소형위성 편대비행 기술 개발동향 및 전망

장영근, 박문식
한국항공대학교 항공우주공학과
유성문, 박상영, 최규홍
연세대학교 천문우주학과

The Trend and Prospect of Small Satellite Formation Flying Technology

Young-Keun Chang, Moon-Shik Park, Sung-Moon Yoo, Sang-Young Park and Kyu-Hong Choi

1. 서 론

90년대 이후 위성개발은 미세 전자기술 및 미세 가공기술과 같은 소형화 기술의 발전과 함께 'Faster, Cheaper, Better'의 개발모토 하에 진행 중에 있다. 이러한 경향은 기존에 하나의 중대형 위성이 수행하던 기능을 다수의 소형위성을 이용하여 수행하는 연구로 계속되고 있다. 이에 따라 위성 부품의 소형화, 새로운 운영 개념의 도입 등의 연구 및 기술 개발이 활발히 이루어지고 있는 추세이다[1].

소형위성을 이용한 편대비행(formation flying), 입체영상(stereo image), 분산형 위성 시스템(distributed satellite system) 등의 핵심 기술 개발은 지구관측, 우주용 레이더, 입체 동영상 획득을 위한 위성 등을 개발하는데 이용되고 있다. 또한 임무에 따라서는 다수의 위성으로 구성되는 위성군(satellite constellation) 또는 위성단(cluster)의 개념을 적용하여 단일 대형위성 이상의 기능을 구현하며, 실시간 광역감시가 가능하도록 한다. 더불어 단일 대형위성에서 문제가 되는 실패에 Fault Tolerant 개념을 도입하는 추세이다. 예를 들어, 21세기 위성 신기술개발을 목표로 하는 "TechSat 21" 프로그램에서는 여러 개의 소형위성이 하나의 가상위성군(virtual satellite)을 이루게 된다[2].

이러한 새로운 메커니즘을 구현하기 위해 현재 지속적으로 개발되고 있는 기술 중의 하나가 편대비행 기술이다. 위성군은 형상이 정해진 상태에서 위성들이 우주로 올려지고

그림 1. 편대비행 위성단의 복합 임무 형상

그 배치 형상을 유지하면서 임무를 수행하는 기술인 반면, 편대비행은 위성의 상대적인 위치를 미세한 추력기와 같은 능동 제어를 통해 변경할 수 있는 기술이다. 즉, 임무에 따라 비행형상이 변하게 되며, 결국 하나의 위성군이 궤도를 돌면서 위치에 따라 여러 가지 임무를 수행할 수 있게 됨을 의미한다.

그림 1은 편대비행 형상의 변경을 통해 위성이 여러 가지 임무를 수행할 수 있는 모습을 보여준다[3].

본 논문에서는 이와 같은 새로운 메커니즘을 구현하기 위해, 기반 기술이 되는 편대비행의 목적 및 원리, 편대비행 위성의 개발 현황, 편대비행을 제어하기 위한 추력 시스템의 개발, 편대비행을 위한 자세와 궤도 형태 및 최적화 설계, 센서 및 계측기 개발, 편대비행 방법 등을 기술한다. 끝으로, 향후 점점 가속화되는 편대비행 기술개발의 연구전망을 결론에서 언급한다.

II. 편대비행의 목적 및 원리

편대비행은 기존의 대형위성이 수행하던 임무를 다수의 소형위성을 통해 수행함으로써 위성의 개발비용을 저렴하게 하기 위해 고안된 기술이다. 이러한 편대비행은 군사적 목적뿐만이 아니라 우주탐사 목적으로도 연구 개발되고 있다.

우주탐사 목적으로 편대비행은 간섭계(interferometry)에 주로 적용될 전망이다. 간섭계란 여러 가지 파장을 겹침으로써 영상의 해상도를 높이는 장치라고 말할 수 있다. 지금까지의 우주관측 및 탐사는 하나의 망원경을 사용해서 이루어졌고, 이러한 방식으로 지구크기 만한 행성을 관측하기 위해서는 축구경기장 정도의 상당히 넓은 반사경을 필요로 한다. 더불어 반사경은 우주에서 전개되어야만 하는 단점을 안고 있다. 이러한 접근방식과 다른 좀더 실용적인 방법이 우주비행체를 이용한 간섭계이다. 이러한 방식 중의 하나가 광학 간섭계(optical interferometry)라고 불리는 핵심기술이다. 광학 간섭계는 하나의 매우 큰 망원경의 역할을 하기 위해 많은 파장의 빛을 조합한다. 이것은 빛의 파장을 간섭시킬 수 있기 때문에 가능한 일이다. 그리고 고도화된 현대 컴퓨터 기술과 빛 센서의 발전은 다수의 낮은 해상도를 가진 관측기의 측정 데이터 통합만으로 고도의 해상도를 갖는 영상을 만들어 내게 한다. 그림 2는 NASA가 주관하는 간섭계 개발 프로그램을 보여준다[4][5].

다수의 소형위성을 통한 간섭계 개발에 있어서, 위성간의 정밀한 상대거리 유지는 간섭계의 해상도를 높이는 핵심기술이 된다. 하나의 거대한 간섭계 대신에 다수의 소형

그림 3. 편대비행의 간섭계 활용 예

위성으로 위성군을 이루어 간섭계를 구성하면 해상도는 각 위성의 상대거리 정밀도와 비례하게 된다. 이렇기 때문에 편대비행 기술의 개발은 현재 소형 위성군을 통한 간섭계 개발에 선행되어 활발히 진행 중이다. 그림 3은 소형위성의 편대비행으로 간섭계를 구성하는 예를 보여준다.

편대비행은 소형 위성군을 위해 개발되는 기술이기 때문에 발사 비용이 절감되고 동일한 기능을 하는 위성에 있어서 제조 비용이 절감되는 효과를 얻을 수 있다. 또한 임무궤도상에서 다양한 임무를 수행할 수 있게 되며, 무제한적인 구경 사이즈를 정할 수 있는 효과적인 성능을 가지게 된다. 더불어 실패효과를 최소화하는 형상으로 바꿀 수 있기 때문에 신뢰성이 높아진다. 필요한 변화를 수행하기 위해 추가적으로 위성을 올릴 수 있고, 미래 기술을 검증함으로써 효과적으로 기술을 진보시킬 수 있다. 편대비행을 하게 되면 위성 임무 주기 및 비용의 절감과 저 해상도를 가진 탑재체로도 이미지를 합성하면 고성능을 낼 수가 있게 된다. 이러한 다양한 장점 때문에 편대비행 기술이 세계적으로 연구 개발되고 있다.

