의의 쿼터니안에서 별까지 가는 경로에서 하나의 자유도가 발생하는데 본 연구에서는 요 축의 기동(Maneuver)을 수행하지 않고 별의 위치를 지향하는 쿼터니안을 생성하였다. 먼저 별의 위치 벡터는 식 (33)으로 지구중심관성 좌표계에서 직교좌표계로 나타낼 수 있다.



$$\hat{t} = \begin{bmatrix} \hat{t}_x \\ \hat{t}_y \\ \hat{t}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(DEC)\cos(RA) \\ \cos(DEC)\sin(RA) \\ \sin(DEC) \end{bmatrix} \quad (33)$$

이와 비슷하게 위성체의 카메라 방향인  $y$  축의 방향 벡터를 직교좌표계로 아래의 식 (34)과 같이  $t$  축의 회전 각( $\phi$ )과 피치 축의 회전 각( $-\theta$ )으로 나타낼 수 있다.

$$\hat{b} = \begin{bmatrix} \hat{b}_x \\ \hat{b}_y \\ \hat{b}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\theta)\cos(\phi) \\ \cos(\theta)\sin(\phi) \\ -\sin(\theta) \end{bmatrix} \quad (34)$$

별의 위치벡터와 카메라의 방향벡터의 외적을 식 (35)와 같이 수행하여 두 벡터에 수직인 벡터를 얻을 수 있다. 이 축으로 기준으로 회전하면  $y$  축의 기동 없이 원하는 별의 위치로 갈 수 있다.

$$\vec{e} = \hat{b} \times \hat{t} = \begin{bmatrix} \hat{b}_y \hat{t}_z - \hat{b}_z \hat{t}_y \\ \hat{b}_z \hat{t}_x - \hat{b}_x \hat{t}_z \\ \hat{b}_x \hat{t}_y - \hat{b}_y \hat{t}_x \end{bmatrix} \quad (35)$$

위성  $y$  축의 방향인  $b$  방향과 별의 방향인  $t$  방향사이의 각도를  $\delta$ 라고 하고 두 방향에 수직인 벡터  $e$ 의 크기를 위의 두 벡터 외적에 대입하고,  $b$ 와  $t$ 의 내적을 구하면 식 (36)을 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} |\vec{e}| &= |\hat{b}| |\hat{t}| \sin\delta = \sin\delta \\ \hat{b} \cdot \hat{t} &= |\hat{b}| |\hat{t}| \cos\delta = \cos\delta \\ \delta &= \tan^{-1}\left(\frac{|\vec{e}|}{\hat{b} \cdot \hat{t}}\right) \end{aligned} \quad (36)$$

'ATAN2'를 통해서 별의 방향과 카메라의 방향사이 각도  $\delta$ 를 구할 수 있고,  $\delta$ 가 0~180도 사이의 값을 가질 때,  $e$  방향으로 회전하는 것이 최소 경로이지만  $\delta$ 가 -180~0의 값을 가질 때,  $e$  방향의 반대 방향으로 회전하는 것이  $y$  축의 기동이 없고 이는 최소 경로가 된다.  $\delta$ 는  $\Omega$ 와 같은 크기가 된다.

위성체 중심 관성 좌표계를 기준으로 임의의 위성 방향에서 벡터  $e$ 의 방향으로  $\Omega$ 만큼 회전하면 최소의 각거리를 움직이면서  $y$  축의 기동이 없이 별을 지향하는 쿼터니안을 생성할 수 있다. 벡터  $e$ 를 식 (37)과 같이 단위 벡터로 변환하고  $e$  방향으로  $\Omega$ 만큼 회전한 쿼터니안은 식 (38)과 같다. 이는 식 (36)의  $\Omega$ 가 0~180도일경우의 쿼터니안이며 식 (36)의  $\Omega$ 가 -180~0도일경우 단위

벡터  $e$ 대신에 단위벡터  $\vec{e}$ 를 대입해야 한다.

$$\hat{e} = (e_x, e_y, e_z) = \frac{\vec{e}}{|\vec{e}|} \quad (37)$$

$$\begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\Omega/2) \\ e_x \sin(\Omega/2) \\ e_y \sin(\Omega/2) \\ e_z \sin(\Omega/2) \end{bmatrix} \quad (38)$$

