

論文

목표비행체 연속 추적을 위한 자세를 유지비행에 관한 연구

박영웅*, 방효충**

A Study on Coordinated Attitude Flying for Sequential Spacecraft Tracking

Young-Woong Park* and Hyo-Choong Bang**

ABSTRACT

This paper derives the equation of coordinated attitude formulation taking into account the orbital dynamics of a target vehicle and the attitude of a tracking satellite in geostationary orbit. The coordinated attitude is always to communicate with the ground station during the target tracking. Because the tracking satellite could perform high angle maneuver, MRP parameters having no singular point are used. Also for the sequential tracking of several target vehicles, the equation automatically making a coordinated attitude is suggested. Coordinated attitude flying and sequential tracking are confirmed through simulations. In short, this paper shows that a satellite could track a target vehicle and communicate with ground station simultaneously using the derived equation of coordinated attitude even though without a accuracy sensor.

초 록

본 논문에서는 목표비행체의 궤도운동 특성과 정지궤도에 있는 추적위성의 자세운동 특성을 결합하여 목표비행체를 추적하는 것과 동시에 지상국과 항상 교신할 수 있는 자세를 형성할 수 있는 관계식을 유도하였다. 형성되는 자세를 유지하기 위해서 추적위성이 고기동 자세변환을 수행할 수 있으므로 고기동에서도 특이점을 갖지 않는 MRP 변수를 사용하였다. 또한, 여러 목표비행체에 대해 연속 추적이 가능하도록 자동으로 자세를 변환할 수 있는 관계식을 제시하고 시뮬레이션을 통해 자세를 유지비행과 연속 추적 성능을 확인하였다. 본 논문에서 제시한 자세를 유지비행은 고정밀 센서를 이용하지 않아도 지상장비를 통해 목표비행체 궤도만 제공되면 추적위성이 항상 지상과 교신하면서 목표비행체를 추적할 수 있음을 보였다.

Key Words : Coordinated Attitude Flying(자세를 유지비행), Sequential Tracking(연속 추적), MRP(Modified Rodrigues Parameters)

1. 서 론

최근부터 활발하게 연구되고 있는 위성의 Formation 문제들은 실제적으로 우주정거장이나 우주왕복선 개발의 초기 단계에 연구되었던 란데 뷔와 도킹 문제와도 유사성이 있다. 최근에 새롭게 연구되고 있는 Formation은 전투비행기들의

† 2008년 4월 21일 접수 ~ 2008년 9월 29일 심사완료

* 정희원, 한국항공우주연구원 통해기체계팀

교신저자, E-mail : ywpark@kari.re.kr

대전시 유성구 어은동 45번지

** 정희원, 한국과학기술원 기계공학과 항공우주전공

편대비행과 로보틱스 분야에서 Tracker와 Target 또는 Mover와 Obstacle 사이에 동역학 관계를 유도하기 위해 적용되던 용어였는데 이 특성을 위성에 적용하게 된 것으로 판단된다. 이러한 Formation 특성으로부터 위성의 임무를 수행하기 위한 궤도 및 자세의 특정 관계를 유도하거나, 그 관계를 지속적으로 유지하기 위한 제어기 개발에 집중적인 연구가 진행되고 있다[1-5].

이와 같은 Formation 연구에서도 초기에는 다른 분야와 특성이 현저하게 다른 궤도 동역학과 결부하여 랑데뷰 및 도킹 문제를 포함한 위성 사이의 궤도기동(Orbit Maneuver) 또는 궤도위치 유지(Station-keeping) 등에 많은 연구가 이루어졌다. 이 분야에서는 우주환경에 노출된 위성에 자연적으로 적용되는 우주 섭동 및 외란을 포함하여 직/간접적인 최적화 문제 및 선형, 비선형 제어 문제를 적용하게 되었다[6,7]. 최근에는 궤도에 자세까지 연동된 Formation이 연구되고 있지만 아직까지 크게 활성화되어 있지 않다[8-10].

또다른 형태의 Formation이며 본 논문에서 다루고 있는 것과 유사한 분야에는 궤도비행물체 감시와 두 대의 위성간 데이터전송을 위해 정밀한 자세유지를 통해 추적하는 연구가 있다 [11-13]. 본 연구에서는 위성분야의 궤도와 자세가 연동된 임무를 설정하고 그에 상응하는 자세를 유지비행(Coordinated Attitude Flying) 관계식을 유도하고자 한다.

본 연구에서 설정하고자 하는 임무는 정지궤도 위성에서 항상 지구와 교신할 수 있으며 지구 주위를 비행하는 저궤도 위성, ICBM, 혜성, 항성 및 대형 Debris 등을 다중 추적할 수 있는 자세를 유지비행 관계식을 유도하고자 한다. 이 임무는 정지궤도의 추적위성에서 앞에 설명된 여러 목표비행체들을 항상 감시하기 위해서는 별도의 고성능 센서들이 추가로 요구되며 추적하고자 하는 목표비행체 수에 따라 복잡성이 증대되므로 현실성이 떨어진다. 그러므로 본 연구에서 수행하고자 하는 자세를 관계식을 이용하여 목표비행체의 궤적만 주어지면 추적하고자 하는 관계가 식으로 유도되므로 추적위성은 그 관계식에 해당하는 좌표계를 따라 제어하면 주어진 정밀도 범위에서 항상 목표비행체를 추적할 수 있는 장점을 얻게 된다.

