

과제번호 M1-0336-00-0006

핵심우주기술개발사업

소형위성 편대비행 제어시스템 기술연구

Study on Control Systems for Satellite Formation Flying

연세대학교

과학기술부

제 출 문

과학기술부 장관 귀하

본 보고서를 “소형위성 편대비행 제어 시스템 기술에 관한 연구”과제의 보고서로 제출합니다.

2004 . 12.

주관연구기관명 : 연세대학교

주관연구책임자 : 최규홍(연세대 교수)

연 구 원 : 박상영(연세대 부교수)

” : 노경민(연세대 박사과정)

” : 송영주(연세대 박사과정)

” : 박재익(연세대 박사과정)

연 구 원 보 : 김영록(연세대 석사과정)

” : 민병희(연세대 석사과정)

” : 정택서(연세대 석사과정)

” : 오종현(연세대 석사과정)

” : 전은지(연세대 석사과정)

” : 오형모(연세대 석사과정)

” : 백정호(연세대 석사과정)

” : 강상욱(연세대 석사과정)

” : 김해연(연세대 석사과정)

보고서 초록

과제관리번호	M1-0336-00-0006	해당단계 연구기간	03.12 - 04.11.(1년)	단계 구분	(1단계) / (총단계)
연구사업명	중 사업명	우주기술개발사업			
	세부사업명	핵심우주기술개발사업			
연구과제명	중 과제명				
	세부(단위)과제명	소형위성 편대비행 제어시스템 기술연구			
연구책임자	최 규 홍	해당단계 참여연구원수	총 : 14 명 내부 : 명 외부 : 명	해당단계 연구비	정부: 50,000 천원 기업: 천원 계: 천원
연구기관명 및 소속부서명	연 세 대 학 교		참여기업명		
국제공동연구	상대국명 :		상대국연구기관명 :		
위 탁 연 구	연구기관명 :		연구책임자 :		
요약(연구결과를 중심으로 개조식 500자 이내)					보고서 면수
<p>▷ 위성편대 비행의 동역학 모델</p> <ul style="list-style-type: none"> - 상대적인 운동을 기술하는 위성편대의 동역학 모델중 Hill 방정식에 대한 분석 - Hill 방정식을 이용하여 각 편대비행 형태를 위한 궤도 설계 구성 <p>▷ 위성편대 비행의 섭동에 의한 영향력 분석</p> <ul style="list-style-type: none"> - 위성편대 비행의 궤도에 미치는 각 섭동력 (지구비대칭중력, 지구대기항력, 달/태양의 중력, 태양 복사압)을 조사 - 여러 가지 위성편대 형태에 미치는 각 섭동력의 영향을 구체적으로 기술 <p>▷ 위성편대 비행의 형태유지를 위한 초기조건 결정</p> <ul style="list-style-type: none"> - 형태유지를 위한 구속조건을 기술 - 구속조건을 원 궤도에 적용하여 편대비행 형태유지 분석 - 구속조건을 타원 궤도에 적용하여 편대비행 형태유지 분석 <p>▷ 최적제어 이론을 이용한 위성편대 기동</p> <ul style="list-style-type: none"> - 시용한 최적제어 이론과 이를 적용하기 위한 매개변수최적화 과정 기술 - 위성 편대의 기동을 크기조정과 표적조정, 방향조정으로 구분하여, 각 기동의 최적궤적 및 제어값의 분석 					
색 인 어 (각 5개 이상)	한 글	위성편대비행, Hill 방정식, 초기조건, 섭동력, 최적제어			
	영 어	satellite formation flying, Hill's equation, initial conditions, perturbation, optimal control			

요 약 문

I. 제 목

소형위성 편대비행 제어시스템 기술연구

II. 연구개발의 필요성 및 목적

소형위성 편대비행 기술은 하나의 대형위성이 수행할 임무를 여러 개의 소형위성에 분산시킴으로써 임무비용과 발사비용을 절감하는 효과를 가져 올 수 있으며, 현대의 위성에 이상이 생기더라도 다른 위성으로 대체시킴으로써 임무 실패의 위험도 줄일 수 있다. 우주공간상에서의 간섭현상을 이용하여 높은 해상도의 관측 데이터를 얻을 수 있다. 또한 짧은 시간동안 지상의 동일한 지점을 연속적으로 관측하므로 시간의 경과에 따른 관측대상의 변화를 효율적으로 감지하는 것이 가능할 뿐만 아니라 지상의 동일한 지점을 서로 다른 각도에서 관측하여 3차원 입체 영상의 획득도 가능하게 한다. 이와 같이, 위성편대비행 기술은 기술적이나 경제적인 문제로 제약을 받아왔던 기존의 우주산업 분야를 한 차원 끌어올릴 수 있는 획기적인 기술이기 때문에 연구의 필요성이 대두된다. 따라서 본 연구는 위성 편대비행에 대한 우리나라의 역량을 확보하기 위해서, 편대비행에 대한 기초연구와 새로운 기법을 연구하고자 한다.

III. 연구개발의 내용 및 범위

위성 편대비행에 대한 일련의 종합적인 연구를 위해서 다음과 같은 연구범위를 설정하였다. 첫째로, 위성 편대비행 연구의 기본이 되는 편대비행의 동역학 모델을 개발한다. 둘째로, 위성 편대비행의 종류와 임무에 따라 편대비행에 대한 섭동의 영향을 분석한다. 셋째로, 섭동력에 대한 정보를 토대로 임무를 수행하기 위한 편대비행의 초기조건을 결정한다. 넷째로, 이렇게 마련된 기반을 바탕으로 여러 가지 편대 기동들을 위한 최적제어를 수행한다.