III. 편대비행 위성의 개발동향

편대비행 기술은 현재 미국 및 유럽 주요 나라에서 많은 연구가 진행되고 있다. NASA와 미공군에서는 TechSat 21 프로그램의 일환으로 여러 대학에서 편대비행을 검증하기 위한 위성 개발에 많은 연구자금을 제공하고 있으며, 현재 나노위성을 개발하면서 우주에서 이 기술을 검증하기 위해 편대비행 알고리즘과 관련된 하드웨어를 구현하고 있는 중이다. NASA에서는 또한 ST-3, LISA, TPF, MAXIM, SPECS 등과 같은

그림 2. 간섭계 개발 프로그램

그림 4. ESA 프로그램

우주 간섭계 프로그램을 주관하여 앞으로의 우주 탐사 기술에 있어서 새로운 개념을 정립하고 있다. 그림 4는 유럽우주기구(ESA)에서 진행 중인 프로그램으로 2006년에 첫 발사를 목표로 개발하고 있다. 현재 SMART-2는 SSTL에서 개발 중이며 마이크로 단위의 추력기를 이용하여 우주에서 원하는 편대 형상을 제어하는 것을 기본 임무로 하고 있다. 이를 기반으로 3개의 위성체로 편대 비행을 수행하는 SMART-3계획이 2011년 발사를 목표로 하여 계획되고 있으며, 이러한 기술이 인증되면 이를 바탕으로 7개의 위성을 통한 Darwin 편대비행을 수행할 예정이다[5][6].

중국, 일본과 같은 아시아권 국가에서도 편대비행기술시험 위성을 개발 중에 있다. 이러한 개발 프로그램과 더불어 미국과 유럽의 선진국에서는 매년 각종 컨퍼런스를 주최해 편대비행과 관련된 기반기술을 축적해가고 있으며, 다수의 연구소와 대학의 연구실에서는 편대비행을 위한 궤도 형태와 최적화 설계 및 위성과의 상대거리를 제어하기 위해 필요한 소형 추진 시스템 및 추력기 개발에 앞장서고 있다. 특히, 정밀한 편대비행을 하기 위해서는 미세 추력을 내는 마이크로 추력기가 요구되며, MEMS 기술 개념을 도입한 MEMS 추력기의 개발도 그 일환으로 추진되고 있다. 더불어 정밀한 편대비행을 위해서 여러 가지 센서를 개발하고 있다. 특히 반송파 보정 위성항법시스템을 이용하여 상대거리가 센티미터 단위까지 정밀도를 높이는 연구가 상당수 진행 중에 있다[7]. 그리고 위성체간 통신 링크를 통한 상대거리 제어에도 많이 관심을 가지고 있다. 또한 편대비행 기술은 전략적 위성군 형성기술, 소구경 안테나, 나노 위성의 부분적 위성군 형성, 위성을 이용한 서비스 및 검사 기능 확립을 포함한 유연한 발사

그림 5. TechSat 21 위성전개형상

서비스 확보 가능 측면에서 우주 탐사의 새로운 장을 제공할 것으로 기대하고 있다.

3.1 TechSat 21

그림 5는 AFRL(Air Force Research Laboratory)이 주관하여 개발중인 TechSat21 프로그램의 위성 전개 형상을 보여 주며, 편대비행 기술을 검증하고, 이 기술을 이용한 임무를 수행하게 된다. 이 프로그램에서는 위성단 개념을 도입하면서 다양한 응용 임무를 수행할 것이다. 초기 임무는 GMTI(Ground Moving Target Indication)와 합성 개구 레이더(SAR; Synthetic Aperture Radar) 영상에 초점을 두고 있다. 위성단을 이루는 각각의 마이크로 인공위성은 레이더 파를 전송하며 각각은 위성단의 각 위성으로부터 돌아오는 파와 수직이 되는데 이러한 방식으로 소형위성들은 대략적인 배열을 형성하며, 각도와 시간 데이터를 수집할 수 있게 된다. 첫 발사는 2003년 11월로 예정되어 있으며[2003년 2월의 우주왕복선 컬럼비아호의 실패로 발사예정 일자는 변경될 것으로 알려짐], 이 때 3개의 위성이 한 위성단을 구성하게 된다. 이 위성단은 다른 임무를 위해서 궤도를 재조정하게 되며, 다른 임무로의 응용여부를 시험하게 된다[3].

3.2 ST-3 (Space Technology 3)

그림 6은 Space Technology 3 위성의 전개 형상으로 편대비행과 광학 간섭계를 검증하는 임무를 갖는다. 이 위성들은 2005년 Delta 7325로켓으로 발사될 예정이다.

분산형 광학 간섭계의 검증은 TPF(Terrestrial Planet Finder) 기술을 가능하게 할 것이고, ST-3에 관련된 하드웨어와 소프트웨어 기술은 SIM(Space Interferometry Mission)을 수행하는데 기반 기술이 될 것으로 예상되고 있다[8].

그림 6. ST-3 위성전개형상

그림 7. 합성 개구 평면

임무가 시작되면 ST-3의 두 기의 위성은 구조적으로 연결되게 된다. 이 기간 동안 위성은 하나의 고정된 간섭계로써 모든 간섭 시스템을 시험하게 될 것이다. 이 시험이 끝나면 두 위성을 고정하는 트러스가 분리되고, 50m에서 1km까지 상대적인 거리를 유지하며 편대비행할 것이다. 이후 편대비행의 형상을 변화시키면서 편대비행을 감지하고 제어함으로써 이 기술을 우주에서 입증하는 것이 다음 단계의 임무이다. 이 임무가 끝나면 다시 간섭모드로 돌아오며, 관측 데이터를 수집하기 위해 편대비행을 하게 된다.

그림 7은 합성 개구 평면을 나타낸다. 간섭 위상동안 두 개의 위성은 편대비행을 하면서 각각 포물선 초점과 포물선 면을 따라 이동하는 형상을 유지한다. 이를 통해 각각의 다른 광학 표준을 잡을 수 있다. 두기의 위성에 장착된 망원경으로 받은 데이터를 지상으로 보내면 컴퓨터가 데이터를 조합해서 영상을 생성하게 된다.

3.3 TPF (Terrestrial Planet Finder)

TPF는 지구 인력지점과 지구-태양 L2(라그랑지 중립 안정화) 지점의 천체중심 궤도로 2011년에 발사될 광학 간섭 임무 위성프로그램이다. 운용 기간은 5년 이상이며, 이 기간 동안 신성 주위의 가스와 먼지 형성에 관해서나 별 주위를 돌고 있는 행성들의 존재 유무와 특징들을 조사할 것이다. 그리고 여러 위치와 크기를 가진 별들에 대해서 연구할 것이며 다양한 행성을 탐사하게 된다[9].