본 연구의 자세를 유지비행 관계는 많은 부분 참고문헌 [10]의 학술대회 발표논문을 근간으로 하였는데 이 논문에서는 시간의 변화율이 거의 없는 태양벡터와 태양전지판 회전축 벡터를 항상 수직하게 유지하여 최대 전력을 얻을 수 있는 자

세를 구성한 반면 본 연구에서는 빠른 궤도 동역학 특성을 갖는 목표비행체를 항상 추적할 수 있도록 구성하였고, 참고문헌 [10]의 논문에서는 초기의 자세오차를 임의로 가정하였지만 본 연구에서는 자세오차가 없는 초기 상황으로부터 임의의 목표비행체를 추적하기 위해 발생한 자세오차를 식으로 유도하여 다중 목표비행체를 동시에 추적하지는 못하지만 연속적으로 추적위성이 다중 목표비행체를 자동 추적할 수 있는 구조를 제시하였다.

본 연구의 구성은 2장에서 좌표변환 관계식 등을 포함한 기하학적인 자세지향 관계를 설명하고 3장에서는 운동이 기술되는 추적 관계를 설명하여 자세를 관계식을 유도한다. 4장에서는 유도된 자세를 유지비행을 검증하기 위해 Lyapunov 제어기를 소개한 후 시뮬레이션을 수행한 결과를 제시하며 5장의 결론으로 마무리한다.

II. 목표비행체 지향 관계식

Fig. 1은 본 연구의 다중 목표비행체 추적을 위한 기본 구조(추적위성과 하나의 목표비행체 그리고 지상 관제소)의 기하학적인 관계를 보여 준다. 여기에서 \vec{r}_t 는 지구중심에서 지상 관제소까지 벡터, \vec{r}_s 와 \vec{r}_{sp} 는 지구중심에서 각각 추적 위성까지 벡터와 목표비행체까지 벡터, $\vec{r}_{t/s}$ 는 추적위성에서 지상 관제소까지의 지구지향 벡터, \vec{p} 는 추적위성에 탑재된 목표비행체 추적 탑재체의 회전축 벡터, \vec{s} 는 추적위성에서 목표비행체까지의 벡터 즉 탑재체 시선 벡터를 의미한다.

이러한 벡터 정의로부터 구성하고자 하는 자세를 유지비행 조건은 서론에서도 언급했듯이 추적위성은 지상 관제소와 항상 교신하면서 탑재된 탑재체 시선 벡터와 탑재체 회전축 벡터가 항상

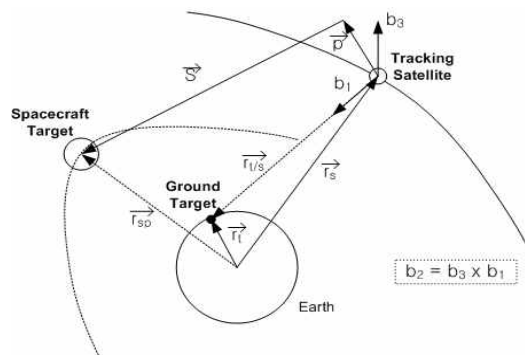


Fig. 1. Target Tracking Geometric Model

수직이 되도록 하는 것이다. 그러면 1축 회전 자유도(\vec{p})를 갖는 탑재체를 회전하여 항상 목표비행체를 추적할 수 있게 된다. 앞의 자세를 유지 비행 조건과 회전축 벡터를 수식으로 표현하면 다음과 같이 정의할 수 있다. 이때, (ii) 식의 행렬에서 아래첨자는 몸체좌표계 성분으로 표현된 것을 의미한다.

$$(i) \text{ 자세를 조건 : } \vec{s} \cdot \vec{p} = 0 \quad \& \quad \hat{b}_1 = \vec{r}_{t/s}$$

$$(ii) \text{ 가정 : } \vec{p} = [0 \ 0 \ 1]_b^T$$

이제 Fig. 1과 같은 관계를 이용해서 자세를 유지비행을 구성하기 위한 포인팅 관계식을 유도한다. 본 연구에서 사용하게 되는 좌표계로 위성분야에서 일반적으로 사용되는 관성좌표계({i}-좌표계), 궤도좌표계({o}-좌표계), 몸체좌표계({b}-좌표계)가 있고, 새롭게 기준좌표계({r}-좌표계)와 {a}-좌표계 및 {c}-좌표계를 정의하여 사용한다.