IV. 연구개발결과

위성 편대비행에 대한 동역학 모델을 기술하고, 그 모델을 바탕으로 여러 가지 위성 편대비행에 대한 궤도 설계를 하였다. 설계된 편대비행 궤도에 미치는 섭동력들을 조사하고, 각 섭동력이 설계된 편대비행에 주는 영향을 분석하였다. 이러한 섭동력의 영향을 줄이는 초기 조건을 결정하여 편대비행의 형태유지에 적용하였다. 우주임무에 알맞도록 위성 편대비행의 형태를 바꾸어 주기 위하여, 최적제어 이론을 토대로 여러 가지 편대 기동에 대한 기법을 제시하였으며 수치적인 시뮬레이션을 수행하였다.

V. 연구개발결과의 활용계획

우리나라가 소형위성을 개발하고 운용하는데 있어서, 효율적인 위성운용을 할 수 있는 연구의 토대를 마련할 수 있으며, 이를 바탕으로 우주임무의 더 우수한 성과를 이끌어 낼 수 있다. 우리나라가 위성 편대비행을 이용할 때, 더 고차원적인 과학임무와 지구관측 임무를 수행을 가능케 한다. 이러한 응용은 우주용 레이더, 지구관측 입체동영상 등에 쓰일 수 있기 때문에, 해양, 기상, 재해감시, 군사첩보, 우주과학 등 여러 분야에 이용될 수 있다.

S U M M A R Y

I. Research Title

Study on Control Systems for Satellite Formation Flying

II. Motivations and Objectives of the Research

The satellite formation flying is expected to have the advantages of lower launch cost, lower life-cycle cost, less susceptibility of the loss of individual satellite, etc. In addition, the technology can yield better resolution by using the interferometry, and better performance by continuous observations, and also can give three dimensional images. Hence, the satellite formation flying is an enabling technology for many aerospace applications. The objectives of this research are to perform fundamental research on the technology, and to develop new methods.

III. The Contents and Scope of the Research

To perform systematic investigation on satellite formation flying, the following contents and scope were considered. Firstly, orbital models are studied which are basics for satellite formation flying. Secondly, various orbital perturbations are studied and the effects on the formation flying are analyzed. Thirdly, appropriate initial conditions are determined for each formation flying. Fourthly, various fuel optimal maneuvers are investigated by using optimal control skills in order to reconfigure satellite formations.

IV. Research Results

For various satellite formation flyings, the orbital models were studied and designed. The sources of perturbations were explained, and their effects on each formation were analyzed. Using the knowledge of the perturbations, proper initial conditions for satellite formations were determined. Fuel optimal maneuvers for satellite formation reconfigurations were formulated. With numerical simulations, the characteristics of various reconfigurations were analyzed.

V. Applications of the Results

The results of this research can be basis on the satellite technology in Korea, and can be indirectly used as fundamental roles for satellite operations. When Korea develops satellites for formation flying, the results can be directly used to operate satellite formation flying; consequently, the results are important for various space applications in the future.

C O N T E N T S

Chapter 1. Introduction	12
Section 1. Necessity of research	12
Section 2. Goals of research and scope	13
Section 3. Contents of research	13
Chapter 2. Status of domestic & foreign research	15
Section 1. Research trends of formation flying satellite	15
Section 2. Research trends of optimization technique & dynamic model for satellite formation flying	18
Chapter 3. Results	20
Section 1. Development of dynamic model for satellite formation flying	20
Section 2. Analysis of perturbation effects and orbit design for satellite formation flying	28
Section 3. Determination of initial condition for formation keeping	58
Section 4. Satellite formation flying reconfiguration maneuver using optimal control theory	98
Chapter 4. Extent of goal attainments & contribution	129
Section 1. Technical aspects	129
Section 2. Economical · industrial aspects	129
Chapter 5. Plan for application of research results	130
Section 1. Application area	130
Section 2. Future work	130
Chapter 6. References	131

목 차

제 1 장 연구개발과제의 개요	12
제 1 절 연구개발의 필요성	12
제 2 절 연구개발의 목적 및 범위	13
제 3 절 연구개발의 내용	13
제 2 장 국내외 기술개발 현황	15
제 1 절 편대 비행 위성의 개발 동향	15
제 2 절 위성 편대 비행을 위한 동역학 개발 및 최적화 설계에 관한 개발 동향	18
제 3 장 연구개발수행내용 및 결과	20
제 1 절 위성 편대 비행을 위한 동역학 모델의 개발	20
제 2 절 위성 편대 비행을 위한 궤도 설계 및 섭동에 의한 영향 분석	28
제 3 절 위성 편대 비행에서의 형태 유지를 위한 초기 조건 결정	58
제 4 절 최적 제어 이론을 이용한 위성 편대 비행 기동(Maneuver) 연구	98
제 4 장 목표 달성도 및 관련분야에의 기여도	129
제 1 절 기술적 측면	129
제 2 절 경제·산업적 측면	129
제 5 장 연구개발결과의 활용 계획	130
제 1 절 활용 분야	130
제 2 절 향후 연구 계획	130
제 6 장 참고 문헌	131

