

## 論文

## 다위성체의 편대비행 형상유지 제어에 관한 연구

노태수\*, 이재규\*\*, 정옥철\*\*\*

## A Study on Multiple Spacecraft Formation-keeping Control

Tae Soo No\*, Jae Gyu Lee\*\* and Ok Chul Jung\*\*\*

## ABSTRACT

In this paper, results of a multiple spacecraft formation-keeping control using the orbital relative motion and optimization technique are presented. To analyze and predict the relative motion between the formation-flying satellites, a closed-form orbit propagator obtained using the method of ephemeris compression is used. This closed-form orbit propagator is combined with optimization technique to plan a series of impulsive maneuvers, which maintain the formation configuration within the specified limit. As an example, this method is applied to the problem of maintaining the projected circular formation geometry and results from nonlinear simulation are presented.

## 초 록

본 논문에서는 위성간 상대 궤도 운동과 최적화 기법에 근거한 다위성체 편대비행 형상 유지에 관한 연구 결과를 제시하였다. 편대를 이루는 위성간의 상대 운동은 궤도 압축 방법을 이용한 닫힌 형태의 궤도 전파기를 이용하여 분석하였고, 최적화 기법을 도입하여 편대 비행 형상을 유지하기 위한 각 위성의 궤도 기동 질차를 설계하였다. 예제로서 원형 편대 비행 제어 문제에 적용하였고 비선형 시뮬레이션 결과를 제시하였다.

**Key Words:** Satellite Formation Flying(위성 편대비행), Projected Circular Formation Relative Orbit Propagator(상대궤도 전파기), Constrained Optimization

## 1. 서 론

과학 기술의 발달에 따른 위성체의 소형화 및 자동화로 소형 위성의 개발이 활발히 이루어짐에 따라 최근 위성 편대비행(Satellite Formation Flying)에 대한 관심이 증가하고 있다. 실제로 지구 정밀 관측이나 군사적 목적으로 사용되는 위성의 경우 기존의 고성능의 단일 위성의 임무를

보다 효과적으로 수행하기 위해 저성능의 군집위성에 소형 위성단 개념을 도입하여 위성 편대비행을 수행하고 있다. 위성 편대비행은 간섭관측이나 입체영상촬영과 같은 원거리 측정 임무를 수행하는 경우, 보다 나은 해상도의 자료를 제공하고 대기나 중력장에 대한 모델링을 더욱 정확하게 할 수 있는 장점을 가지고 있다[1]. 또한, 대형 위성에 비해 위성 개발비용이 저렴하고 임무 적응력(flexibility)이 탁월하여[1] 최근 들어 위성 편대비행에 대한 연구가 활발히 수행되고 있다. 대표적인 예로서, Inalhan 등[2]은 EO-1과 Landsat 7을 대상으로 자동 편대비행에 필요한 제어 기법, 궤도 결정 정밀도, 위성간 통신 요구 사항 등을 파악하였다. 또한, Kapila 등[3]은 고

† 2005년 7월 6일 접수 ~ 2005년 9월 6일 심사완료

\* 정회원, 전북대학교 기계항공시스템공학부  
연락처, E-mail : rotthee@chonbuk.ac.kr  
전북 전주시 덕진구 덕진동 1가 664-14

\*\* 정회원, 전북대학교 항공우주공학과 대학원

\*\*\* 정회원, 한국전자통신연구원

전적인 Hill's equation의 이산화 모델을 이용하여 Pulse-based 이산 제어 알고리즘을 제안하였고 지구 정지궤도 위성단 모델에 적용하였다. Sparks[4]은 원형 편대비행에서 편대유지에 필요한  $\Delta V$ 을 LQR 기법을 통해 계산하는 연구를 수행하였으나 편대비행 위성간의 상대위상각은 고려하지 않았다. 국내의 경우에도 편대비행 모델링 및 제어에 관한 연구는 시작 단계로서 대학에서의 소형 위성체 개발이 착수되었으며, 편대비행 해석을 위한 궤도 모델링 결과가 발표되기도 하였다[5]. 또한 Hill 방정식의 초기조건에 비선형성과 이심률에 대한 보정을 하여 타원궤도의 위성 편대비행을 위한 초기조건 결정에 관한 연구가 수행된 바 있다[6].

위성 편대비행은 위성단을 구성하는 소형 위성에 각각 독립적으로 임무를 부여함으로써 위성단 전체가 하나의 단일 시스템으로 운용되는 개념으로 전체 편대비행의 형상에 따라 다양하게 분류할 수 있다[7]. 편대비행 위성은 효과적인 임무수행을 위해 위성단을 구성하는 위성의 상대위치 유지 및 기하학적 형상유지가 필수적이다. 실제 위성의 궤도요소는 위성에 작용하는 교란력의 영향으로 시간에 따라 불규칙하게 변하므로 위성의 상대거리를 수 km로 일정하게 유지하면서 편대비행 형상을 유지하기 위해서는 위성에 작용하는 교란력 분석을 통한 위치 유지 전략과 이를 위한 최적화된 위치 제어 알고리즘이 요구된다.