그림 8. TPF 편대비행 형상

그림 9. (a) 위성의 편대비행; (b) 위성형상

그림 8은 TPF의 비행 형상으로 멀리 떨어진 행성의 시스템을 이미지화 하기 위해 취해야 할 편대비행 형상을 보여주고 있다.

3.4 LISA (Laser Interferometry Space Antenna)

LISA 임무는 중력파를 관측하는 것이다. 거대한 블랙홀과 10^{-4} - 10^{-1} Hz 중간 주파수의 중력파를 방출하는 별들을 관측하게 된다. 이러한 주파수 범위에 있는 별들은 국부 중력 노이즈를 차단할 수 없고 큰 베이스 라인을 가진 간섭계를 만들 수 없기 때문에 지상에서 측정하는 것은 불가능하다.

LISA는 3개의 동일한 위성체로 구성되어 Delta-II 7925H 로켓에서 발사된다. 각각의 거리는 500백만 km이며 정삼각형을 이루게 된다. 그리고 각각의 천정에서 전개되며 반경이 1AU로 태양을 돌게 된다. 그림 9는 1년 동안 태양을 공전하면서 세 위성이 한바퀴 회전을 하는 LISA 편대비행과 위성형상을 나타낸다. LISA위성은 자유롭게 떠다니는 시험 질량을 가진 광학대와 고정된 레이저 위상을 가지게 된다[10].

3.5 MAXIM (Micro Arcsecond X-ray Imaging Mission)

MAXIM은 거대한 블랙홀을 찍는 임무를 가진 X-ray 간섭계이다. 임무는 대략적으로 2025년경에 가시화될 것이고, 이 시스템은 32개의 위성체 조합으로 이루어지고 200m의 직경을 가지고 있다. 그리고 중앙에는 하

그림 10. MAXIM의 편대비행 형상

나의 위성체가 존재하며, 10km 아래에는 X-ray 신호를 조합하고 감지기에 초점을 맞추는 수렴(converger) 위성이 놓이게 된다. 그림 10은 MAXIM의 편대비행 형상을 도식화하고 있다[11].

3.6 SPECS (Submillimeter Probe of the Evolution of the Cosmic Structure)

SPECS의 주요한 목적은 균일한 초기 우주의 복잡한 구조를 조사하고 역사적 과정을 이해하기 위해 무한한 관측 기준을 주는 것이다. 대략 2020년대에 L2궤도로 발사될 SPECS 개념은 간섭계를 개발하여 고해상도로 밀리미터 이하의 파장범위를 조사하는 것이다[12]. 그림 11은 SPECS의 편대비행 형상을 나타낸다.

표 1에서는 편대비행의 임무를 지닌 위성 개발과 각각의 임무를 정리하였다.

3.7 미국 대학에서의 편대비행 위성 개발 동향

NASA와 미 공군에서는 마이크로 및 나노급의 위성을 이용한 편대비행 기술을 검증하기 위해 여러 대학에 위성개발 프로그램을 제공하고 있다. 아리조나대학, 콜로라도대학과 뉴멕시코 대학에서는 Three Corner Sat을 개발 중에 있다. 이 위성들은 경사각이 40°, 고도가 380km인 궤도로 돌게 되며 각각의 위성은 15kg의 무게를 지니게 된다. 이 위성들은 TechSat 21사업의 일환으로 정찰임무를 수행하는 임무를 동시에 수행하게

그림 11. SPECS의 편대비행

그림 12. ION-F 위성전개형상

된다. 이 위성들은 CMOS 카메라를 이용한 입체 영상을 획득하며, 분산화되고 자동화된 운용을 검증하고, 위성 간 통신을 수행한다[13].

스탠포드 대학과 산타 클라라 대학에서 개발하고 있는 에머럴드(Emerald) 위성은 GPS에 기초한 편대비행을 검증하게 된다. 에머럴드 위성은 DGPS를 사용함으로써 2~5m 실시간 정확도를 가지게 된다. 그리고 상대적인 위치를 제어하는데 4개의 1N 마이크로 콜로이드 추력기를 사용한다. 또한, 지상용 고주파 모뎀을 사용하여 실시간 통신을 하게 되며, 스탠포드에서 개발한 오리온(Orion) 위성과 함께 CDGPS를 사용하여 더욱 정밀한 편대비행을 수행하게 된다[14].

유타 주립대, 버지니아공대와 워싱턴대학에서는 ION-F 위성을 각각 개발하고 있다 [그림12].

이들 위성은 마이크로 펄스 플라즈마 추력기(μ -PPT)를 이용하여 주-부 (leader-follower) 편대나 동일 지상추적(Same Ground Track) 편대를 수행하게 된다. 이때 위성간 통신과 μ -PPT를 이용하여 10m 이내의 정확도를 가지게 된다[15].