몸체좌표계는 위성체 중심에 대해 필요에 따라 정의하므로 본 연구에서는 1번 축을 지구지향 벡터 방향으로, 3번 축을 탑재체 회전축으로, 2번 축은 외적으로 설정한다. {a}-좌표계는 탑재체 시선 벡터와 지구지향 벡터($\vec{r}_{t/s} = \vec{a}$)를 갖고 식 (2.2)와 같이 정의하였고, {c}-좌표계는 탑재체 회전축 벡터와 지구지향 벡터를 갖고 식 (2.3)과 같이 정의하였다. 여기에서 {r}-좌표계는 최종 유도될 자세를 좌표계로 기 정의된 좌표계들과 조건들을 적용하여 유도하게 된다.

$$\hat{o}_{1i} = \frac{\vec{r}_{si}}{|\vec{r}_{si}|}, \quad \hat{o}_{3i} = \frac{\vec{r}_{si} \times \vec{v}_{si}}{|\vec{r}_{si} \times \vec{v}_{si}|}, \quad \hat{o}_{2i} = \hat{o}_{3i} \times \hat{o}_{1i} \quad (2.1)$$

$$R^{oi} = [\hat{o}_{1i} \ \hat{o}_{2i} \ \hat{o}_{3i}]^T$$

$$\hat{a}_{1o} = \vec{a}_0, \quad \hat{a}_{3o} = \frac{\vec{a}_o \times \vec{s}_o}{|\vec{a}_o \times \vec{s}_o|}, \quad \hat{a}_{2o} = \hat{a}_{3o} \times \hat{a}_{1o} \quad (2.2)$$

$$R^{ao} = [\hat{a}_{1o} \ \hat{a}_{2o} \ \hat{a}_{3o}]^T$$

$$\hat{c}_{1r} = \vec{a}_r, \quad \hat{c}_{3r} = \frac{\vec{a}_r \times \vec{p}_r}{|\vec{a}_r \times \vec{p}_r|}, \quad \hat{c}_{2r} = \hat{c}_{3r} \times \hat{c}_{1r} \quad (2.3)$$

$$R^{rc} = [\hat{c}_{1r} \ \hat{c}_{2r} \ \hat{c}_{3r}]^T$$

{c}-좌표계에서 {a}-좌표계로의 변환행렬은 앞에 설명된 관계식들로부터 {a}-좌표계 1축과 {c}-좌표계 1축이 서로 같은 벡터로 성분만 다르게 사용했으므로, {a}-좌표계 1축과 {c}-좌표계 2축 및 3축이 서로 수직이 되고, {c}-좌표계 1축과 {a}-좌표계 2축 및 3축이 서로 수직이 된다. 즉, 1

축에 대해 회전한 경우임을 알 수 있다. 그리고 목표비행체 지향벡터와 추적 탑재체 회전축 벡터가 수직이어야 하는 유지비행 조건으로부터 다음 식을 사용할 수 있다.

$$\vec{s} \cdot \vec{p} = 0 \Leftrightarrow \vec{s}_a^T R^{ac} \vec{p}_c = 0 \quad (2.4)$$

$$\Leftrightarrow \vec{s}_a^T \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\theta_{ac} & \sin\theta_{ac} \\ 0 & -\sin\theta_{ac} & \cos\theta_{ac} \end{bmatrix} \vec{p}_c = 0$$

또한, {a}와 {c}-좌표계를 정의할 때 3축은 각각 목표비행체 지향벡터와 추적 탑재체 회전축 벡터의 수직을 이용해서 정의하였기 때문에 목표비행체 지향벡터를 {a}-좌표계에서 표현하면 이 벡터의 3축은 '0'이 되고, 추적 탑재체 회전축 벡터를 {c}-좌표계에서 표현하면 이 벡터의 3축도 '0'이 된다. 그러면, 다음과 같은 식을 통해 {a}, {c} 좌표계 변환행렬을 쉽게 구할 수 있다.

$$\cos\theta_{ac} = -\frac{s_{1a} p_{1c}}{s_{2a} p_{2c}} \quad (2.5)$$

다음과 같은 모드를 설정하여 추적위성이 임의의 자세에서 목표위성에 대해 기준좌표계를 변경하는 경우를 고려하여 초기 MRP(Modified Rodrigues Parameters) 오차를 얻는 관계식을 유도한다.

- Standby Mode : 궤도좌표계와 몸체좌표계 (또는 {r1}-좌표계)가 일치하고 있는 상태 즉, 정지궤도위성이므로 목표비행체가 없이 지구와 통신만 유지하고 있는 상태.
- Tracking Mode : 목표비행체가 주어지고 그 목표비행체에 대한 Formation을 위해 가정한 조건들을 만족하도록 새로운 기준좌표계 ({r2}-좌표계)를 형성해 가는 상태.

[Standbymode]

$$R^{r1o} = R^{or1} = E \text{ (Identity Matrix)}$$

$$R^{r2b} = R^{br2} = R^{r2o} R^{or1} \Rightarrow R^{br} = [R^{r2o}] \quad (2.6)$$

[Trackingmode]

$$\text{if } R^{r1o} \neq E, \quad R^{br} = [R^{r1o}][R^{r2o}]$$

앞에 설명한 관계식에서 Standby Mode로부터 목표비행체를 추적하는 경우, 초기 MRP 오차는 주어지는 목표비행체와 형성하게 될 기준좌표계 ({r2})에 전적으로 관계되고, 하나의 목표비행체를 추적하다가 다른 목표비행체를 추적하게 되는 경우는 이전의 기준좌표계({r1})도 관계됨을 알 수 있다.