본 논문에서는 다위성체의 원형 및 삼각형 편대비행(Projected Circular Formation) 유지에 관한 연구를 수행하였다. 편대비행 위성의 상대운동 변화를 분석하고 예측하기 위해 근접 궤도간 상대운동 이론을 기반으로 위성의 상대위치를 멱급수와 삼각함수의 조합으로 표현하는 궤도압축을 이용한 상대궤도 모델링 기법을 제시하였다. 이를 기반으로 교란력 및 추력으로 인한 위성의 상대위치 변화를 시간에 따른 단힌 해 형태를 갖는 함수로 표현하고 최적화 기법을 적용하여 편대유지에 필요한 기동의 크기, 방향, 횡수의 선정으로 위성의 상대위치를 제어하는 편대유지 전략을 수립하였다. Hill's equation을 기반으로 다위성체의 편대비행 기하형상 및 목표궤도 설정 기법을 도출하고, 위성단에 작용하는  $J_2$  교란력의 영향으로 시간에 따라 다양하게 변하는 다위성체의 편대비행형상을 효과적으로 제어하기 위해 최적화 기법을 적용하여 상대위치 변화 최소화 및 상대위상각 변화 최소화 구속함수를 설정하고 비선형 시뮬레이션을 수행하여 편대유지가 가능함을 확인하였다.

## II. 상대운동 모델링

두 개의 근접한 궤도의 위성간 상대운동은 기준궤도에 대한 Local 운동을 기술한 것으로 상대운동의 해석적인 해를 도출하기 용이하여 위성 운용 시 편대유지, 궤도 회합, 궤도 전이뿐만 아니라 궤도 전파 및 Onboard Navigation에 적용이 가능하다[8]. 근접 궤도간 상대운동은 고전적인 Hill's equation을 통해 모델링 되는데 Hill's equation은 선형궤도이론을 바탕으로 위성의 상대운동을 나타낸 것으로 상대운동 모델링 시 비선형 효과와 교란력이 고려되지 않았고 특정한 초기조건에서만 편대비행에 적용할 수 있는 해가 존재하고 또한 이에 근거한 궤도 해석의 정밀도는 시간에 따라 감소하게 된다. 결국 위성간 상대운동을 분석하기 위해서는 복잡한 수치적분 과정이 요구되는데 본 논문에서는 이와 같은 문제점을 해결하기 위해 궤도압축(Ephemeris Compression)을 통한 상대궤도 모델링 기법을 제시하였다. 궤도압축 방법은 위성의 시간에 따른 위치를 간결하게 나타낼 수 있으며 임의의 궤도에 정확하면서도 간단하게 적용이 가능하다[9].

해석하고자 하는 실제궤도에 근접한 기준궤도(Reference Orbit)의 궤도요소를 다음과 같이 정의한다.

$$a(t) = a_0 + a_1 t + a_2 t^2 + \dots \quad (1)$$

$$e(t) = e_0 + e_1 t + e_2 t^2 + \dots \quad (2)$$

$$i(t) = i_0 + i_1 t + i_2 t^2 + \dots \quad (3)$$

$$\Omega(t) = \Omega_0 + \Omega_1 t + \Omega_2 t^2 + \dots \quad (4)$$

$$\omega(t) = \omega_0 + \omega_1 t + \omega_2 t^2 + \dots \quad (5)$$

$$M(t) = M_0 + M_1 t + M_2 t^2 + \dots \quad (6)$$

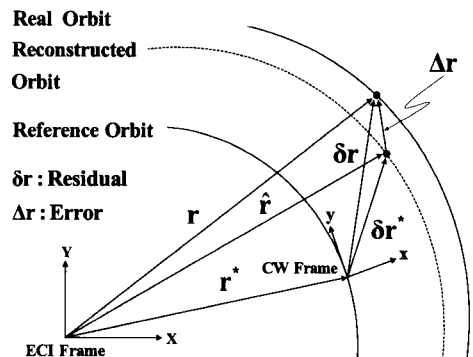


Fig. 1. 실제, 기준, 재생 궤도

여기서  $a$ 는 장반경(Semi-major),  $e$ 는 이심률(Eccentricity),  $i$ 는 경사각(Inclination),  $\Omega$ 는 승교점 적경각(Right Ascension of Ascending Node),  $\omega$ 는 근지점이각(Argument of Perigee)  $M$ 은 평균이각(Mean anomaly)을 나타낸다. Fig. 1에 보인 바와 같이 정밀한 궤도 운동 모델링과 수치적분을 통하여 생성된 실제궤도(Real Orbit)와 식 (1)-(6)의 기준궤도 사이의 상대위치 차이인 잔차(Residual)  $\delta r = (\delta x, \delta y, \delta z)$ 을

$$\delta r = r - r^* \tag{7}$$

과 같이 정의한다. 위의 잔차를 궤도 운동 특성 및 잔차의 주기분석을 통하여 식 (8)과 같은 멱급수 및 삼각함수의 조합으로 표현하는 과정을 궤도압축이라 정의한다. 궤도압축의 궁극적인 목표는 두 궤도, 즉 실제궤도와 기준궤도간의 위치 및 속도차이를 간단한 단위함수와 해당 계수들의 조합으로 표현하는 것으로 압축 정밀도가 높을수록 고 정밀도의 궤도 전파 성능을 확보할 수 있다[9].

$$\begin{aligned} \delta x^*(t) &= x_{p,0} + x_{p,1}t + x_{p,2}t^2 + \dots \\ &+ \sum_{k=1}^{N_c} [(s_{k,0}^x + x_{s,k}t)\sin(u_k t) + (c_{k,0}^x + x_{c,k}t)\cos(u_k t)] \\ \delta y^*(t) &= y_{p,0} + y_{p,1}t + y_{p,2}t^2 + \dots \\ &+ \sum_{k=1}^{N_c} [(s_{k,0}^y + y_{s,k}t)\sin(u_k t) + (c_{k,0}^y + y_{c,k}t)\cos(u_k t)] \\ \delta z^*(t) &= z_{p,0} + z_{p,1}t + z_{p,2}t^2 + \dots \\ &+ \sum_{k=1}^{N_c} [(s_{k,0}^z + z_{s,k}t)\sin(u_k t) + (c_{k,0}^z + z_{c,k}t)\cos(u_k t)] \end{aligned} \tag{8}$$