IV. 편대비행 제어를 위한 추진시스템 개발

편대비행을 제어하기 위해서는 구동기가

표 1. 편대비행 임무를 가진 위성의 개발현황

위성	임무	편대비행형상	센서	추력기	비고
SPHERES	저비용, 장주기, 비행형상 변경 가능 플랫폼비행, 자동알고리즘 상대적 자세제어/위성간 위치유지시험 표적조정과 영상 조정시험 연료 균형 알고리즘 시험, 배열 형상 추적기 시험	주-부 편대 (leader-follower)	도량 센서 (metrology sensor)	CO ₂ 가 스 추력기	N A S A , USAF에서 개발
EO-1 (Earth Observer-1)	자동항법과 EO-1/LandSat-7의 편대비행검증 자동 알고리즘과 소프트웨어 툴 검증 고해상도 영상 연구, 지구 환경에서의 기후 경향 파악	주-부 편대 (leader-follower)	GPS 수신기	전자기PPT	NASA에서 개발
LandSat-7	EO-1과 편대비행 지구 토양 표면과 해안지역 부근의 영상 자 료 획득	주-부 편대 (leader-follower)	GPS 수신기	하 이 드 라 진 추력기	NASA에서 개발
CloudSat	다양한 센서로 구름의 특성 측정 구름의 특성 데이터를 날씨와 기후 통계자 료로 활용 Aqua, CALIPSO, PARASOL, 및 Aura와 위성 군을 형성 CALIPSO와 정밀 편대비행 수행	Aqua, CALIPSO, Parasol, 및 Aura와 기차(지상 추적)편대	GPS 수신기	하 이 드 라 진 추력기	콜로라도주 립대, 나사의 JPL, CSA, U SAF, USDE
Aqua	지구상의 물순환에 대한 정보 수집 대기 구름의 수증기량, 토양 습도, 대륙 수 증기 분포 측정	Aura, CloudSat, Parasol 등과 기 차편대	GPS 수신기	하 이 드 라 진 추력기	NASA에서 개발
Aura	지구 오존층 복구 유무 확인 대기 오염 데이터 수집/지구기후 변화 관측	P a r a s o l , CloudSat 등과 기차편대	3채널 광선 레이더와 수 동 계기	하 이 드 라 진 추력기	TRW 모듈 AB1200 사용
Cluster-2	사면체(Tetrahedron) 편대비행 최초의 3차원 편대비행 수행	사면체 편대	자기 권 계 면 센서(magnet o pause)	이온추력기	E S A 에 서 개발
SMART-2	100m에서 500m까지 거리가 분리되는 위성 체 각각에 6개의 망원경을 가진 편대비행 Radio-Frequency 레인징 시스템으로 상대위 치 측정 랜덤한 분포 형상에서 원하는 편대비행형상 구성 차후 Darwin 7 위성과의 위성군 형성	LISA 검증 편대 Darwin 검증 편 대(DTP)	레이저 도량 경도 센서 (L a s e r metrology Longitudinal sensor), GPS	마 이 크 로 N 추력의 FEEP 추 력기	E S A 에 서 개발
Parasol	지구의 기후 변화 측정	Aura, CloudSat, Aqua 등과 기차 편대	별 센서, 자 이로, 반작 용휘	하 이 드 라 진 추력기	프 랑 스 의 CNES에서 개발
INDEX	오로라 및 우주입자 관측 GPS를 장착해 위성의 위치결정장치로 사용 레이저광 자이로(FOG) 사용 차세대 위성 선행기술의 검증 저고도에서의 달 관측 INDEX-1과 2의 편대비행	주-부 편대 (leader-follower)	광섬유자이 로(FOG), GPS, CMOS 카메라	소 형 고 체 추 력 기 와 한개의 액 체식 RCS 탑재체	일본 문부 과학성 우주과학 연구소에서 개발
XEUS	X선 관측계획(X선 망원경 탑재) 위성간 거리 50m 저고도 지구주위 궤도 전기추진시스템 사용 상대위치 정밀도 2mm , 자세정밀도 1 arcmin	친자 편대비행 (모체와 모체로부 터 떨어져나오는 형식)	정밀 상대위 치 검출 센 서	대추력 가변 전기 추력기	E S A 에 서 개발
Tsinghua-1	디지털 신호 처리 실험 Surrey에서 제작한 우주용 GPS 수신기 장착 마이크로 위성의 새로운 3축 자세제어 시험 SNAP-1과 편대비행	SNAP-1과 편대 비행	다중 스펙트 럼 지구 영 상 카메라	미탑재	북경 칭화 대학, 영국의 SSTL
GRACE	지구자기장 측정 대기와 전리권에 의한 GPS 각도 측정	주-부 편대 (leader-follower)	우주용 GPS 수신기, 레이저 반사기	냉가스 추 력기	Astrium GmbH과 SS/L에 서 개발
SNAP-1	GPS 항법 마이크로 추진 S-Band 통신 시험 원격/다지점 감지 Tsinghua-1위성과 우주탐사를 위한 위성군 조합	주-부 편대 (leader-follower)	우주용 GPS 수신기	냉가스 추 력기	SSTL에 서 개발

표 2. 편대비행 구동기의 종류 및 특성

구동기	기능/종류	장점	단점
추력기	종류가 다양, 화학, 냉가스, PPT, FEPS	고도제어와 병진제어 가능, μN 의 추력 생성이 가능	연료 소모성, 광학기기 표면 오염 배기가스 발생
반작용휠	작동/반작용의 원리	기술개발 완료	병진제어 불가, 진동의 원인
테더(Tethers)	분리를 제어하기 위해 케이블로 연결	연료 절약, 증발 방지	별도의 추력기 필요
전자석	강력한 전자석이 상호 인력 유도	연료 절약, 오염 없음	현재 개념만 지님, 변이가 크면 비효율적
태양돛	태양 프로톤입자가 반사 풍을 만들	연료 절약, 오염 없음	기술 미비, 낮은 추력 발생

필요하며, 현재 고려되고 있는 구동기로는 추력기, 반작용 휠, 테더(Tethers), 전자석, 태양돛 등이 있다. 표 2는 편대비행에서 사용되는 구동기를 정리한 것이다[5].

편대비행은 정밀한 자세를 요구하므로 구동기로 미세 추력기를 장착하는게 일반적이다. 현재 편대비행이나 궤도변경 등을 위해 마이크로급 이하의 위성에 탑재할 수 있는 저가의 경량 추진시스템의 개발이 활성화되고 있다. 유럽의 FEPP (Field Emission Electric Propulsion) 시스템은 새롭게 요구되는 과학적 임무에서 정밀한 추력을 제공하기위해 계속 개발되고 있다. ESA로부터 제공받은 FEPP 추력기는 2004년에 프랑스 국립 우주기구(CNES) 초소형 과학임무 수행을 목표로 발사될 예정이며, 향후 다른 ESA의 5개 임무와 SSGS (Space Shuttle Gateway Special) 비행시험 시험을 갖게 될 예정이다.

미국에서는 편대비행이나 무저항 제어(drag-free control)같은 것을 가능케 하는 초소형 추력기에 대한 다수의 연구를 수행중이다. AFRL(Air Force Research Laboratory)에서는 자체점화 방전기능을 가진 $\mu\text{-PPT}$ 를 개발해 오고 있다. 현재의 $\mu\text{-PPT}$ 는 5W의 요구 전력 영역에서 사용되도록 설계되었고, $10\mu\text{N/W}$ 의 추력대 전력비를 만들어내며, 임무

그림 13. 콜로이드 추력기의 시제품

수명을 증가시키기 위해 몇 가지 설계 모델을 만들어 시험하고 있다.

그림 13은 스탠포드대에서 개발중인 콜로이드(colloid) 추력기의 시제품이며, 이는 에머럴드 위성에 사용되는 $100\mu\text{N/W}$ 의 콜로이드 추력기이다. 워싱턴대학의 Dawgstar 나노급 위성에는 새롭게 설계된 커패시터(capacitor)와 점화장치를 가진 Primex의 $\mu\text{-PPT}$ (pulsed plasma thruster)가 사용되고 있다[14].