하지만 식 (38)은 초기 임의의 쿼터니안이 회전이 없는 경우, 별의 위치에 해당된다. 초기 임의의 쿼터니안( $q$ )을 가지고 있다면 위의 쿼터니안을 곱 연산을 통해서 최종 도달해야하는 쿼터니안( $r$ )을 생성할 수 있다. 초기 쿼터니안( $q$ )와 최종 쿼터니안( $r$ )사이의 쿼터니안( $p$ )을 식 (38)로 생성하였고, 이 쿼터니안이 나타내는 회전은 별의 위치와 위성의 카메라 방향에 수직 방향으로 회전하는 최소의 회전 경로이다.

$$\begin{bmatrix} r_0 \\ r_1 \\ r_2 \\ r_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\delta/2) & -e_x \sin(\delta/2) & -e_y \sin(\delta/2) & -e_z \sin(\delta/2) \\ e_x \sin(\delta/2) & \cos(\delta/2) & e_z \sin(\delta/2) & -e_y \sin(\delta/2) \\ e_y \sin(\delta/2) & -e_z \sin(\delta/2) & \cos(\delta/2) & e_x \sin(\delta/2) \\ e_z \sin(\delta/2) & e_y \sin(\delta/2) & -e_x \sin(\delta/2) & \cos(\delta/2) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} \quad (39)$$

이를 통해서 어떤 임의의 초기 쿼터니안이 주어진다면 별까지의 최소경로로 움직이는 최종 쿼터니안을 식 (39)의 형태로 생성할 수 있고, 이 또한 위성 자세제어시스템을 고려하면 안정화시간을 알 수 있다. 관성 지향 방법을 사용하게 된다면 지상을 지나는 효과를 구현한다고 할 수 없지만 자세제어 시스템의 오차를 줄여 탑재체의 성능을 확인할 수 있고, 오랜 시간 노출하여 비교적 어두운 별을 관측할 수 있어 관측 가능한 별의 수가 늘어나게 된다.

위의 해를 이용하여 최종 쿼터니안을 생성하는 프로그램을 작성하였다. 별의 위치는 앞에서 사용된 예제와 같은 위치인 적위 67.2708 deg, 적경 16.0000 deg를 영상의 중심으로 하고, 초기 쿼터니안이  $q_1=0, q_2=0, q_3=\sin(270\text{deg}/2), q_0=\cos(270\text{deg}/2)$ 이고,  $q_1=0, q_2=0, q_3=0, q_0=1$ 인 두 경우에 대해서 위의 식 (39)를 적용하여 최종 쿼터니안을 계산하였다. 계산 결과는 Table 1에 나타내었다. 첫 번째 결과는 시간지연적분을 사용하는 경우와 같은 조건이지만 다른 최종 쿼터니안을 생성하게 되는데 이는 관성 지향 방법은 회전축을 고려하지 않고 최소의 회전으로 목표 지점까지 움직이도록 설계되었기 때문이다. 하지만 두 쿼터니안의 지향하는 방향은 일치한다. 두 번째 결과에서  $q_1=0$ 으로 나타나는 것은  $x$ 축으로의 회전이 없었음을 의미한다. 이는  $x$ 축을 카메라

Table. 1. initial quaternion and target quaternion of inertial fixed pointing

	initial quaternion	target quaternion
q <sub>1</sub>	sin(270/2)	-0.3831
q <sub>2</sub>	0	-0.7199
q <sub>3</sub>	0	0.4093
q <sub>0</sub>	cos(270/2)	0.4093
q <sub>1</sub>	0	0
q <sub>2</sub>	0	-0.1664
q <sub>3</sub>	0	0.5353
q <sub>0</sub>	1	0.8281

라 방향으로 정의하였으므로 카메라 축의 회전이 없는 경우에 해당한다. 이는 시나리오 계산할 때 고려된 카메라 방향의 회전이 없는 최종 쿼터니안을 생성하는 알고리즘과 일치한다.

### III. 결 론

본 연구에서는 시간지연적분을 사용하는 지상 관측 위성의 영상검증을 위해서, 해당위성이 별을 관측하는 자세 시나리오 생성 기법을 개발하였다. 자세 정보는 쿼터니안을 통해서 나타내었고, 시간지연적분을 구현하기 위해서 회전축을 일정한 각속도로 별을 지나가는 시나리오를 생성하였다. 카메라 방향이 회전된 초기 쿼터니안에서 회전축의 회전으로 별 위를 지나가도록 설계되었다. 추가적으로 요 축의 기동이 없는 관성지향 방법도 고안하였다. 본 연구에서는 지구 관측과 달리 요 스티어링(Yaw Steering)을 구현하지 않아도 되므로 지상을 관측하는 방법과 달리 위성 자세오차에 의한 영상 품질저하를 줄여 탑재체가 야기하는 영상 품질저하와 구분할 수 있는 큰 장점이 있다. 이를 통해서 영상 품질 향상을 위해 개선되어야 할 점을 점검할 수 있으며, 영상 검정 및 복원에 사용될 수 있다. 초기에 임의의 쿼터니안 정보와 별의 위치를 이용해서 별을 관측하므로 다양한 라인 변화율에서도 사용가능하다. 위성이 어떤 초기 조건에 놓이더라도 쉽게 자세 시나리오를 생성하여 활용할 수 있어 편리한 사용자 환경을 생성하였다. 하지만 별을 이용한 검정은 상대 방사 정밀도를 측정하기 어렵고 CCD 픽셀내의 중심에 존재하지 않을 경우 오차를 일으키고, 지상을 관측하는 자세 시나리오의 오차를 정확하게 모사하기 어려운 단점이 있다.