위 식에서  $u_k$ 는 궤도에 따라 다르게 정의되는 주기성분으로 여기서는 기준궤도의 승교점 적경 변화를 나타낸다. 식 (8)의 각 계수는 최소자승회귀법(Least square curve fit)으로 계산되며[9] 궤도압축 과정을 통해 구한 각각의 압축 계수들을 종합하여 계산된 재생잔차를  $\delta r^* = (\delta x^*, \delta y^*, \delta z^*)$ 라 정의하면 재생궤도(Reconstructed Orbit)상의 위성의 위치 벡터는 기준궤도와 재생잔차의 합으로 표현된다.

$$\hat{r} = r^* + \delta r^* \tag{9}$$

식 (7), 식 (9)을 통해 실제궤도와 재생궤도의 오차는

$$\Delta r = r - \hat{r} = r - (r^* + \delta r^*) \tag{10}$$

와 같이 나타낼 수 있다[9].

### III. 최적화 기법을 통한 편대유지

편대유지 제어기 설계를 위해서는 편대비행 위성단의 기하형상, 위치에 탑재된 추진 시스템의 종류, 항법 시스템 등 위성이 가진 다양한 조건들이 고려된다. 편대비행 위성단의 기하형상은 위치에 작용하는 교란력의 영향으로 시간에 따라 변하므로 일정한 주기마다 지속적인 편대유지 기동이 요구된다.

본 논문에서는 편대비행 위성단의 소속 위성간 상대거리와 기하학적 형상을 일정하게 유지하도록 최적화 기법(Constrained Optimization Technique)을 이용한 편대유지 제어기법을 제시하였다. 먼저 편대유지를 위해 위성단을 구성하는 소속위성에 부여할 구속함수를 다음과 같이 설정한다.

$$f_i(\delta r_{j,k}) \leq 0, i = 1, 2, 3, \dots, N_c, j, k = 1, 2, 3, \dots, N_s \tag{11}$$

위 식에서  $N_c$ 와  $N_s$ 는 각각 위성에 부여된 구속함수의 개수와 위성단을 구성하는 위성의 개수를 나타낸다.  $\delta r_{j,k}$ 는  $k$ 번째 위성에 대한  $j$ 번째 위성의 상대 위치 벡터로 다음과 같이 표현된다.

$$\delta r_{j,k} = \delta r_j - \delta r_k \tag{12}$$

여기서  $\delta r_j$ 는  $j$ 번째 위성의 상대 위치 벡터를 나타낸다. 교란력에 의해 자연 표류하는 위성의 상대위치에 편대유지 기동에 의해 추가적으로 발생하는 상대위치 변화량을 선형적으로 더하여  $\delta r_j$ 로 나타내면

$$\delta r_j = \delta r_j^* + \delta r_j^M \tag{13}$$

이다.  $\delta r_j^*$ 는 교란력에 의한 위성의 상대위치 변화를 나타내고 식 (8)과 같은 시간에 대한 닫힌 함수로 표현된다.  $\delta r_j^M$ 은 편대유지 기동에 따른 상대위치 변화량으로 위성에 탑재된 추진 시스템에 따라 정의되는데 impulsive  $\Delta V$ 을 사용한다고 가정하면 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\delta r_j^M = \sum_{n=1}^{N_M} \Phi(\tau_n) \Delta V_n^j \tag{14}$$

위 식에서  $\Phi$ 는 상태천이행렬,  $\tau_n$ 는  $n$ 번째 impulsive 기동에 영향을 받는 기간,  $\Delta V_n^j$ 는  $n$ 번째 기동에 의한 속도 증분 벡터이다. Hill's equation을 기반으로  $\Phi(\tau_n)$ 을 나타내면[10]

$$\Phi(\tau_n) = \frac{1}{n} \begin{bmatrix} \sin(n^* \tau_n) & 2[1 - \cos(n^* \tau_n)] & 0 \\ -2[1 - \cos(n^* \tau_n)] & 4\sin(n^* \tau_n) - 3n^* \tau_n & 0 \\ 0 & 0 & \sin(n^* \tau_n) \end{bmatrix} \tag{15}$$

이며 여기서  $n^*$ 는 기준궤도의 각속도이다. 최적화 개념을 적용하기 위해 다음과 같은 목적함수(Performance index)를 설정한다.

$$J = g_i(\delta r_{j,k}), j, k = 1, 2, 3, \dots, N_s \quad (16)$$

편대유지 계획(Formation Keeping Planning)은 위와 같이 정의된 목적함수(Cost Function)를 최소 (또는 최대)화 하도록 기동 시간과 추력의 크기 및 방향을 정하되, 기동 및 자연 표류 기간 동안 임의의 구속조건을 만족해야 한다. 최적화 과정을 통해 계산되는 위성의 편대유지 기동시간과 추력의 크기는 다음과 같이 정의 된다.

$$(T_n, \Delta V_n), n = 1, 2, 3, \dots, N_M \quad (17)$$

총 기동 회수  $N_M$ 은 위성마다 각각 다르며 편대유지 기동 주기 또한 위성에 부여되는 구속함수에 따라 다르게 설정할 수 있다.