4.1 마이크로 펄스 플라즈마 추력기 ($\mu\text{-PPT}$; Micro Pulsed Plasma Thruster)

펄스 플라즈마 추력기는 전자기의 가속을 이용하는 추력기이다. 이는 추진제로 고체 테플론 바를 사용한다. PPT는 1960년대 이후 연구와 개발을 지속적으로 수행해 왔으며, 그 동안 몇 가지의 우주 임무를 수행해 왔다. 추력기 명칭에서 알 수 있듯이 $10\mu\text{s}$ 단위의 매우 짧은 펄스 폭을 갖는 펄스형 추력기이다. 따라서 임펄스가 상당히 작으며, 이런 정밀한 임펄스의 생성은 편대비행의 임무를 가진 위성에서 사용을 고려하게 되는 주요한 이유가 된다. 전술한 바와 같이 PPT는 AFRL에서 시험개발을 주도하고 있으며, TechSat21 프로젝트에서 개발되는 대표적인 추력기중의 하나이다. 그림 14는 마이크로 PPT의 내부 형상과 외형을 보여준다[16].

그림 14. $\mu\text{-PPT}$ 의 내부 형상 및 외형

4.2 콜로이드 추력기

콜로이드 추력기는 1960년대에 최초로 제안되어 1975년 자금난에 허덕이게 되기까지 연구가 활발하였던 추력기이다. 최근에 마이크로 위성 임무를 위해 정밀한 추력기로 콜로이드 추력기에 대한 연구가 재개되었다. PPT가 우주에서 사용된 경험이 있는 것에 비해 콜로이드 추력기는 한번도 우주인증이 된 경험이 없다.

콜로이드 추력기는 충전된 미립자를 내뿜게 되며, 이들은 강한 전기장을 사용해서 전기 극성을 띠는 액체방울을 만들어 낸다. 추진제로는 폼아미드나 글리세린 조합으로 이루어지는게 일반적이다. 그림 15는 단일 니들(single-needle) 콜로이드 추력기의 개념도이다[16].

그림 15. 콜로이드 추력기

4.3 FEED (Field Emission Electric Propulsion) 추력기

전형적인 FEED 추력기는 그림 16에서 보는 바와 같이 슬릿모양의 발산기로 구성되는데 그 안에는 추진제가 위치하고 있다. 전형적으로 슬릿은 1에서 2 마이크로 높이를 가지며, 1 밀리미터에서 수 센티미터의 길이를 가지고 있다. FEED장치는 극저온 액체 추진제로부터 극성을 띤 입자를 뽑아내게 된다. FEED는 세슘이나 인듐 같은 액상의 메탈을 전해질 대신 사용하는데, 이 액체 금속은 이온화정도가 낮고 원자량과 녹는점이 낮기 때문에 부분적인 인력을 가지고 있다. 극성을 띤 이온들은 전기장에 의해서 가속하게 된다[16].

그림 16. FEED 추력기

4.4 냉가스 추력기

냉가스 추력기는 아주 간단한 하드웨어로 구성된다. 이 추력기에서 추력은 압축가스가 노즐을 통해 팽창하면서 발생하게 된다. 이 추력기가 위성체에 부착되면 이를 통해 추력을 전송하게 된다. 그림 17은 냉가스 추력기의 개념도를 보여준다[16].

그림 17. 냉가스 추력기

V. 편대비행을 위한 궤도 형태 및 최적화 설계

위성 편대비행에서 가장 기본이 되는 것은 군집을 이루는 위성간의 상대적인 운동을 기술하는 동역학 모델이라고 할 수 있다. 위성 편대비행은 임무의 목적에 따라 다양한 군집 형태를 이루게 되며, 이에 부합하는 궤도를 설계하기 위해서는 정밀한 동역학 모델의 개발이 반드시 수반되어야 한다. 일반적으로는 Hill's Equation[17]이라고 알려진 식을 이용하지만, 이 식은 유도 과정에서 기준궤도 위성의 운동을 원궤도로 가정하였을 뿐만 아니라 기준궤도에 영향을 미치는 여러 섭동 요인들을 고려하지 않고 간략화시킨 것으로, 기준궤도가 이심률을 가진 타원이거나 장기간 위성을 운용하게 될 경우 그 오차는 점점 더 커지게 된다. 따라서 이러한 오차요인을 줄이기 위한 동역학 모델의 개발 및 섭동의 영향을 최소화 하는 궤도 설계에 대한 연구가 반드시 필요하다. 최근에는 임의의 이심률을 가진 기준궤도 위성에 적용 가능한 모델[18][19]이나 기준궤도 위성의 J2섭동에 의한 영향을 고려한 모델[20][21][22], 그리고 기준궤도 위성의 섭동과 이심률을 모두 고려한 모델[23]개발에 관한 연구가 이미 상당한 진전을 보이고 있다.

이와 같이 수정된 모델을 기반으로 한 궤도 요소의 초기치 산정은 임무 수행 중에 수반되는 상대적인 위치 오차를 보정하는

과정에서 연료의 소모 감소와 밀접한 관련이 있으며 임무 수명의 연장을 가능하게 해준다. 따라서, 정밀한 동역학 모델의 개발은 반드시 필요하다고 할 수 있다.

궤도 설계에 있어서도 기준궤도 위성에 대한 상대적인 운동이 시간의 경과에 따라 주기성을 가지도록 하기 위한 조건들을 제시함으로써 제어에 필요한 연료의 소모량을 줄이는 연구[18]나 J2섭동에 의한 영향을 받지 않도록 하는 궤도 설계에 관한 연구[24], 그리고 지상에서 관측했을 때 기준 위성을 중심으로 일정한 반경을 유지하도록 편대를 구성하는 연구도 많이 이루어지고 있다[25].

동역학 모델의 개발 외에도 기존에 사용되던 모델의 섭동에 의한 오차의 정도를 가늠하는 연구[26]도 수행되고 있는데, 이는 임무 수행 기간 동안 요구되는 연료량을 산정하는 기준이 된다.

또한, 위성 편대비행은 임무의 성격에 따라 편대의 상대적인 위치 및 형상을 재배치하여 성능을 향상시키거나 다른 임무로의 전환이 가능하다는 장점을 가지고 있는데, 이러한 재배치 기동(Reconfiguration Maneuver)에서는 소모되는 연료의 양을 최소화하는 것이 최대의 관건이라고 할 수 있으며, 이에 대한 제어 기법과 최적 궤도를 산출하는 연구도 많이 이루어지고 있는 실정이다.