최종적으로 기준좌표계와 몸체좌표계 사이의

변환행렬을 유도하고, MRP와 방향코사인 변환행렬과의 관계식을 이용하면, 그 변환행렬의 각 요소를 MRP로 정의한 자세오차($\vec{\sigma}$)로 다음과 같이 나타낼 수 있다[14].

$$\begin{aligned}
 R^{br}[1,1] &= (4(\sigma_1^2 - \sigma_2^2 - \sigma_3^2) + \Sigma^2) / DET \\
 R^{br}[1,2] &= (8\sigma_1\sigma_2 + 4\sigma_3\Sigma) / DET \\
 R^{br}[1,3] &= (8\sigma_1\sigma_3 - 4\sigma_2\Sigma) / DET \\
 R^{br}[2,1] &= (8\sigma_1\sigma_2 - 4\sigma_3\Sigma) / DET \\
 R^{br}[2,2] &= (4(-\sigma_1^2 + \sigma_2^2 - \sigma_3^2) + \Sigma^2) / DET \\
 R^{br}[2,3] &= (8\sigma_2\sigma_3 + 4\sigma_1\Sigma) / DET \\
 R^{br}[3,1] &= (8\sigma_1\sigma_3 + 4\sigma_2\Sigma) / DET \\
 R^{br}[3,2] &= (8\sigma_2\sigma_3 - 4\sigma_1\Sigma) / DET \\
 R^{br}[3,3] &= (4(-\sigma_1^2 - \sigma_2^2 + \sigma_3^2) + \Sigma^2) / DET \\
 \text{where, } DET &= (1 + \vec{\sigma}^T \vec{\sigma})^2, \Sigma = 1 - \vec{\sigma}^T \vec{\sigma}
 \end{aligned} \tag{2.7}$$

III. 목표비행체 추적 관계식

추적위성이 목표비행체를 지향하기 위해 자신의 궤도에서 목표비행체 움직임에 따라 회전을 해야 하며 이 관계는 목표비행체 지향벡터를 시간에 대해 미분함으로써 얻을 수 있다.

추적위성이 정확하게 목표비행체를 추적하기 위해서 각속도는 자세와 연동되어 있어야 한다. 본 연구에서는 각 좌표계에서 위성의 각속도 벡터를 계산함으로써 이 연동관계를 보존할 수 있고, 다음과 같이 몸체좌표계에서의 정확한 추적 각속도를 구성하는데 사용할 수 있다. 이것은 앞 절에서 관성좌표계로부터 기준좌표계로 변환하는 행렬을 계산하는 것과 유사하다. {c}-좌표계는 {r}-좌표계에 고정되어 있으므로 두 좌표계 사이의 각속도는 발생하지 않는다.

$$\begin{aligned}
 \vec{\omega}_r = \vec{\omega}_r^c + \vec{\omega}_r^a + \vec{\omega}_r^i = \vec{\omega}_r^c + \vec{\omega}_r^a \\
 \text{where, } \vec{\omega}_r^c = 0, \vec{\omega}_r^a = \frac{v_{2o}}{|r_{si}|} \hat{k}
 \end{aligned} \tag{3.1}$$

궤도좌표계에 대한 {a}-좌표계의 회전 각속도, $\vec{\omega}_a^{ao} \times$ 는 식 (3.2)와 같이 R^{ao} 의 미분으로부터 어렵지 않게 구할 수 있다. 여기서, \dot{R}^{ao} 은 움직이는 좌표계 즉 {a}-좌표계에 대한 미분을 의미하는 것으로, $\vec{\omega}_a^{ao} \times$ 행렬은 {a}좌표계 성분으로 표현되었다는 것을 의미한다[15].

$$\vec{\omega}_a^{ao} \times = -\dot{R}^{ao} (R^{ao})^T = R^{ao} (\dot{R}^{ao})^T \tag{3.2}$$

앞에서 유도한 {a}-좌표계 성분을 Fig. 1의 관계로부터 다음과 같이 정리할 수 있다.