## IV. 적용 및 결과 검토

### 4.1 원형 편대비행 형상 설계

본 논문에서는 두 위성간 상대운동을 선형궤도 이론을 기반으로 표현한 Hill's equation을 통해 위성단의 편대비행 기하형상을 설계하였다. 기준 위성은 반경이 일정한 원형궤도 이고 위성간 상대거리가 수 km로 매우 근접하며 위성에 작용하는 교란력이나 추력이 없는 경우 Hill's equation은 다음과 같은 형태를 갖는다[10].

$$\ddot{x} - 2n\dot{y} - 3n^2x = 0 \quad (18)$$

$$\ddot{y} + 2n\dot{x} = 0 \quad (19)$$

$$\ddot{z} + n^2z = 0 \quad (20)$$

여기서  $n$ 은 기준 위성의 각속도이고,  $x, y, z$ 는 기준 위성을 중심으로 하는 좌표계의 반경방향(Radial), 접선방향(Along-track), 수직방향(Cross-track)을 각각 나타낸다. 식 (18)-(20)은 원형궤도와 이에 근접한 또 다른 Keplerian 궤도의 상대운동에 관한 선형 궤도 방정식으로 다음과 같은 해석적인 해를 갖는다[10].

$$x(t) = \frac{\dot{x}(0)}{n} \sin nt - \left( 3x(0) + \frac{2\dot{y}(0)}{n} \right) \cos nt + \left( 4x(0) + \frac{2\dot{y}(0)}{n} \right) \quad (21)$$

$$y(t) = \frac{2\dot{x}(0)}{n} \cos nt + \left( 6x(0) + \frac{4\dot{y}(0)}{n} \right) \sin nt - (6nx(0) + 3\dot{y}(0))t - \frac{2\dot{x}(0)}{n} + y(0) \quad (22)$$

$$z(t) = \frac{\dot{z}(0)}{n} \sin nt + z(0) \cos nt \quad (23)$$

식 (22)에서 영년변화(secular) 항을 소거하기 위해 다음과 같은 조건을 설정한다.

$$2nx(0) + \dot{y}(0) = 0 \quad (24)$$

이와 같은 조건을 설정함으로써 두 위성간의 상대거리가 시간에 따라 일정하게 유지되는 효과를 얻을 수 있다.

선형궤도 이론을 통해 두 위성의 상대운동을 나타낸 식 (21)-(23)은 수직방향의 궤도운동이 반경방향 및 접선방향의 궤도운동과 서로 분리되어 있으므로 반경/접선 방향의 궤도운동을 다음과 같이 쓸 수 있다[7].

$$x^2/C^2 + y^2/4C^2 = 1, C = \sqrt{x_0^2 + (\dot{x}_0/n)^2} \quad (25)$$

식 (25)가  $x-y$  평면상에서 이심률  $e = \sqrt{3}/2$ 을 갖도록 다음의 조건을 설정한다.

$$2\dot{x}(0)/n = y(0) \quad (26)$$

식 (24)과 식 (26)을 식 (21)-(23)에 대입하여 정리하면 다음과 같은 형태가 된다.

$$x(t) = \frac{\dot{x}(0)}{n} \sin nt - \left( 3x(0) + \frac{2\dot{y}(0)}{n} \right) \cos nt \quad (27)$$

$$y(t) = \frac{2\dot{x}(0)}{n} \cos nt + \left( 6x(0) + \frac{4\dot{y}(0)}{n} \right) \sin nt \quad (28)$$

$$z(t) = \frac{\dot{z}(0)}{n} \sin nt + z(0) \cos nt \quad (29)$$

위의 식 (27)-(29)은 편대비행 위성단의 기하형상 설계 시 위성단을 구성하는 각각의 위성의 초기조건과 위성간 상대운동을 해석적으로 표현하기 용이하여 in-track, in-plane, circular, projected circular 편대비행 형상 설계에 사용된다[7].

본 논문에서는 식 (27)-(29)을 통해 다위성체의 원형 및 삼각형 편대비행(projected circular formation) 형상을 설계하였다. 위성단을 구성하는 각각의 위성이 기준 위성을 중심으로 일정한 반경  $r$ 을 유지하는 조건이 다음과 같을 때

$$y^2 + z^2 = r^2 \quad (30)$$

식 (30)을 만족하는 식 (27)-(29)의 초기조건은 다음과 같다.

$$x_0 = (r/2) \cos \theta \quad (31)$$

$$\dot{x}_0 = -(rn/2) \sin \theta \quad (32)$$

$$y_0 = 2x_0 / n \tag{33}$$

$$\dot{y}_0 = -2nx_0 \tag{34}$$

$$z_0 = \pm 2x_0 \tag{35}$$

$$\dot{z}_0 = \pm 2\dot{x}_0 \tag{36}$$

여기서  $\theta$  는 기준 위성을 중심으로 위성단을 구성하는 소속위성간의 상대위상각(Phase angle)을 나타낸다. 본 논문에서는 편대비행 위성단의 형상이 접선/수직 평면상에서 위성  $L$  을 중심으로 세 개의  $F_j$  ( $j=1,2,3$ ) 위성이 반경  $0.5\text{ km}$  와 위상각  $\theta = 120^\circ$  을 갖도록 설계하였으며 식 (31)-(36)

Table 1. 편대비행 위성의 초기조건

	$a(\text{km})$	$e$	$i(\text{deg.})$	$\Omega(\text{deg.})$	$\omega(\text{deg.})$	$M(\text{deg.})$
$L$	7178	0	90	0	0	0
$F_1$	7178	$3.48 \times 10^{-5}$	90	-0.004	180	180
$F_2$	7178	$3.48 \times 10^{-5}$	89.9965	0.002	59.9883	300.0117
$F_3$	7178	$3.48 \times 10^{-5}$	90.0035	0.002	300.0117	59.9883