표 목 차

표 4.1 크기조정기동에 사용된 매개변수	114
표 4.2 크기조정기동에 사용된 매개변수(sat #: 3)	118
표 4.3 크기조정기동에 사용된 매개변수($R_0 = 250m \rightarrow 1250m$)	120
표 4.4 표적조정기동에 사용된 매개변수($\gamma = 26.57^\circ \rightarrow 60^\circ$)	122
표 4.5 방향조정기동에 사용된 매개변수($\gamma = 26.57^\circ$)	124
표 4.6 방향조정기동에 사용된 매개변수($\gamma = 0^\circ$)	126
표 4.7 방향조정기동에 사용된 매개변수($\gamma = 0^\circ, \text{sat \#}:3$)	127

그림 목차

그림 1.1 위성간의 상대 좌표계	21
그림 2.1 동일 평면 편대 비행에서 지구 대기항력에 의한 섭동의 영향	38
그림 2.2 동일 평면 편대 비행에서 달의 중력에 의한 섭동의 영향	39
그림 2.3 동일 평면 편대 비행에서 태양의 중력에 의한 섭동의 영향	40
그림 2.4 동일 평면 편대 비행에서 태양복사압에 의한 섭동의 영향	41
그림 2.5 동일 평면 편대 비행에서 tesseral항에 의한 섭동의 영향	42
그림 2.6 동일 평면 편대 비행에서 섭동력의 종류에 따른 거리오차	43
그림 2.7 동일 지상 궤적 편대 비행에서 지구 대기항력에 의한 섭동의 영향	45
그림 2.8 동일 지상 궤적 편대 비행에서 달의 중력에 의한 섭동의 영향	46
그림 2.9 동일 지상 궤적 편대 비행에서 태양의 중력에 의한 섭동의 영향	47
그림 2.10 동일 지상 궤적 편대 비행에서 태양복사압에 의한 섭동의 영향	48
그림 2.11 동일 지상 궤적 편대 비행에서 tesseral항에 의한 섭동의 영향	49
그림 2.12 동일 지상 궤적 편대 비행에서 섭동력의 종류에 따른 거리오차	50
그림 2.13 반경 유지 편대 비행에서 지구 대기항력에 의한 섭동의 영향	51
그림 2.14 반경 유지 편대 비행에서 달의 중력에 의한 섭동의 영향	54
그림 2.15 반경 유지 편대 비행에서 태양의 중력에 의한 섭동의 영향	54
그림 2.16 반경 유지 편대 비행에서 태양복사압에 의한 섭동의 영향	55
그림 2.17 반경 유지 편대 비행에서 tessera항에 의한 섭동의 영향	56
그림 2.18 반경 유지 편대 비행에서 섭동력의 종류에 따른 거리오차	57
그림 2.19 투영반경유지편대(Vadali et al., 2000)	60
그림 2.20 주위성과 부위성의 평균각속도(Vadali et al., 2000)	63
그림 3.3 (a) Hill's IC (Initial Condition)만을 사용한 경우, (b)구속조건 적용한 경우	74
그림 3.4 (a) 비선형성과 이심률 둘 다 보정, (b) 구속조건 적용	77
그림 3.5 일 때 비선형성과 이심률보정	77
그림 3.6 (a) Hill's IC, (b) 비선형성 보정, (c) 이심률 보정, (d) 둘 다 보정	79
그림 3.7 (a) Hill's IC, (b) 비선형성 보정, (c) 이심률 보정, (d) 둘 다 보정	80
그림 3.8 (a) Hill's IC, (b) 비선형성 보정, (c) 이심률 보정, (d) 둘 다 보정	82
그림 3.9 (a) Hill's IC, (b) 비선형성 보정, (c) 이심률 보정, (d) 둘 다 보정	83
그림 3.10 (a) Hill's IC, (b) 비선형성 보정, (c) 이심률 보정, (d) 둘 다 보정	85
그림 3.11 (a) Hill's IC, (b) 비선형성 보정, (c) 이심률 보정, (d) 둘 다 보정	86
그림 3.12 (a) Hill's IC, (b) 비선형성 보정, (c) 이심률 보정, (d) 둘 다 보정	88
그림 3.13 (a) Hill's IC, (b) 비선형성 보정, (c) 이심률 보정, (d) 둘 다 보정	89
그림 3.14 (a) Hill's IC, (b) 비선형성 보정, (c) 이심률 보정, (d) 둘 다 보정	91
그림 3.15 (a) Hill's IC, (b) 비선형성 보정, (c) 이심률 보정, (d) 둘 다 보정	92
그림 3.16 (a) Hill's IC, (b) 비선형성 보정, (c) 이심률 보정, (d) 둘 다 보정	94