### 후 기

이 논문은 교육과학기술부의 재원으로 한국항공우주연구원의 다목적실용위성 3호 사업의 지원을 받아 수행된 연구이며, 이에 감사드립니다.

### 참고문헌

- 1) Lee, D.H., Seo, D.C., Song, J.H., Choi, M.J., Lim, H.S., "Summary of calibration and validation for KOMPSAT-2", ISPRS congress Beijing Proc., Commission I, WGI/1, 2008
- 2) Lee, D.H., Seo, D.C., Song, J.H., Chung, J.H., Park, S.Y., Choi, M.J. and Lim, H.S., "Image restoration of calibration and validation for KOMPSAT-2", ISPRS congress Beijing Proc., Commission I, WGI/1, 2008
- 3) 이동한, 서두천, 송정현, 박수영, 임효숙, "아리랑 위성 2호 발사 후 검보정 작업 준비", 대한원격탐사학회 춘계학술대회 논문집, 2006, pp. 157-160
- 4) 이동한, 서두천, 송정현, 박수영, 임효숙, "아리랑위성 2호 발사 후 검보정", 대한원격탐사학회 춘계학술대회 논문집, 2007, pp. 27-30
- 5) 이동한, 서두천, 송정현, 박수영, 임효숙, "아리랑 위성 3호 검보정 개념", 대한원격탐사학회 춘계학술대회 논문집, 2006, pp. 161-164
- 6) 김희섭, 정대원, 김응현, 김규선, "TDI를 사용하는 고해상도 위성의 임무 및 기동 분석", 한국항공우주학회지, 2006, pp. 53-59
- 7) Kim, Y., Kong, J.-P., Heo, H.-P., Park, J.-E., Yong S.-S. and Choi, H.-J., "MTF measuring method of TDI camera electronics", Proceedings of International Symposium on Remote Sensing, KSRS, 2007, pp. 533-536
- 8) 김희섭, 정대원, 최해진, "별을 이용한 지구 관측 위성의 MTF 성능 분석을 위한 위성 운영 설계", 한국우주과학회지, 2007 24(4), pp.374-388
- 9) Lee, D.H., Seo, D.C., Song, J.H., Park, S.Y. and Lim, H.S., "Activities of calibration and validation for the KOMPSAT-2 MSC data", Proceedings of international symposium on Remote Sensing, KSRS, 2005, pp. 618-621
- 10) 이동한, 서두천, 임효숙, "고해상도 위성 영상자료 표준화 동향", 항공우주산업기술동향, 2008 6(2), pp.31-39

11) Butler, J., "On-orbit Cross-calibration of AM Satellite Remote Sensing Instruments Using the Moon", International Workshop on Radiometric & Geometric Calibration[power point slides], 2003

12) Bowen, H.S., Taylor, M. and Thome, K., "Correlation of Remote Sensing System Calibration Methodologies", JACIE 2009 Workshop[power point slides] - Fair Oaks, Virginia, April 1, 2009

13) Bowen, H.S., "IKNOS Calculation of MTF using Stellar Images", In Proceedings of the 2002 High Spatial Resolution Commercial Imagery Evaluation Team, 2002

14) 유지웅, 저궤도 광학 위성의 별 관측을 통한 영상 품질 측정 자세 시나리오 연구, 석사학위논문, 연세대학교, 2011

15) Yu, J., Park, S.-Y., Lim, D., Lee, D.-H., Sohn, Y.-J., "Stellar Source Selections for Image Validation of Earth Observation Satellite", J. Astron. Space Sci., 2011, 28(4), pp. 273-284

16) Joseph G., "How well do we understand Earth observation electro-optical sensor parameters?", ISPRS journal of photogrammetry & Remote Sensing, 2000, 55: pp. 9-12

17) Kuipers, J. B., Quaternion and Rotation Sequences, Princeton University Press, 2002