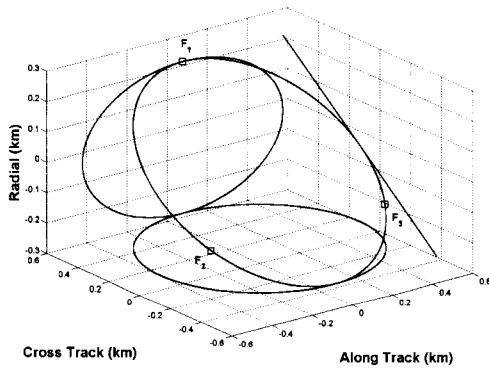


Fig. 2. Trajectory of nominal orbit

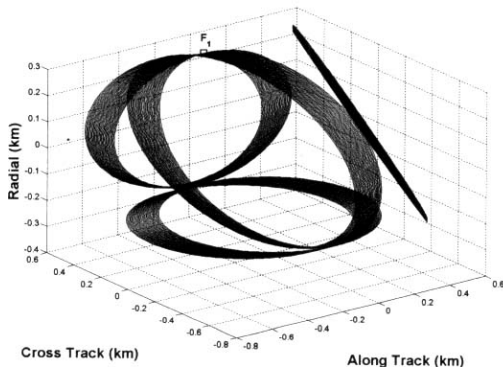


Fig. 3. 교란력에 의한  $F_1$  궤도 변화

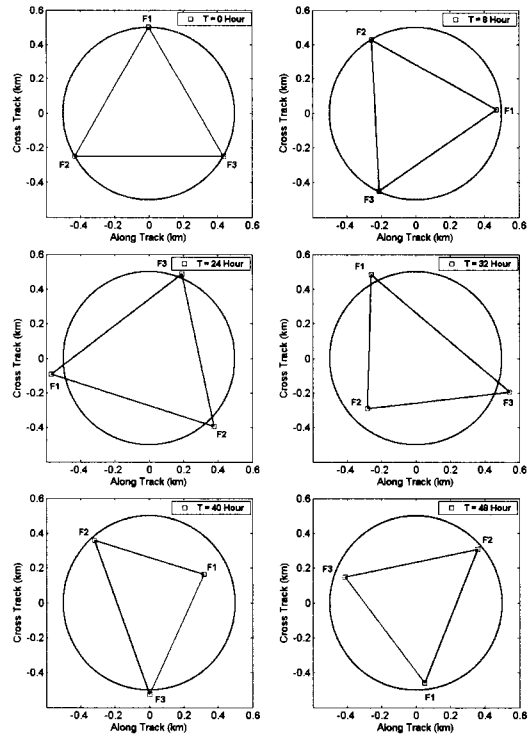


Fig. 4. 편대비행 형상 변화 : Uncontrolled

을 통해 계산한 각각의 편대비행 위성에 초기조건은 Table 1에 나타내었다. 본 논문에서 설계한 다위성체의 편대비행 형상은 위성에 작용하는 교란력이 없는 경우 Fig. 2에 보인 바와 같이 시간에 따라 일정하게 유지된다. 그림에서 Square 표시는 위성  $F_j$  에 초기 위치를 각각 의미한다.

그러나 궤도 설계시 반영되지 않은 교란력으로 인하여 원형의 편대비행 형상이나 각 위성간 위상각이 그대로 유지되지 않는다. Fig. 3은 위성  $L$  에 대한  $F_1$  의 상대운동을 나타낸 것으로 교란력의 영향으로 위성  $L$  과의 상대 거리가 점차 변화함을 볼 수 있으며 위성단에 작용하는 교란력의 영향으로 편대비행 위성간의 상대위상각 또한 불규칙하게 변화함을 Fig. 4를 통해 알 수 있다. 본 논문에서는 편대비행 위성단에 작용하는 교란력으로 저궤도 위성에 가장 크게 영향을 끼치는  $J_2$  교란력만을 고려하였다.

### 4.2 편대유지를 위한 구속함수 설정

본 논문에서 설계한 다위성체의 원형 및 삼각형 편대비행 형상은 위성에 작용하는 교란력의 영향으로 Fig. 3, Fig. 4에서 보인 바와 같이 위성간 상대거리와 상대위상각이 시간에 따라 점차 변화하기 때문에 위성의 충돌 방지 및 효과적인

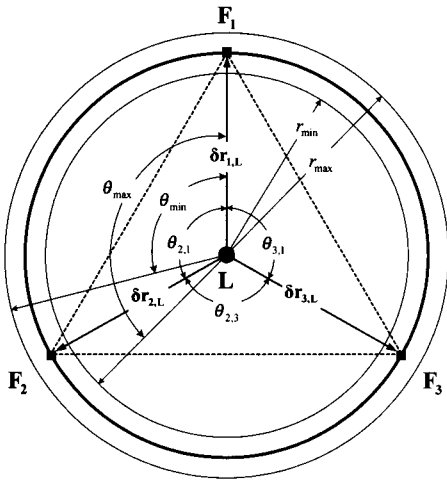


Fig. 5. 편대유지를 위한 기하학적 형상

임무수행을 위해서는 편대비행 위성간의 상대거리와 상대위상각을 동시에 제어하는 편대유지 제어 알고리즘이 요구된다.