그림 3.17 (a) Hill's IC, (b) 비선형성 보정, (c) 이심률 보정, (d) 둘 다 보정	95
그림 3.18 (a) 비선형성과 이심률 보정, (b) 구속조건적용	96
그림 4.1 가 P/2일 때 Hill's frame의 중심에서 인 타원까지의 기동	115
그림 4.2 가 2P/3일 때 Hill's frame의 중심에서 인 타원까지의 기동	116
그림 4.3 가 P일 때 Hill's frame의 중심에서 인 타원까지의 기동	117
그림 4.4 가 P/2일 때 Hill's frame의 중심에서 인 타원까지의 기동	119
그림 4.5 가 P/2일 때 가 인 타원에서 인 타원까지의 기동	121
그림 4.6 가 P/2일 때 가 26.57°에서 60°까지의 변화를 나타내는 기동	123
그림 4.7 가 P/3일 때 타원상의 한 점에서 Hill's frame의 원점을 중심으로 120° 이동하는 기동	125
그림 4.8 가 P/3일 때 y-z평면에 위치한 원상의 한 점에서 Hill's frame의 원점을 중심으로 120° 이동하는 기동	126
그림 4.9 가 P/3일 때 y-z평면에 위치한 원상의 한 점에서 Hill's frame의 원점을 중심으로 세 개의 위성이 120° 이동하는 기동	127

제 1 장 연구개발과제의 개요

제 1 절 연구개발의 필요성

인공위성의 편대 비행(satellite formation flying)은 여러 대의 위성이 하나의 군(cluster)을 이루어 지구궤도나 우주공간상에서 임무를 수행하도록 하는 방법을 말한다. 이러한 위성의 군들은 함께 하나의 임무를 수행하기 때문에 많은 장점을 가지고 있다. 먼저 경제적인 면을 살펴보면, 하나의 대형위성이 수행할 임무를 여러 개의 소형위성에 분산시킴으로써 임무비용과 발사비용을 절감하는 효과를 가져 올 수 있으며, 한대의 위성에 이상이 생기더라도 다른 위성으로 대체시킴으로써 임무 실패의 위험도 줄일 수 있다 (Schweighart, 2001). 또한, 임무 수행면에서는 우주공간상에서 간섭계를 이용한 VLBI (Very Long Baseline Interferometry) 구현이 가능하여 높은 해상도의 관측 데이터를 얻을 수 있으며, 짧은 시간동안 지상의 동일한 지점을 연속적으로 관측하므로 시간의 경과에 따른 관측대상의 변화를 효율적으로 감지하는 것이 가능할 뿐만 아니라 지상의 동일한 지점을 서로 다른 각도에서 관측하여 3차원 입체 영상의 획득도 가능하게 한다. 이와 같이, 위성편대비행 기술은 기술적이나 경제적인 문제로 제약을 받아왔던 기존의 우주산업 분야를 한 차원 끌어올릴 수 있는 획기적인 기술로 인식되고 있는 실정이다. 이러한 장점들로 인해 세계 각국에서는 TechSat 21(Technology Satellite of the 21st Century), ST-3(The StarLight Interferometry), ST-5(Nanosat Constellation Trailblazer), GRACE(Gravity Recovery and Climate Experiment), TPF(Terrestrial Planet Finder)등과 같이 편대비행기술을 이용한 계획들이 활발히 추진되고 있으며, 보다 나은 기술 개발을 위한 연구도 활발히 진행되고 있다. 우리나라에서도 소형위성개발 능력을 확충함에 따라 앞으로 여러 기의 과학기술위성과 초소형위성을 개발할 것이다. 따라서 우리나라에서도 이러한 추세에 발맞추기 위해 위성편대비행 기술에 대한 연구가 반드시 필요하며, 다양한 우주임무를 더 효율적으로 운용할 수 있는 방법을 제시하는 편대비행의 기술개발이 요구된다. 이에 본 연구에서는 현재 진행 중인 세계 각국의 편대비행 임무의 현황과 연구방향에 대한 조사를 통해 앞으로 진행되어야 할 연구 분야에 대한 인식을 확립하고, 그 기반이 되는 연구를 수행하였다.

제 2 절 연구개발의 목적 및 범위

본 연구는 위성 편대비행에 대한 우리나라의 역량을 확보하기 위해서, 편대비행에 대한 기초연구를 수행하고 더 나아가 그 활용방법을 제시하고자 한다. 이 분야에 대한 위성 편대비행에 대한 일련의 종합적인 연구를 위해서 다음과 같은 연구범위를 설정하였다. 첫째로, 위성 편대비행 연구의 기본이 되는 편대비행의 동역학 모델을 개발한다. 둘째로, 위성 편대비행의 종류와 임무에 따라 편대비행에 대한 섭동(perturbation)의 영향을 분석한다. 셋째로, 섭동력에 대한 정보를 토대로 임무를 수행하기 위한 편대비행의 초기조건을 결정한다. 넷째로, 이렇게 마련된 기반을 바탕으로 여러 가지 편대 기동들을 위한 제어(control)를 수행한다. 편대 기동에 대한 제어값을 구하는 과정은 최적제어 이론을 기반으로 수행되었으며, 이로부터 얻은 결과는 위성 편대 비행 임무 계획 수립 단계에서 연료량을 선정하는 기준이 될 뿐만 아니라, 기동의 가능 여부도 확인할 수 있는 자료로 활용될 수 있을 것이다.

제 3 절 연구개발의 내용

1. 위성 편대비행의 동역학 모델

위성 편대 비행에서 가장 기본이 되는 것은 군집을 이루는 위성간의 상대적인 운동을 기술하는 동역학 모델이라고 할 수 있다. 위성 편대 비행 임무 수행을 위한 궤도 형태는 임무의 성격에 따라 다양한 구성이 가능 하지만, 대표적으로는 크게 동일평면(In-plane), 동일지상궤적(In-track), 반경유지(Circular), 투영반경유지(Projected Circular)의 경우로 나누어 볼 수 있다. 먼저 궤도역학을 이용하여 Hill 방정식을 설명하고, 이 방정식을 이용하여 편대비행의 궤도 형태에 대한 조건을 살펴본다. 이를 바탕으로 우주임무에 따른 다양한 편대비행 동역학 모델을 개발하고자 한다.