$$\begin{aligned}
 D_1 \hat{a}_{1o} = \vec{r}_{t/so}, \quad D_2 \hat{a}_{3o} = \vec{r}_{t/so} \times \vec{s}_o, \\
 \hat{a}_{2o} = \hat{a}_{3o} \times \hat{a}_{1o} \\
 \dot{\hat{a}}_{1o} = \frac{\vec{r}_{t/so} - \dot{D}_1 \hat{a}_{1o}}{D_1}, \quad \dot{\hat{a}}_{2o} = \dot{\hat{a}}_{3o} \times \hat{a}_{1o} + \hat{a}_{3o} \times \dot{\hat{a}}_{1o} \\
 \dot{\hat{a}}_{3o} = \frac{\vec{r}_{t/so} \times \vec{s}_o + \vec{r}_{t/so} \times \dot{\vec{s}}_o - \dot{D}_2 \hat{a}_{3o}}{D_2}
 \end{aligned} \tag{3.3}$$

$$\begin{aligned}
 \text{where, } \dot{D}_1 = \frac{\vec{r}_{t/so} \cdot \dot{\vec{r}}_{t/so}}{D_1} \\
 \dot{D}_2 = \frac{(\vec{r}_{t/so} \times \vec{s}_o + \vec{r}_{t/so} \times \dot{\vec{s}}_o) \cdot (\vec{r}_{t/so} \times \vec{s}_o)}{D_2}
 \end{aligned}$$

관성좌표계와 궤도좌표계 사이의 미분 방정식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
 \frac{d\vec{v}}{dt} \Big|_i = \frac{d\vec{v}}{dt} \Big|_o + \vec{\omega}_o^{oi} \times \vec{v} \\
 \Leftrightarrow \vec{v} = \vec{v} + \vec{\omega}_o^{oi} \times \vec{v}
 \end{aligned} \tag{3.4}$$

그러므로, 회전하는 궤도좌표계에 대한 궤도좌표 성분들의 시간변화율은 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned}
 \dot{\hat{a}}_{1o} = \dot{\hat{a}}_{1o} - \vec{\omega}_o^{oi} \times \hat{a}_{1o} \\
 \dot{\hat{a}}_{3o} = \dot{\hat{a}}_{3o} - \vec{\omega}_o^{oi} \times \hat{a}_{3o} \\
 \dot{\hat{a}}_{2o} = \dot{\hat{a}}_{3o} \times \hat{a}_{1o} + \hat{a}_{3o} \times \dot{\hat{a}}_{1o}
 \end{aligned} \tag{3.5}$$

식 (3.2)에 있는 \dot{R}^{ao} 를 회전하는 궤도좌표계 성분으로 표현하면 다음과 같이 정의할 수 있다.

$$\dot{R}^{ao} = [\dot{\hat{a}}_{1o} \quad \dot{\hat{a}}_{2o} \quad \dot{\hat{a}}_{3o}]^T \tag{3.6}$$

$\vec{\omega}_a^{ai}$ 는 다음과 같이 표현할 수 있고, 식 (2.2), (3.1) 그리고 (3.2)를 이용해 얻을 수 있다.

$$\vec{\omega}_a^{ai} = \vec{\omega}_a^{ao} + \vec{\omega}_a^{oi} = \vec{\omega}_a^{ao} + R^{ao} \vec{\omega}_o^{oi} \tag{3.7}$$

$\vec{\omega}_a^{ca}$ 는 다음과 같이 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned}
 \vec{\omega}_a^{ca} = [\dot{\theta}_{ac} \quad 0 \quad 0]^T \\
 \dot{\theta}_{ac} = \frac{\dot{s}_{1a} p_{1c} + \dot{s}_{2a} p_{2c} \cos \theta_{ac}}{s_{2a} p_{2c} \sin \theta_{ac}}
 \end{aligned} \tag{3.8}$$

위 식에서 {a}-좌표계에 대한 목표비행체 지향벡터의 시간변화율은 식 (3.9)와 같은 관계를 갖는다. 이때, 참고문헌[10]에 있는 목표비행체는 태양이며 이 경우에는 목표비행체 지향벡터의 관성좌표계에서의 시간변화율은 0이 되지만, 본 연구에서 다루고자 하는 목표비행체들은 지구 주위

에서 궤도운동을 하는 것을 가정하므로 0이 되지 않는다.

$$\vec{s}_a = \vec{s}_a - \vec{\omega}_a^{ai} \times \vec{s}_a \quad (\leftarrow \vec{s}_a \neq 0) \quad (3.9)$$

마지막으로 관성좌표계에 대한 기준좌표계의 상대 각속도는 다음과 같이 표현할 수 있다. 여기에서 앞에 정의한 것처럼 {c}-좌표계는 {r}-좌표계에 고정되어 있으므로 각속도는 0이다. 아래의 최종 추적 관계식은 식 (2.3), (2.4), (3.7) 그리고 (3.8)를 이용해 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} \vec{\omega}_r^{ri} &= \vec{\omega}_r^{rc} + \vec{\omega}_r^{ci} = \vec{\omega}_r^{ci} \quad (\leftarrow \vec{\omega}_r^{rc} = 0) \\ &= R^{ra}(\vec{\omega}_a^{ca} + \vec{\omega}_a^{ai}) = R^{rc}[R^{ac}]^T(\vec{\omega}_a^{ca} + \vec{\omega}_a^{ai}) \end{aligned} \quad (3.10)$$

참고문헌[10]의 경우는 자세를 유지비행 제어를 위한 추적위성의 구동기로 반작용휠을 설정하고 그것으로부터 제어토크를 산출하기 위해 각속도 향도 다루었지만, 본 연구에서는 그 제어토크가 적절하게 생성될 수 있다고 가정하고 목표비행체 추적을 정확하게 수행하는지에 대한 성능검증을 목표로 삼았다.