Fig. 5를 참고하여 편대비행 위성단이 원형 및 삼각형 형상을 유지하도록 다음의 두 가지 구속함수를 설정하였다. 먼저  $F_j$  위성이 위성  $L$ 과 일정한 상대거리  $0.5km$ 을 유지하도록 식 (37)의 구속함수를 설정하였고 위성  $F_1$ 과  $F_2, F_3$  간의 상대위상각이  $120^\circ$ 을 유지하도록 식 (38)의 구속함수를 설정하였다.

$$\delta r_{\min} \leq \delta r_{j,L} \leq \delta r_{\max}, j=1,2,3 \quad (37)$$

$$\cos(\theta_{\max}) \leq \cos(\theta_{k,1}) \leq \cos(\theta_{\min}), k=2,3 \quad (38)$$

식 (37)에서  $\delta r_{j,L}$ 은 식 (12)에서 정의한 위성  $L$ 에 대한  $F_j$  위성의 상대위치 벡터  $\delta r_{j,L}$ 의 크기를 나타낸다.  $\theta_{k,1}$ 은 위성  $F_1$ 에 대한  $F_2, F_3$ 의 상대위상각으로 다음과 같이 표현된다.

$$\cos(\theta_{k,1}) = \frac{\delta r_{1,L} \cdot \delta r_{k,L}}{\delta r_{1,L} \cdot \delta r_{k,L}}, k=2,3 \quad (39)$$

위성단의 편대유지를 위해  $F_j$  위성에 대해서만 편대유지 기동을 수행한 경우 식 (12)-(14)를 통해 교란력의 영향으로 자연 표류하는  $F_j$  위성의 상대위치 벡터에 편대유지 기동 효과를 적용하여 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\begin{aligned} \delta r_{j,L} &= \delta r_j - \delta r_L \\ &= \delta r_j^* + \sum_{n=1}^{N_M} \Phi(\tau_n) \Delta V_n^j - \delta r_L^* \end{aligned} \quad (40)$$

여기서  $\delta r_L^*, \delta r_j^*$ 은 식 (7)을 통해 정의되는 위성  $L$

과  $F_j$ 의 상대위치 벡터  $\delta r_L$ 과  $\delta r_j$ 을 궤도압축 방법을 통해 나타낸 것으로, 식 (10)에 나타낸 실제궤도와 오차를 최소화 하도록 상대위치 벡터  $\delta r_L^*, \delta r_j^*$ 의 각 성분인  $\delta x^*, \delta y^*, \delta z^*$ 을 고차의 멱급수와 삼각함수의 조합으로 잔차를 근사적으로 표현하였다. 잔차의 주기분석을 통해 식 (8)을 참고하여 식 (41)의 형태로 나타내었고 식 (41)에서  $n^*$ 는 기준궤도의 각속도를 의미한다. 각각의 압축계수는 최소자승회귀법으로 구하였다.

$$\begin{aligned} \delta x^*(t) &= x_{p,0} + x_{p,1}t + x_{p,2}t^2 \\ &+ \sum_{k=1}^{22} [s_{k,0}^x \sin(kn^*t) + c_{k,0}^x \cos(kn^*t)] \\ &+ \sum_{k=1}^7 [x_{s,k}t \sin(kn^*t) + x_{c,k}t \cos(kn^*t)] \\ \delta y^*(t) &= y_{p,0} + y_{p,1}t + y_{p,2}t^2 \\ &+ \sum_{k=1}^{24} [s_{k,0}^y \sin(kn^*t) + c_{k,0}^y \cos(kn^*t)] \\ &+ \sum_{k=1}^6 [y_{s,k}t \sin(kn^*t) + y_{c,k}t \cos(kn^*t)] \end{aligned} \quad (41)$$

$$\begin{aligned} \delta z^*(t) &= z_{p,0} + z_{p,1}t + z_{p,2}t^2 \\ &+ \sum_{k=1}^{24} [s_{k,0}^z \sin(kn^*t) + c_{k,0}^z \cos(kn^*t)] \\ &+ \sum_{k=1}^5 [z_{s,k}t \sin(kn^*t) + z_{c,k}t \cos(kn^*t)] \end{aligned}$$

#### 4.3 비선형 시뮬레이션

편대유지 제어를 위해 impulsive  $\Delta V$ 기동은 접선방향과 수직방향으로만 수행한다고 가정하였으며 반경방향은 접선방향과의 Coupling을 통하여 간접적으로 제어된다. 또한, 편대유지 기동 주기(Formation-keeping cycle)는 기준궤도의 궤도주기(One Orbital period)인 1.681시간에 1회로 제한하였다. 기준궤도는 궤도 장반경이 일정한 원형의 극궤도를 사용하였으며 궤도요소는 Table 1에 나타내었다.

편대유지 계획은 교란력 및 추력으로 인한 위성의 상대위치 변화를 시간에 따른 단한 해를 갖는 식 (40)의 형태로 표현하고 최적화 기법을 통해 편대유지 주기 동안 식 (37)-(38)의 구속함수를 만족하는 기동 시간과 추력의 크기를 계산하는 과정으로 이를 위해서는 정확한 위성의 위치를 파악하는 것이 중요하다. 본 논문에서 제시한 궤도압축을 통한 궤도 전파기의 성능검증을 수행하기 위해  $J_2$ 교란력을 고려한 궤도 운동방정식을 Runge-Kutta 6차 모델의 수치적분으로 생성한 실제궤도와, Table 1의 기준궤도와 식 (41)의

재생잔차의 합으로 표현한 재생궤도와와의 위치 벡터 차이를 살펴보았다. 각각의 편대비행 위성에 대한 궤도전과 RMS(Root Mean Square) 오차 값인  $\Delta r_L$ 과  $\Delta r_{F_j}$ 는 3시간동안 오차율이  $10^{-8} km$ 으로 이를 통해 매우 정밀한 궤도 전과 성능을 확보할 수 있었다. 본 논문에서는 편대유지 주기를 기준궤도의 궤도 주기인 1.681시간으로 설정하였으므로 편대유지 계획을 위해서는 1.681시간 이상의 상대위치 변화 예측이 요구된다. 이를 위해 3시간의 궤도 전과 성능 확보는 적절하다고 판단된다. Fig. 5에 정의된 편대비행 위성의 상대위치와 상대위상각의 허용범위는 다음과 같다. 위성  $L$ 에 대한  $F_j$  위성의 상대위치 변화 허용범위는  $0.5 \pm 0.03 km$ , 위성  $F_1$ 에 대한  $F_2, F_3$ 의 상대위상각 변화 허용범위는  $120 \pm 2^\circ$ 로 설정하였다.