2. 위성 편대비행을 위한 궤도 설계 및 섭동에 의한 영향 분석

편대비행의 궤도 설계는 일반적으로는 Hill 방정식을 사용하여 기술하게 되지만, 이

식은 그 유도 과정에서 기준 궤도 위성의 운동을 원궤도로 가정하였을 뿐만 아니라, 기준궤도에 영향을 미치는 여러 섭동요인들을 고려하지 않고 간략화 시킨 것으로, 기준궤도가 이심률을 가진 타원이거나 장기간 위성을 운용하게 될 경우, 그 오차는 점점 커지게 된다. 따라서, 본 연구에서는 Hill 방정식의 사용에 따른 오차요인을 가늠해 보기 위하여, 위성 편대 비행 임무를 수행하기 위한 여러 궤도를 설계해 보고, 해석적 방법으로 구한 초기 궤도 요소를 수치적 방법으로 적분하여 실제 운용 시에는 각각의 궤도에 어떠한 섭동력들이 영향을 미치는지 살펴보고자 한다.

3. 위성 편대비행의 형태유지를 위한 초기조건 결정

위성 편대는 그 형태와 초기조건에 따라 여러 가지 섭동의 영향을 받게 되고 위성간의 상대적인 거리 오차는 시간이 지남에 따라 점점 커지게 된다. 이러한 거리오차의 증가는 이를 보정하기 위한 제어의 빈도수를 높이게 되므로 결국에는 연료의 소모량을 늘림으로써 전체 임무수행의 수명을 단축시킬 뿐만 아니라 운용의 효율성에도 커다란 장애를 초래하게 된다. 그러므로 섭동의 영향으로 인한 위성간의 거리오차를 최대한 줄일 수 있는 초기 조건의 선정은 지속적으로 동일한 위성간의 상대위치를 유지하도록 함으로써 편대 비행 임무 수행기간을 연장하고 효율성을 증대시키기 위한 필수 조건이라고 할 수 있다. 따라서 본 연구에서는 섭동의 영향을 최소로 받기 위한 위성 편대의 초기 조건을 분석하고자 한다.

4. 최적 제어 이론을 이용한 위성 편대비행 기동(Maneuver)

위성 편대 비행 기술을 이용하면 우주 공간상에서 간섭계를 이용한 관측이 가능하게 된다. 이 경우, 관측 대상을 변경하거나 해상도를 높이기 위해서는 편대를 이루는 위성간의 상대적 거리를 변경하거나 편대가 지향하는 방향을 바꿔주는 재배치 기동이 반드시 필요하다. 위성 편대 비행은 임무의 성격에 따라 편대를 구성하는 위성의 모양이나 특성이 각기 다를 수 있으며, 이러한 특성은 재배치 기동 시에도 많은 영향을 미치게 된다. 최소의 연료를 사용하여 원하는 편대의 형상을 바꾸는 것이 가장 중요하다고 할 수 있으며, 이를 위해서는 최적화 문제를 적용해야 한다. 다양한 위성편대 기동에 관한 연구를 최적화 이론을 적용하여 수행하고자 한다.

제 2 장 국내외 기술개발 현황

제 1 절 편대 비행 위성의 개발 동향

소형위성 편대 비행 기술은 현재 세계 여러 나라에서 많은 연구가 진행되고 있다. 특히, NASA와 미공군에서는 TechSat 21 프로그램의 일환으로 여러 대학에서 편대 비행을 검증하기 위한 위성 개발에 박차를 가하고 있고, 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 우주 간섭계 프로그램을 주관하여 앞으로의 우주 탐사 기술에 있어서 새로운 개념을 정립하고 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-3 계획이 2011년 발사를 목표로 하여 계획되고 있으며, 이러한 기술이 인증되면 이를 바탕으로 7개의 위성을 통한 Darwin 편대비행을 수행할 예정이다. 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 요구된다. 더불어 정밀한 편대비행을 위해서 여러 가지 센서를 개발하고 있다. 특히 반송파 보정 위성 항법 시스템을 이용하여 상대거리가 센티미터 단위까지 정밀도를 높이는 연구가 상당수 진행 중에 있다. 그리고 위성체간 통신 링크를 통한 상대거리 제어에도 많이 관심을 가지고 있다. 또한 편대비행 기술은 전략적 위성군 형성 기술, 소구경 안테나, 나노 위성의 부분적 위성군 형성, 위성을 이용한 서비스 및 검사 기능 확립을 포함한 유연한 발사 서비스 확보 가능 측면에서 우주 탐사의 새로운 장을 제공할 것으로 기대하고 있다.