IV. 시뮬레이션

목표비행체가 주어지면 추적위성의 자세로부터 구성해야 하는 자세를 유지비행 관계가 유도되고, 초기 몸체각속도로부터 그 값을 추종하는 과정에서 몸체각속도 오차를 제어기에 의해 수렴하게 된다. 그러면, 수렴된 후의 몸체각속도는 목표위성에 대한 기준좌표계 회전 각속도 값이 된다. 그러므로 시뮬레이션을 수행하기 전에 자세를 유지비행 제어를 수행할 수 있는 제어기를 구성해야 하며 그 제어기는 참고문헌[10]에 있는 것과 같은 Lyapunov 제어기를 사용할 수 있다.

$$\begin{aligned} \delta\vec{\omega} &= \vec{\omega}_b - R^{br}(\delta\vec{\sigma})\vec{\omega}_r^{ri} \\ I_{sat}\vec{\omega}_b &= -k_1\delta\vec{\omega} - k_2\delta\vec{\sigma} + \vec{\omega}_b^{bi} \times (I\vec{\omega}_b^{bi}) \end{aligned} \quad (4.1)$$

(where, $k_1 = 54, k_2 = 47$)

다음은 MRP의 시간변화율 관계식을 정리하였다[14].

$$\begin{aligned} \vec{\sigma} &= G(\vec{\sigma})\delta\vec{\omega} \quad (\text{where, } G(\vec{\sigma}) = \\ &\frac{1}{4} \begin{pmatrix} 1 - \sigma^2 + 2\sigma_1^2 & 2(\sigma_1\sigma_2 - \sigma_3) & 2(\sigma_1\sigma_3 + \sigma_2) \\ 2(\sigma_1\sigma_2 + \sigma_3) & 1 - \sigma^2 + 2\sigma_2^2 & 2(\sigma_2\sigma_3 - \sigma_1) \\ 2(\sigma_1\sigma_3 - \sigma_2) & 2(\sigma_2\sigma_3 + \sigma_1) & 1 - \sigma^2 + 2\sigma_3^2 \end{pmatrix}) \end{aligned} \quad (4.2)$$

Table 1. 추적위성과 목표비행체 궤도 데이터

추적위성	
궤도 변수	값
장반경	42165.179 [km]
이심률	0.0
궤도경사각	0.0
근지점이각	0.0873 [deg]
승교점	4.8 [deg]
실제근점이각	0.9826 [deg]

목표비행체 (Case I)		목표비행체 (Case II)	
궤도 변수	값	궤도 변수	값
장반경	6978.145 [km]	장반경	26610.2241 [km]
이심률	0.0	이심률	0.6
궤도경사각	22.9844 [deg]	궤도경사각	63.4 [deg]
근지점이각	0.2319 [deg]	근지점이각	270 [deg]
승교점	112.5017 [deg]	승교점	0.0
실제근점이각	42.0117 [deg]	실제근점이각	152.3367 [deg]

시뮬레이션을 수행하기 위해 추적위성과 목표비행체의 데이터를 Table 1과 같이 설정한다. 이때, 추적위성의 경우는 정지궤도위성인 무궁화위성 3호의 궤도를 적용하고, 목표비행체의 첫 번째 경우는 저궤도위성인 아리랑위성 1호의 궤도를 적용하며, 두 번째 경우는 Molniya 궤도를 적용한다. 세 번째는 Case I을 추적하다가 200초 후에 Case II를 추적하는 경우를 고려한다. 시뮬레이션 시작 시점은 1999년 1월 1일 0시 30분 0초이고 지상 관제소 위치는 한국 경기도 용인(위도 37.204도, 경도 127.249도)으로 설정하였다.

$$I_{sat} = \begin{bmatrix} 200 & 0 & 0 \\ 0 & 150 & 0 \\ 0 & 0 & 175 \end{bmatrix} [kg \cdot m^2] \quad (4.3)$$

시뮬레이션 초기 Setup 과정에서 몸체좌표계와 추적하고자 하는 목표비행체와의 Formation 기준좌표계 사이의 초기 MRP 오차를 식 (2.7)로부터 구하면, Table 2와 같이 정리할 수 있고, Case I과 Case II의 경우는 식 (2.6)에서 standby mode로부터 얻을 수 있고, Case III의 경우는 tracking mode로부터 얻을 수 있다.

위와 같은 시뮬레이션 변수 값들을 갖고 시뮬레이션을 수행한 결과가 Fig. 3에서 Fig. 8까지 보여주고 있다.

Fig. 3, Fig. 4 및 Fig. 7은 각 경우에서 탑재체 시선 벡터와 탑재체 회전축 벡터가 수직이 되어

Table 2. 초기 MRP 오차

	σ_1	σ_2	σ_3
Case I	0.03434	0.13035	0.94356
Case II	0.05714	-0.50031	0.84647
Case III	-0.90483	1.66e-6	-1.44e-7

야 하는 자세들을 형성하기 위해 제어된 후 수렴되고 있는 과정을 보여주고 있다. 특히 Fig. 7의 경우는 정확히 200초에서 Case I에서 Case II로의 연속 추적을 수행하여도 식 (4.6)과 같은 초기 오차가 자동 생성되면서 그 오차를 제어하여 결국 자세들을 형성하도록 수렴하였음을 보여준다.