비선형 시뮬레이션 과정은 다음과 같다. 먼저 편대유지 계획을 위해 정밀한 수치적분으로 구한 실제궤도와 Table 1에 정의된 원형의 기준궤도를 통해 3시간동안 위성의 상대위치 벡터인 잔차를 구하고 궤도압축 방법으로 식 (41)의 재생잔차를 생성한 뒤 최적화 기법을 통해 편대유지 주기 동안 각각의  $F_j$  위성에 설정된 구속함수를 만족하는 기동 시간과  $\Delta V$ 을 순차적으로 계산한다. 위성  $F_2, F_3$ 의 편대유지 계획 시 식 (39)의 구속함수에서  $\delta r_{1,L}$ 은 위성  $F_1$ 의 편대유지 계획에 따라 계산된 기동시간과 추력을 적용하여 식 (40)로 표현되는 위성  $F_1$ 의 상대위치 벡터를 나타낸다. 이는  $F_j$  위성간의 상대위상각을  $120 \pm 2^\circ$ 로 유지하기 위해 편대유지 계획에 따른 위성  $F_1$ 의 상대위치 변화 정보가 위성  $F_2, F_3$ 의 편대유지 계획에 사용됨을 의미한다.

편대유지 계획으로 계산된 각각에  $F_j$  위성의 편대유지 기동시간과 추력을 비선형 시뮬레이션

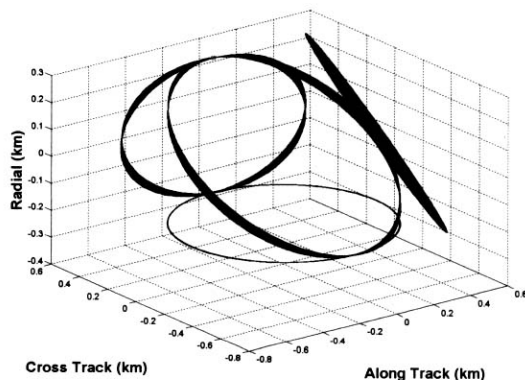


Fig. 6. 편대유지 제어에 따른  $F_1$  궤도 변화

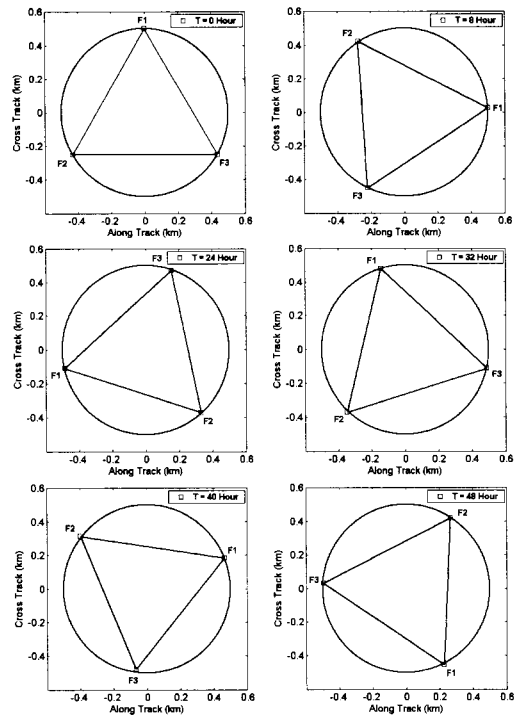


Fig. 7. 편대비행 형상 변화 : Controlled

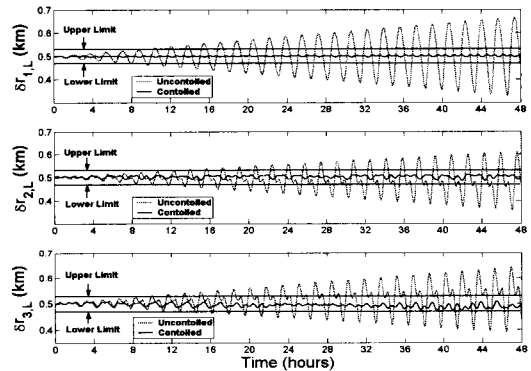


Fig. 8. 시간에 따른 위성의 상대위치 변화

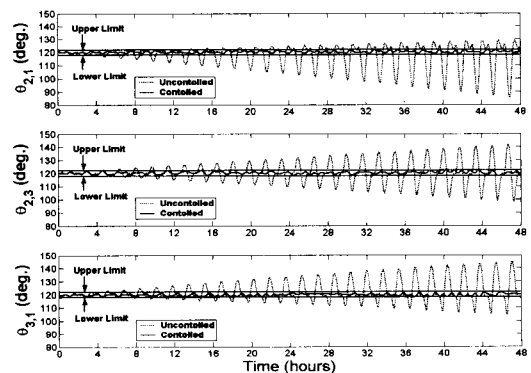


Fig. 9. 시간에 따른 위성의 상대위상각 변화

Table 2. 시뮬레이션 기간 동안 속도 변화량

$\Delta V$ (m/s)	Follower 1	Follower 2	Follower 3
접선방향 $\Delta V$	0.00142	0.02384	0.00877
수직방향 $\Delta V$	0.03049	0.13162	0.17336
Total $\Delta V$	0.03191	0.15546	0.18213