5.1 궤도 형태

위성 편대비행 임무 수행을 위한 궤도 형태는 임무의 성격에 따라 다양한 구성이 가능 하지만, 대표적으로는 크게 동일 평면(In-plane), 동일 지상 궤적(In-track), 반경 유지(Circular), 투영 반경 유지(Projected Circular) 형상으로 나누어 볼 수 있다.

동일 평면 형상은 편대 비행을 형성하는 가장 간단한 형태의 궤도로, 기준이 되는 위성과 편대를 구성하는 위성들은 같은 평면 상에서 일정 거리를 유지하는 형상을 이룬다. 이 궤도에서는 기준이 되는 위성과 편대를 구성하는 위성이 진 근점각(True anomaly)의 차이만을 보일 뿐 나머지 궤도 요소는 모두 동일하다. 따라서 시간의 경과에 따른 섭동 오차의 누적이 상대적으로 작다는 장점이 있다.

동일 지상 궤적 형상은 편대를 구성하는

위성들이 기준이 되는 위성과 약간의 시간 차이를 두고 같은 지상 궤적(Ground track)을 지나도록 하는 형태의 편대비행이다. 따라서 여러 개의 위성이 짧은 시간 간격동안 지상의 동일한 지점을 연속적으로 관측하는 것이 가능하므로, 시간의 경과에 따른 관측 대상의 변화를 효율적으로 감지해낼 수 있다. 이와 같은 형태의 궤도를 구성하기 위해서는 승교점 적경(Ω)의 차이를 고려하여 지구 자전에 의한 효과가 반영되도록 하여야 한다. 이 경우 위성들은 지상에서 같은 궤적을 그리기 때문에 J2섭동의 영향은 서로 상쇄되어 크게 영향을 미치지 않으며 오히려 대기에 의한 섭동이 가장 크게 작용하게 된다[27].

반경 유지 형상은 기준이 되는 위성을 중심으로 일정한 반경(r)내에서 군집을 이루도록 하는 방식의 편대비행으로 다음과 같은 제한 조건을 가진다.

$$x^2 + y^2 + z^2 = r^2 \quad (1)$$

여기서, x , y , z 는 그림 18에서와 같이, 기준 위성을 중심으로 각각 반경방향(Radial), 진행방향(Along), 교차방향(Cross)을 나타내는 Hill's frame에서의 성분을 의미한다.

투영 반경 유지 형상은 y - z 평면에 투영시킨 위성 편대의 형태가 일정한 반경을 유지하도록 하는 형태이며, 이는 지상에서 보았을 때 기준 위성을 중심으로 위성의 군집이 일정한 간격을 유지하는 형태이므로, 지상의 관측물을 대상으로 고해상도의 영상을 얻기 위한 간섭계의 설계가 가능하다. 이 경우는 다음과 같은 제한 조건을 가진다.

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

그림 18. Hill's frame

그림 19. 다이아몬드형 편대비행

이외에도 임무의 목적에 따라 여러 종류의 궤도를 구성하는 것이 가능하며, 각각의 궤도는 위성간의 상대적인 위치와 종류에 따라 섭동의 영향이 다르게 나타나기 때문에 위치 오차 또한 차이를 보이게 된다. 그림 19는 다이아몬드 형태의 편대를 구성하는 예를 나타낸다.

5.2 재배치 기동 (Reconfiguration Maneuver)

앞서 살펴본 바와 같이, 위성 편대비행 기술을 이용하면 우주 공간상에서 간섭계를 이용한 관측이 가능하게 된다. 이 경우 관측 대상을 변경하거나 해상도를 높이기 위해서는 편대를 이루는 위성간의 거리를 늘리거나 편대가 지향하는 방향을 바꿔주는 재배치 기동이 반드시 필요하다. 이러한 재배치 기동은 크게 표적조정(Retarget), 크기조정(Resize), 방향조정(Reorient)으로 나뉘볼 수 있으며, 이러한 경우에는 최소의 연료를 사용하여 원하는 편대의 형상을 얻는 것이 가장 중요하다고 할 수 있다[28]. 그림 20은 재배치 기동의 종류를 그림으로 나타낸 것이다.

위성 편대비행은 임무의 성격에 따라 편대를 구성하는 위성의 모양이나 특성이 각기 다를 수 있으며, 이러한 특성은 재배치 기동 시에도 많은 영향을 미치게 되는데, 특히 최적화 문제를 적용하기 위해서는 연료의 최소화뿐만 아니라, 연료의 소모율을 고르게 하도록 함으로써, 임무가 끝날 때까지 모든 위성의 수명이 같도록 해주어야 한다[29].

이러한 최적화를 다루기 위한 접근 방법에는 여러 가지가 있는데, 그 중에서 방향조정과 표적조정 기동의 경우에는 회전하는 축의 최적 위치를 결정하는 방법이 주로 사용되고 있으며[29][30][31], 크기조정 기동

그림 20. 재배치 기동의 종류

그림 21. 세 기의 크기조정을 위한 최소 에너지 궤적[32]

의 경우에는 원하는 지점까지 위성을 보내기 위한 최적 경로를 구하는 방법이 사용되고 있다[32]. 그림 21은 편대를 이루는 세 기의 위성이 크기를 조정하기 위한 최소 에너지 궤적의 예를 나타낸 것이다.

또한 광학 간섭계를 이용한 관측을 하기 위해서는 편대를 구성하는 위성이 서로 같은 방향을 지향하도록 하여야 하므로, 각각 위성들의 자세 동기화가 이루어져야 한다 [33][34].

최근에는 편대를 구성하고 있는 각각의 위성이 서로 근접한 거리에 있을 경우, 추력기의 영향으로 발생할 수 있는 물리적 고장 요인을 방지하는 방법이 연구되고 있으며 [35], 이러한 추력기에 의한 영향을 없애기 위해 전자기력을 이용하여 일정 간격을 유지하도록 하는 방법도 연구되고 있다[32].

VI. 편대비행을 위한 센서 및 계측기 개발

편대비행을 포함하는 임무를 수행하는데 있어서 위성체간의 상대적 위치와 자세결정은 아주 중요한 요소이다. 우주 간섭계에서는 이를 위해서 관성위치에서 arcsec 레벨까지 측정하기 위해 그림 22와 같은 별 추적기를 사용해 감지하기도 하며, 관성 자세율

그림 22. CT633 별 추적기

그림 23. 태양 센서

을 측정하기 위해서 자이로를 사용하기도 하고, 관성 속도 변화를 측정하기 위해서 가속도계를 사용해 위치를 감지하기도 한다.