Fig. 5, Fig. 6 및 Fig. 8은 MRP 변수의 변화를 보여주며, 자세들로 수렴되면서 MRP 값도 수렴되는 것은 몸체좌표계가 자세를 기준좌표계로 수렴 되었다는 것을 보여주는 것이다.

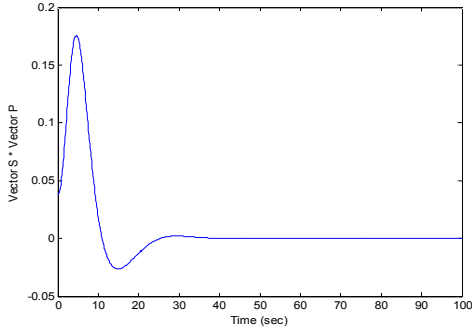


Fig. 3. Formation Error, $\vec{s} \times \vec{p}$ (Case I)

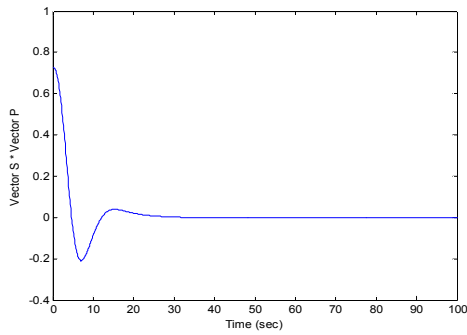


Fig. 4. Formation Error, $\vec{s} \times \vec{p}$ (Case II)

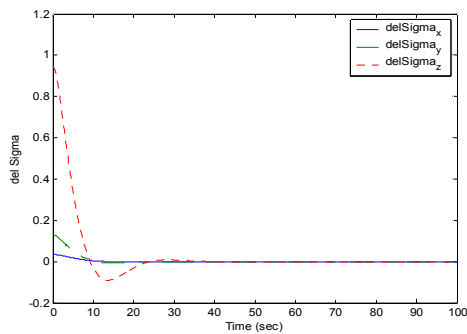


Fig. 5. Formation Error, $\vec{\sigma}$ (Case I)

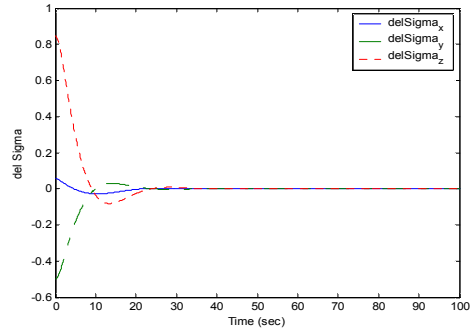


Fig. 6. Formation Error, $\vec{\sigma}$ (Case II)

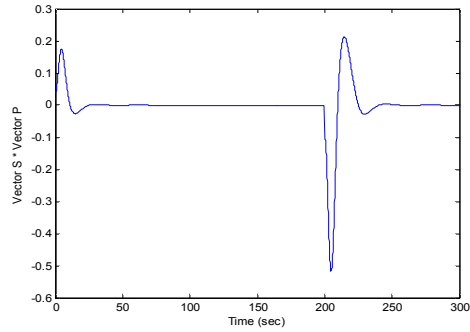


Fig. 7. Formation Error, $\vec{s} \times \vec{p}$ (Case III)

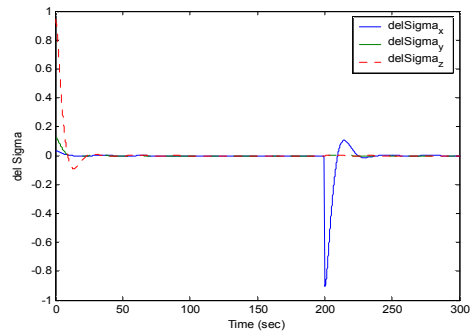


Fig. 8. Formation Error, $\vec{\sigma}$ (Case III)

V. 결 론

시뮬레이션 결과를 통해 알 수 있듯이 지상 관제소와 항상 교신하면서 목표비행체 추적을 위한 자세를 유지비행(Formation Flying)이 앞에서 전개한 수식에 따라 적절하게 유도되었음을 알 수 있다. 또한, 본 연구에서는 초기 궤도좌표계와 동일한 상태의 몸체좌표로부터 목표비행체를 추적하기 위해 구성해야 하는 기준좌표계로 자세를

유지비행을 수행한 Case I, Case II와 저궤도위성을 추적하다가 Molniya 위성을 추적하는 다중비행체 연속 추적 임무도 수행할 수 있음을 보여줌으로써 자동 연속 추적임무 수행을 위해 필수적으로 필요한 식 (2.6)의 관계식이 올바르게 유도되었음을 알 수 있고 본 연구에서 설정한 2대 이상의 목표비행체가 있는 경우에도 지상으로부터 추적하고자 하는 목표비행체 궤도 정보만 입력되면 새로운 추적이 가능하게 될 것이다. 물론, 이러한 경우에도 지구 위의 특정 관제소와의 교신 방향은 일정하게 유지되도록 자세를 유지비행이 수행되는 것이다.