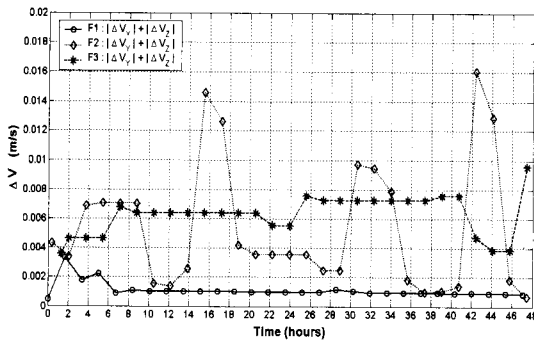


Fig. 10. 편대유지 기동시간에 따른 속도변화량

에 적용하여 편대유지를 수행하고 또 다음 편대유지 주기 동안 위의 과정을 반복하는 전체 48시간의 비선형 시뮬레이션을 수행하였다. Fig. 6은 편대유지 제어에 따른 위성  $L$ 에 대한 위성  $F_1$ 의 상대운동을 나타낸 것으로 Fig. 3과 비교해 볼 때 접선/수직 평면 상에서 일정한 반경이 유지됨을 볼 수 있다. 편대유지 제어를 통해 Fig. 4에 나타낸 편대비행 위성단의 원형 및 삼각형 형상 또한 일정하게 유지됨을 Fig. 7에서 확인할 수 있다.

Fig. 8과 Fig. 9는 시간에 따른 위성의 상대위치와 상대위상각을 나타낸 것으로 상대위치 변화 허용범위  $0.5 \pm 0.03 \text{ km}$ 와 상대위상각 변화 허용범위  $120 \pm 2^\circ$ 에서 안정적으로 유지됨을 볼 수 있다. 상대위상각 제어를 통해  $F_2, F_3$  간의 상대위상각 또한 간접적으로 제어됨을 확인할 수 있다.

편대유지를 위해 위성  $L$ 과의 상대거리변화가 최소가 되도록 하는 구속함수만을 설정한 위성  $F_1$ 의 경우 상대거리와 상대위상각의 구속함수를 적용한  $F_2, F_3$ 에 비해 속도 변화량이 적음을 Table 2에서 확인할 수 있다. 또, 편대유지를 위해 접선방향보다 수직방향에 더 많은 속도 변화가 요구됨을 확인할 수 있다. 편대유지 기동시간에 따른 각각에  $F_j$  위성의 속도변화량은 Fig. 10에 나타내었다.

## V. 결 론

본 논문에서는 다위성체의 원형 및 삼각형 편

대비행 형상유지 제어에 관해 기술하였다. 편대비행 위성간 상대운동을 분석하기 위해 궤도압축 방법을 사용하였고 이를 기반으로 교란력 및 추력으로 인한 위성의 상대위치를 시간에 따른 닫힌 해를 갖는 함수로 표현하였다. Hill's equation으로 편대비행 위성단의 기하형상을 설계하고  $J_2$  교란력의 영향으로 다양하게 변하는 편대비행 위성단의 형상을 효과적으로 제어하기 위해 최적화 기법을 적용하였고 비선형 시뮬레이션을 통해 편대비행 위성단의 원형 및 삼각형 형상이 일정하게 유지됨을 확인하였다.

## 후 기

본 연구는 한국학술진흥재단 목적기초연구 (R05-2004-000-10096-0) 지원으로 수행되었음.

## 참고문헌

- 1) Adams, J., Robertson, A., Zimmerman, K., and How J., "Technologies for Spacecraft Formation Flying", In *Proceedings of the Institute of Navigation GPS*, 1996, pp. 1321-1330.
- 2) G. Inalhan, Busse, F., How, J. P., "Precise Formation Control of Multiple Spacecraft Using Carrier-Phase Differential GPS", Proc. of the *AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting*, Clearwater, Florida, AAS 00-109, January, 2000.
- 3) Kapila V., Sparks A., buffington J. M. and Yan Q., "Spacecraft Formation Flying: Dynamics and Control", *Proceedings of the American Control Conference*, San Diego, CA, June 1999, pp. 4137-4141.
- 4) A. G. Sparks, "Satellite Formation-keeping Control in the Presence of Gravity Perturbations", *Proceedings of the American Control Conferences*, Chicago, IL, 2000, pp. 844-848.
- 5) 유성문, 장영근, 최규홍, "위성 편대 비행을 위한 궤적 설계와 수치적 방법을 이용한 동역학 모델의 검증", 한국항공우주학회 춘계학술발표회 논문집, 2003, pp. 404-407.
- 6) 이우경, 유성문, 박상영, 최규홍, 장영근, "타원궤도의 위성편대비행을 위한 초기조건 결정", 한국우주과학회지, 22권 1호, 2005, pp. 21-34.
- 7) C. Sabol, R. Burns and C. McLaughlin, "Satellite Formation Flying Design and Evaluation", *AAS/AIAA Space Flight Mechanic*



Meeting, February 1999. AAS Paper, pp.99-121.

8) Carter, T. E., "State Transition Matrices for Terminal Rendezvous Studies: Brief Summary and New Example", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 21, No. 1, 1998, pp. 148-155.

9) Deok-Jin Lee, Tae Soo No, Seok-Woo Choi, Sang-Ryul Lee, Hak-Jung Kim, Kyle T.

Alfriend, "Precise Ephemeris Reconstruction using Clohessy-Wiltshire Frame and Multiple Sequential Compressions", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 26, No. 5, 2003, pp. 781-785.

10) Prussing, J. E. and Conway, B. A., "Orbital mechanics", Oxford University Press 1993, pp. 139-154.