가. TechSat 21

TechSat 21 임무는 AFRL(Air Force Research Laboratory)이 주관하여 최종적으로 2010년까지 고도 약 800km의 상공에서 8개의 위성이 하나의 편대를 이루며, 7개의 궤도면에 총 35개의 편대군을 형성하여 전지구의 모든 영역에서 GMTI(Ground Moving Target Indication)와 합성개구레이더(SAR, Synthetic Aperture Radar)영상의 획득을 가능하게 해주는 계획이다(Martin et al, 1999). 초기 계획으로는 3개의 위성을 발사하여 하나의 편대를 이루도록 하고, 여러 기동을 통해 궤도를 변경함으로써 본래 계획의 실현 가능여부와 다른 임무의 응용 가능성을 시험하게 된다. 초기 시험 계획에서의 위성 질량은 129.4kg이며 고도는 약 600km, 위성 편대의 크기는 약 500m 정도로 본 계획과는 약간의 차이를 보인다. 주 추진 시스템으로는 PPTs(Pulse Plasma Thrusters)를 사용하여 비추력을 높임으로써 연료의 사용량을 줄이고 전기 에너지에 대한 의존도를 높였다. 전체적인 추진 시스템은 두개의 큰 PPT와 10개의 작은 PPT를 장착하며 총 질량은 8.2kg으로 위성체의 전체 질량에 비해 아주 작은 값을 가진다(Martin et al, 1999).

나. ST-3 (Space Technology 3)

ST-3 계획은 편대비행과 광학 간섭계를 검증하기 위한 계획이며, 2005년에 발사에정으로 있다. 이 계획을 통해 광학 간섭계를 검증함으로써 TPF(Terrestrial Planet Finder) 기술을 가능하게 할 것이고, ST-3에 관련된 하드웨어와 소프트웨어 기술은SIM(Space Interferometry Mission)을 수행하는데 기반 기술이 될 것으로 예상되고 있다.

임무가 시작되면 ST-3의 두기의 위성은 구조적으로 연결되게 된다. 이 기간 동안 위성은 하나의 고정된 간섭계로써 모든 간섭시스템을 시험 하게 될 것이다. 이 시험이 끝나면 두 위성을 고정하는 트러스가 분리되고, 50m에서 1km까지 상대적인 거리를 편대 비행할 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. 간섭 위상동안 두 개의 위성은 편대비행을 하면서 각각 포물선 초점과 포물선면을 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.

다. TPF (Terrestrial Planet Finder)

TPF계획은 태양계로부터 약 5~15 parsec 내의 거리에 위치한 200여개의 태양형태의 별을 관측함으로써 별 주위를 돌고 있는 행성들의 존재 유무와 특징들을 조사하기 위한 것이다.

라. LISA (Laser Interferometry Space Antenna)

LISA 임무는 중력파의 존재를 관찰하고 증명하기 위한 계획으로 거대한 블랙홀과 10^{-4} - 10^{-1} Hz 중간 주파수의 중력파를 방출하는 별들을 관측하게 된다. 이러한 주파수 범위에 있는 별들은 지상의 관측만으로는 중력 노이즈의 차단이 힘들고, 큰 기저선을 가진 간섭계의 구현이 어렵기 때문에 우주공간상의 간섭계 구성이 반드시 필요하다. LISA는 3개의 위성이 편대를 이루는 형태이며, 각각의 거리가 500만 km에 이르는 정삼각형을 이룬 상태에서 1AU의 반경으로 태양을 돌게 된다. 태양을 한번 공전할 때마다 세 위성은 자체회전을 하게 된다.

마. MAXIM (Micro Arcsecond X-ray Imaging Mission)

MAXIM 계획은 X선 간섭계를 사용하여 블랙홀을 관측함으로써 블랙홀의 형상화와 상대성 이론검증 및 중력에 대한 보다 상세한 연구 등을 포함하기 위한 계획으로 약 100 micro arcsec의 분해능을 가진 망원경을 장착하게 된다. 임무는 대략적으로 2025년경에 가시화될 것이고, 32개의 위성이 200m의 직경을 유지하게 된다. 중앙에는 하나의 위성체가 10km 아래에는 X-ray 신호를 조합하고 감지기에 초점을 맞추는 역할을 하게 된다.

바. SPECS (Submillimeter Probe of the Evolution of the Cosmic Structure)

SPECS의 주요한 목적은 균일한 초기 우주의 복잡한 구조를 조사하고 역사적 과정을 이

해하기 위해 무한한 관측 기준을 주는 것이다. 대략 2020년대에 L2궤도로 발사될 SPECS 개념은 간섭계를 개발시켜서 고해상도로 밀리미터 이하의 파장범위를 조사하는 것이다.

제 2 절

위성 편대 비행을 위한 동역학 개발 및 최적화 설계에 관한 개발 동향

위성 편대 비행에서 가장 기본이 되는 것은 군집을 이루는 위성간의 상대적인 운동을 기술하는 동역학 모델이라고 할 수 있다. 위성 편대 비행은 임무의 목적에 따라 다양한 군집 형태를 이루게 되며, 이에 부합하는 궤도를 설계하기 위해서는 정밀한 동역학 모델의 개발이 반드시 수반되어야 한다. 일반적으로는 Hill 방정식(Hill, 1878)이라고 알려진 식을 이용하지만, 이 식은 유도 과정에서 기준 궤도 위성의 운동을 원궤도로 가정하였을 뿐만 아니라 기준궤도에 영향을 미치는 여러 섭동 요인들을 고려하지 않고 간략화 시킨 것으로, 기준 궤도가 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(Inalhan, 2002, Koji Yamanaka, 2002)이나 기준 궤도 위성의 J2섭동에 의한 영향을 고려한 모델(Wiesel, 2002, Wang, 2001, Schweighart, 2001) 그리고 기준 궤도 위성의 섭동과 이심률을 모두 고려한 모델(Gim, 2001)개발에 관한 연구가 이미 상당한 진전을 보이고 있다. 이와 같이 수정된 모델을 기반으로 한 궤도 요소의 초기치 산정은 임무 수행중에 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 기준 궤도 위성에 대한 상대적인 운동이 시간의 경과에 따라 주기성을 가지도록 하기 위한 조건들을 제시함으로써 제어에 필요한 연료의 소모량을 줄이는 연구(Inalhan, 2002)나 J2섭동에 의한 영향을 받지 않도록 하는 궤도 설계에 관한 연구(Schaub, 2001), 그리고, 지상에서 관측했을 때, 기준 위성을 중심으로 일정한 반경을 유