본 연구에서 제시한 자동 연속 추적 자세를 유지비행은 저궤도위성의 데이터를 지상 관제소가 수신하지 못하는 경우에도 정지궤도 추적위성과의 교신을 통해 데이터를 지상으로 전송할 수 있는 시스템에 활용할 수 있을 것이다. 물론, 실질적인 위성에 적용한다면 자세를 유지하기 위해 위성체를 직접 회전하는 것보다 결정된 자세를 관계식에 안테나 구동 관계식을 포함하여 위성체는 그대로 있고 안테나를 구동할 수 있는 관계식을 추가로 유도하는 것이 보다 효과적일 것으로 판단된다.

또한, 추적 탑재체 회전축 벡터와 목표비행체 지향 벡터가 수직이 된 경우에도 탑재체에 의한 정확한 추적이 이루어지려면 추적 탑재체 시야 벡터와 목표비행체 지향 벡터가 일치해야 하는 조건이 더 필요하게 된다. 이 부분에 대한 추가 연구가 필요하며 본 연구에서 설정한 Formation 조건에 추가될 경우에는 만족해야 하는 조건이 늘어나면서 해가 존재하지 않거나 지구와 추적 위성 및 목표비행체 사이에 특정 위치에서만 해가 존재하게 되어 추적을 위한 자세를 구성할 수 없게 될 것이다. 그러므로 추적 탑재체 시야 벡터와 목표비행체 지향 벡터를 일치시키는 관계식은 추적 탑재체 회전축 벡터와 목표비행체 지향 벡터가 수직이 된 이후에 적용하도록 분리하여 적용해야 할 것이다.

참고문헌

- 1) Hablani, H. B., "Multiaxis Tracking and Attitude Control of Flexible Spacecraft with Reaction Jets", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 17, No. 4, 1994.
- 2) Hablani, H. B., Tapper, M., Dana-Bashian, D., "Guidance Algorithms for Autonomous Rendezvous of Spacecraft with a Target Vehicle in Circular Orbit", *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit Paper AIAA 01-4393*, Montreal, Canada, August 2001.
- 3) Pearson, D. J., "The Glideslope Approach", *Advances in the Astronautical Sciences*, American Astronautical Society Paper No. AAS 89-162, 1989.
- 4) DeCou, A. B., "Orbital Station-Keeping for Multiple Spacecraft Interferometry", *Journal of the Astronautical Sciences*, Vol. 39, No. 3, 1991.
- 5) Ulybyshev, Y., "Long-Term Formation Keeping of Satellite Constellation Using Linear-Quadratic Controller", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 21, No. 1, 1998.
- 6) Nelson, E., Sparks, A., and Kang, W., "Coordinated Nonlinear Tracking Control for Satellite Formations", *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit Paper AIAA 01-4025*, Montreal, Canada, August 2001.
- 7) Tillerson, M., and How, J. P., "Formation Flying Control in Eccentric Orbits", *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit Paper AIAA 01-4092*, Montreal, Canada, August 2001.
- 8) Singla, P., Subbarao, K., Hughes, D., Junkins, J. L., "Structured Model Reference Adaptive Control For Vision Based Spacecraft Rendezvous And Docking", *Advances in the Astronautical Sciences*, American Astronautical Society Paper No. AAS 03-103, 2003.
- 9) Kim, Y., Mesbahi, M., "Quadratically Constrained Attitude Control via Semidefinite Programming", *IEEE Transactions on Automatic Control*, Vol. 49, No. 5, 2004.
- 10) Long, M. R. and Hall, C. D., "Attitude Tracking Control for Spacecraft Formation Flying", *Flight Mechanics Symposium*, Goddard Space Flight Center, May 18-20, pp. 319-331, 1999.
- 11) Waluda, C.M., Yamashiro C., Elvidge C.D., Hobson V.R., Rodhouse P.G., "Quantifying light-fishing for dosidicus gigas in the eastern pacific using satellite remote sensing", *Remote Sensing of Environment*, Vol. 91, No. 2, 2004.

- 12) Sharma J., "Space-based visible space surveillance performance", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 23, No. 1, 2000.
- 13) Zhang S., Cao X. "Coordinated attitude control for a tracking and data relay satellite with mobile antennas", *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, Vol. 76, No. 4, 2004.
- 14) Schaub, H., Junkins, J. L., "MATLAB Toolbox for Rigid Body Kinematics", *AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting*, AAS 99-139, 1999.
- 15) Wiesel, W. E., "Spaceflight Dynamics", McGraw-Hill Publishing Company, 1992.