위성의 궤도와 자세 결정을 위한 보정 위성항법시스템(DGPS)이나 반송파 보정 위성항법시스템(CDGPS)은 수평지구 센서, 태양 센서(그림 23), 마그네토미터, 별 추적기 등과 같은 위치 및 자세 정보를 획득하는 방법을 대신할 저비용 기술이다[36][37].

위성항법시스템은 우주(space segment), 관제(control segment) 및 사용자(user segment)부분으로 구분할 수 있다. 우주부분은 위치 계산을 위해 필요한 항법 메시지를 사용자에게 반송파를 통해서 연속적으로 전송하는 GPS 위성으로 구성되어 있다. 반송파는 L대역의 두 주파수 L1(1575.42MHz)과 L2(1227.6MHz)로 정확히 조정되어 사용자에게 전송된다. 위성항법시스템은 30~40m 수준의 위치 정확도를 지니는 단일 위성항법시스템, m 수준의 위치 정확도를 지니는 보정 위성항법시스템(DGPS), 그리고 cm 수준의 위치 정확도를 지니는 반송파 보정 위성항법시스템(CDGPS)으로 분류된다. 그림 24는 각 위성항법시스템의 정밀도와 범위를 나타낸다[38].

6.1 보정 위성항법시스템 (DGPS; Differential GPS)

편대비행을 하는데 있어서 위성간의 상대적인 위치를 정확히 측정하는 것은 상당히 중요한 요소이다. 이를 위해 위성간 상대적인 위치를 측정하는 센서가 필요하게 되는

그림 24. 각 위성항법시스템의 정밀도 및 범위

데 소형위성에서는 DGPS를 이용해 상대적 위치를 보정해 주고 있다. DGPS는 크게 지역 보정 위성항법시스템과 광역 보정 위성항법시스템으로 구분할 수 있다. 위 시스템은 기준국의 개수로 구분한다. 지역 보정 위성항법시스템은 기준국이 하나이며, 기준국용 GPS 수신기, 그리고 사용자용 GPS수신기로 구성된다. 이 시스템은 기준국과 사용자간 거리가 가까울 경우(150km이내), 기준국의 의사 거리 오차와 사용자 의사 거리 오차가 거의 같다는 점을 이용해 기준국에서 계산한 오차항으로 사용자의 의사 거리를 보정하면서 오차를 줄이게 된다. 광역보정 위성항법시스템은 기준국이 2개 이상으로 기준국을 광역 주 기준국과 광역 기준국으로 구분한다. 이 시스템에서는 광역 기준국에서 오차항을 각 성분으로 구분하여 계산하며, 이 항을 광역 주 기지국으로 전송한다. 광역 주 기지국은 오차항 데이터를 수신한 후 통합 처리하여 최종적인 보정 데이터를 벡터적으로 산출한다. 이 데이터를 정지궤도위성으로 송신하며, 마지막으로 정지궤도위성에서 통합 처리된 보정 데이터를 사용자에게 전송하게 된다. 그림 25는 DGPS를 이용하는 위성 시스템의 흐름도를 보여준다.

6.2 반송파 보정 위성항법시스템 (CDGPS; Carrier Phase Differential GPS)

반송파 보정 위성항법시스템은 반송파가 코드보다 해상도가 훨씬 높기 때문에 이 점

그림 25. DGPS를 이용한 위성 시스템 흐름도

을 이용하면 위치 정확도를 cm정도로 높일 수 있다. 그러나 위치 계산을 위해 반송파를 사용할 경우, 코드를 사용한 위치 계산에 비해 계산량이 많고 시스템의 무결성이 저하된다. 왜냐하면 반송파 위성에는 초기 미지 정수가 존재하므로 이를 정확히 계산하기 위해 부가적인 복잡한 계산이 필요하고 올바른 미지 정수 결정 여부에 대한 충분한 신뢰도가 확보되지 않기 때문이다. 또한 반송파 보정 위성항법시스템의 포괄 영역은 일반적인 보정 위성항법시스템보다 훨씬 좁으며 포괄 영역을 넓히기 위해 별도의 고가 장비가 필요하다. 따라서 반송파 보정 위성항법시스템은 좁은 영역에서 고도의 위치 정확도를 요구하는 시스템 또는 후처리 기법에 의한 측정분야에서 널리 이용된다.

6.3 RF 레인징 장치 (송신기)

위성 편대비행에서는 위성 사이의 거리가 아주 가깝기 때문에, 경우에 따라서는 GPS 신호가 상대 위성에 의해 차단될 수 있으며, 이 경우에는 GPS시스템만으로 정밀한 상대 거리를 결정하는 것은 불가능하다. 또한, GPS시스템의 모호정수 문제로 인해 빠른 시간 내에 cm정도의 정밀도를 얻는 데에도 지장을 초래하게 된다. 따라서, 이러한 한계를 극복하기 위한 방법으로 RF 레인징 장치를 추가적으로 사용하는 방법이 제시되고 있다[39]. RF 레인징 장치로부터 얻은 거리 정보는 GPS 수신기로부터 얻은 관측치와 결합되어 더욱 정밀한 값을 얻게끔 한다[그림 26].

앞으로의 위성 편대비행 기술은 행성간

그림 8. GPS와 송신기의 결합

비행에도 적용될 것으로 보인다. 그렇게 되면 GPS를 이용한 상대 위치 결정은 더 이상 사용할 수가 없게 된다. 또한, 위성 편대비행 기술이 우주 공간상에서의 간섭계를 이용한 고해상도 영상을 얻는데 주로 사용되고 있는 만큼 높은 정밀도의 위치 정보는 아주 중요하다고 할 수 있다. 따라서, GPS에 의존하지 않는 정밀한 센서의 개발이 꾸준히 지속되어야 할 것이다.

Ⅶ. 결 론

소형 위성에서의 편대비행 기술은 우주 개발 시스템의 비용절감, 임무 개념으로부터 발사까지의 짧은 기간, 높은 성능 및 낮은 위험도라는 장점으로 인해 연구 개발 및 응용 범위가 급격히 확대되고 있다. 이러한 임무를 수행하기 위해 미국과 같은 위성 선진국에서는 TechSat21, TPF, LISA 등의 프로젝트를 통해 편대비행에 대한 연구를 수행 중에 있다. 이와 더불어 편대비행을 수행하기 위한 기반 기술에도 많은 연구가 진행 중이다. 또한, 효율적이고 정밀한 편대비행을 위해서 여러 가지 마이크로 추력기를 개발하고 있는 상황이며, 상대적인 위치의 정밀한 측정을 위해 DGPS나 CDGPS를 사용하는 기술들이 개발되고 있다.