지하도록 편대를 구성하는 연구도 많이 이루어지고 있다(Chichka, 2001).

동역학 모델의 개발 외에도 기존에 사용되던 모델의 섭동에 의한 오차의 정도를 가늠하는 연구도 수행되고 있는데(Alfriend, 2000), 이는 임무 수행 기간 동안 요구되는 연료량을 산정하는 기준이 된다. 또한, 위성 편대 비행은 임무의 성격에 따라 편대의 상대적인 위치 및 형상을 재배치하여 성능을 향상 시키거나 다른 임무로의 전환이 가능하다는 장점을 가지고 있는데, 이러한 재배치 기동(Reconfiguration Maneuver)에서는 소모되는 연료의 양을 최소화 하는 것이 최대의 관건이라고 할 수 있다(Wang, 1999). 이러한 최적화 문제를 적용하기 위해서는 연료의 최소화뿐만 아니라, 연료의 소모율을 고르게 하도록 함으로써, 임무가 끝날 때 까지 모든 위성의 수명이 같도록 고려한 연구도 이루어지고 있다.(Beard, 2000) 또한, 광학 간섭계를 이용한 관측을 하기 위해서는 편대를 구성하는 위성이 서로 같은 방향을 지향하도록 하여야 하므로, 각각 위성들의 자세 동기화가 이루어져야 한다(Lawton, 2003, Wang, 1999).

최근에는, 편대를 구성하고 있는 각각의 위성이 서로 근접한 거리에 있을 경우, 추력기의 영향으로 발생할 수 있는 물리적 고장요인을 방지하는 방법이 연구되고 있으며(Richards, 2002), 이러한 추력기에 의한 영향을 없애기 위해, 전자기력을 이용하여 일정 간격을 유지하도록 하는 방법도 연구되고 있다(Kong, 2002).

제 3 장 연구개발수행내용 및 결과

제 1 절

위성 편대 비행을 위한 동역학 모델의 개발

앞서 본 연구의 개요에서 살펴보았듯이, 위성 편대 비행(Satellite Formation Flying)은 그 응용 분야가 다양하고, 경제적인 면에서도 하나의 대형 위성을 쏘아 올리는 것 보다 비용면에서 절약 효과를 볼 수 있기 때문에 미래 우주산업의 핵심 기술로 각광을 받고 있는 실정이다. 그러나 아직까지는 초기 연구 개발 단계에 있으며, 많은 테스트 과정을 통해 안정된 기술로 자리 잡기 위한 검증 절차가 필요한 분야이다. 이러한 위성 편대 비행 임무를 수행하기 위해서는, 가장 기본이 되는 동역학 방정식의 개발, 섭동에 의한 영향 분석, 최적 제어 이론의 확립과 같은 과제 해결이 반드시 수반되어야 한다.

본 절에서는 위성간의 상대운동을 나타내는 Hill 방정식에 대하여 자세히 살펴보고 이를 바탕으로 가능한 위성 편대 궤도를 설계해 보았다. 편대 궤도의 형태는 크게 동일 평면 편대 비행(In plane formation flying), 동일 지상 궤적 편대 비행(In track formation flying), 반경 유지 편대 비행(Circular formation flying), 투영 반경 유지 편대 비행(Projected circular formation flying)으로 구분하였다. 이중, 동일 평면 형상은 편대 비행을 형성하는 가장 간단한 형태의 궤도로, 기준이 되는 위성과 편대를 구성하는 위성들은 같은 평면상에서 일정 거리를 유지하는 형상을 이룬다. 이 궤도에서는 기준이 되는 위성과 편대를 구성하는 위성이 진근점각(true anomaly)의 차이만을 보일뿐 나머지 궤도요소는 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 지상궤적을 지나도록 하는 형태의 편대 비행이다. 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 적경의 차이를 고려하여 지구 자전에 의한 효

과가 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. 반경 유지 형상은 기준이 되는 위성을 중심으로 일정한 반경 내에서 군집을 이루도록 하는 방식의 편대 비행이다. 투영 반경 유지 형상은 한 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.

1. 동역학 모델

Hill 방정식은 원궤도라는 가정과 섭동의 영향을 고려하지 않는 상태에서 주기적으로 상대적인 운동을 하게 하는 초기조건을 제공한다. 그러므로 먼저 두 대의 위성 간의 상대적 거리의 운동을 기술하는 방정식, 즉 Hill 방정식을 유도해보도록 한다. 방정식을 유도하기 위해서 주위성과 부위성의 상대적인 좌표계에 RWS 좌표계를 사용하도록 한다. R 축은 거리벡터 방향, S 축은 국부수평방향과 평행한 속도 벡터 방향, 그리고 W 축은 위성의 궤도 평면에 대해 수직인 방향이고 x, y, z 는 RWS 의 각각에 대한 성분이다. 유도는 Ref. (Vallado, 1997)의 과정을 따랐다.