편대비행 기술은 현재 미국 및 유럽 주요 나라에서 많은 연구가 진행되고 있으나, 기술의 중요성 때문에 점차 그 범위가 확대될 것으로 예상된다. 최근 국내에서 활발히 추진되고 있는 위성 및 우주 발사체 개발 프로그램 등을 고려했을 때, 편대비행 기술을 시험하는 소형위성의 개발은 충분히 시도할 만한 가치가 있다고 볼 수 있다. 그리고 앞

에서 언급한 편대비행의 장점을 최대한 활용한다는 전략적 측면을 고려해 볼 필요가 있다. 더불어 앞으로 소형 위성이 가상위성군 개념으로 위성군집을 형성해 임무를 수행하는 방향으로 연구 및 개발이 이루어지는 흐름에 편승하기 위해서도 나노-마이크로 위성에서의 편대비행은 연구 개발되어야 하는 타당한 이유를 가지게 된다. 편대비행 기술은 향후 새로운 기술의 우주인증뿐만 아니라 우주 안보로서도 연구 및 개발되어야 하는 부분이다.

후 기

이 논문은 과기부의 국가지정연구실 사업의 과제로 수행한 연구 결과이며 지원에 감사드립니다.

참고문헌

- 1) 장영근, "국내외 소형위성 연구 개발 동향과 전망", 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집, 2002.
- 2) Alok Das and Richard Cobb "TechSat 21 - Space Missions Using Collaborating Constellation of Satellites", 12th AIAA/USU Conference of Small Satellites, 1998.
- 3) <http://www.vs.af.mil/TechProgs/TechSat21/>
- 4) <http://sim.jpl.nasa.gov/michelson/iss2002/lay.htm>
- 5) <http://sim.jpl.nasa.gov/michelson/iss2002/lay.pdf>
- 6) http://sci.esa.int/content/doc/b3/26803_.htm #P10_2623
- 7) John Adams, et al., "Technologies for Spacecraft Formation Flying" supported under NASA contract, Stanford University, 1996.
- 8) <http://nmp.jpl.nasa.gov/st3/edu>
- 9) http://planetquest.jpl.nasa.gov/TPF/tpf_index.html
- 10) <http://sci.int/home/lisa/index.cfm>
- 11) <http://maxim.gsfc.nasa.gov/>
- 12) <http://space.gsfc.nasa.gov/astro/specs/>
- 13) <http://nasa.asu.edu/ASUSat/3CS/>
- 14) <http://ssdl-delta.stanford.edu/Emerald>
- 15) <http://www.aa.washington.edu/research/dawgstar/overview.html>
- 16) Jeffrey G. Reichbach, et al., "Micropropulsion System Selection for Precision Formation Flying Satellites" January 30, 2001 at MIT.
- 17) Hill, G. W., "Researches in the Lunar Theory", American Journal of Mathematics, Vol. 1, No. 1, 1878, pp. 5-26.
- 18) Gökhan Inalhan, et al., "Relative dynamics and control of spacecraft formations in eccentric orbits", Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 25, No. 1, 2002, pp. 48-59.
- 19) Koji Yamanaka, et al., "New State Transition Matrix for Relative Motion on an Arbitrary Elliptical Orbit", Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 25, No. 1, 2002, pp. 60-66.
- 20) William E. Wiesel, "Relative Satellite Motion About an Oblate Planet", Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 25, No. 4, 2002, pp. 776-785.
- 21) Samuel A. Schweighart, "High-Fidelity Linearized J2 Model for Satellite Formation Flight", Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 25, No. 6, 2002, pp. 1073-1080.
- 22) Wang Sang Koon, et al., "J2 Dynamics and Formation Flight", AIAA paper No. 2001-4090, 2001.
- 23) Dong-Woo Gim, et al., "The State Transition Matrix of Relative Motion for the Perturbed Non-circular Reference Orbit", AAS 01-222, 2001.
- 24) Hanspeter Schaub, et al., "J2 Invariant Relative Orbits for Spacecraft Formations", Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy, 79: 2001, pp. 77-95.
- 25) David F. Chichka, "Satellite Clusters with Constant Apparent Distribution", Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 24, No. 1, 2001, pp. 117-122.
- 26) Kyle T. Alfriend, et al.,

"Gravitational Perturbations, Nonlinearity and Circular Orbit Assumption Effects on Formation Flying Control Strategies", AAS 00-012, 2000.

27) 유성문 외, "위성 편대비행을 위한 궤도 설계와 수치적 방법을 이용한 동역학 모델의 검증", 한국항공우주학회 춘계학술발표회 논문집, 2003.

28) P. K. C. Wang, et al., "Minimum-Fuel Formation Reconfiguration of Multiple Free-Flying Spacecraft", Journal of the Astronautical Sciences, Vol. 47, No. 1, 1999, pp. 77-102.

29) Randal W. Beard, et al., "Fuel Optimization for Constrained Rotation of Spacecraft Formations", Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 23, No. 2, 2000, pp. 339-346.

30) Randal W. Beard, et al., "Fuel Equalized Retargeting for Separated Spacecraft Interferometry", American Control Conference, Philadelphia, PA, June, 1998, pp. 1580-1584.

31) Randal W. Beard, et al., "Fuel Optimization for Unconstrained Rotation of Spacecraft Formations", Journal of the Astronautical Sciences, vol. 43, no. 3, 1999, pp. 259-273

32) Edmund Mun-Choong Kong, "Spacecraft Formation Flight Exploiting Potential Fields", Ph.D Thesis, Department

of Aeronautics and Astronautics, MIT, 2002.

33) P. K. C. Wang, et al., "Synchronized Formation Rotation and Attitude Control of Multiple Free-Flying Spacecraft", Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 22, No. 1, 1999, pp. 28-35.

34) Jonathan R. Lawton, "Synchronized Multiple Spacecraft Rotations", Automatica, Vol. 38, No. 8, 2002, pp. 1359-1364.

35) Richards, A. et al., "Plume Avoidance Maneuver Planning Using Mixed Integer Linear Programming", AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, AIAA 2001-4091, 2001.

36) Gökhan Inalhan, et al., "Precise Formation Flying Control of Multiple Spacecraft Using Carrier-phase Differential GPS" AAS 00-109, 2000.

37) Luis M. Gomes. "FFDEM: Demonstration Formation Flying with Small Spacecraft" 16th Annual/USU Conference on Small Satellite, 2002.

38)

<http://www.colorado.edu/geography/gcraft/notes/gps/gps.html#PPS>

39) Chan-Woo Park, "Precise Relative Navigation Using Augmented CDGPS", Ph.D Thesis, Department of Mechanical engineering, Stanford Univ., 2001.