그림 1.1에서처럼 주위성을 target이라 하고 부위성을 interceptor라고 할 때 두 위성의 운동방정식은 각각 식 (1-1), (1-2)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\ddot{\vec{r}}_{tgt} = -\frac{\mu \vec{r}_{tgt}}{r_{tgt}^3} \quad (1-1)$$

$$\ddot{\vec{r}}_{int} = -\frac{\mu \vec{r}_{int}}{r_{int}^3} + \vec{F}_{thrust} \quad (1-2)$$

주위성과 부위성의 상대적인 거리 벡터 \vec{r}_{rel} 을

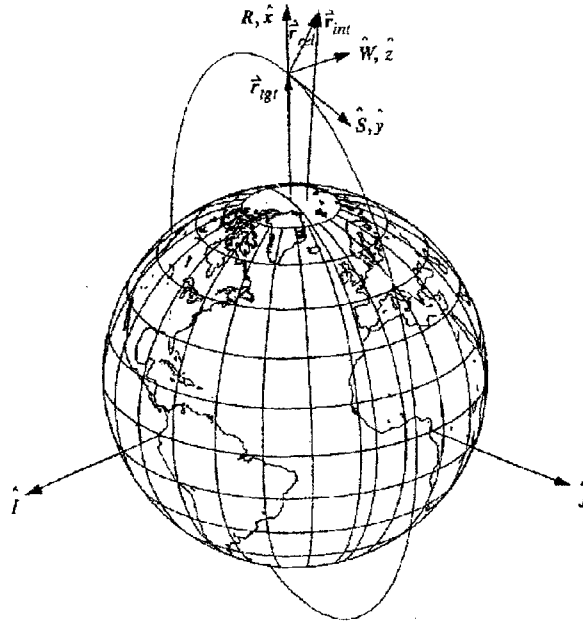


그림 1.1 위성간의 상대 좌표계

$$\vec{r}_{rel} = \vec{r}_{int} - \vec{r}_{tgt} \quad (1-3)$$

와 같이 정의하면 이에 대한 운동방정식은 식 (1-2)와 식 (1-1)을 이용하여 식 (1-4)와 같이 나타낼 수 있다.

$$\ddot{\vec{r}}_{rel} = \ddot{\vec{r}}_{int} - \ddot{\vec{r}}_{tgt}$$

$$\ddot{\vec{r}}_{rel} = -\frac{\mu r_{int}}{r_{int}^3} + \vec{F}_{thrust} + \frac{\mu r_{tgt}}{r_{tgt}^3} \quad (1-4)$$

식 (1-4)에서 첫 번째 항을 계산하기 위하여 interceptor의 거리벡터에 관한 식으로 정리하자.

$$\vec{r}_{int} = \vec{r}_{tgt} + \vec{r}_{rel} \quad (1-5)$$

그 다음 크기의 세제곱으로 나누어 정리하도록 한다.

$$\begin{aligned}\frac{\vec{r}_{int}}{r_{int}^3} &= \frac{\vec{r}_{tgt} + \vec{r}_{rel}}{(r_{tgt}^2 + 2\vec{r}_{tgt} \cdot \vec{r}_{rel} + r_{rel}^2)^{3/2}} \\ \frac{\vec{r}_{int}}{r_{int}^3} &= \frac{\vec{r}_{tgt} + \vec{r}_{rel}}{r_{tgt}^3} \left\{ \frac{1}{\left(1 + \frac{2\vec{r}_{tgt} \cdot \vec{r}_{rel}}{r_{tgt}^2}\right)^{3/2}} \right\}\end{aligned}\quad (1-6)$$

오른쪽 항을 급수형태로 전개시키면 아래와 같다.

$$\frac{\vec{r}_{int}}{r_{int}^3} = \frac{\vec{r}_{tgt} + \vec{r}_{rel}}{r_{tgt}^3} \left\{ 1 - \frac{3}{2} \left(\frac{2\vec{r}_{tgt} \cdot \vec{r}_{rel}}{r_{tgt}^2} \right) + \dots \right\} \quad (1-7)$$

그 다음 위식을 (1-4)식에 대입해 정리하도록 하자.

$$\begin{aligned}\ddot{\vec{r}}_{rel} &= -\mu \left[\frac{\vec{r}_{tgt} + \vec{r}_{rel}}{r_{tgt}^3} \left\{ 1 - \frac{3}{2} \left(\frac{2\vec{r}_{tgt} \cdot \vec{r}_{rel}}{r_{tgt}^2} \right) + \dots \right\} \right] + \vec{F}_{thrust} + \frac{\mu \vec{r}_{tgt}}{r_{tgt}^3} \\ \ddot{\vec{r}}_{rel} &= -\frac{\mu}{r_{tgt}^3} \left\{ -\frac{3\vec{r}_{tgt}}{2} \left(\frac{2\vec{r}_{tgt} \cdot \vec{r}_{rel}}{r_{tgt}^2} \right) + \vec{r}_{rel} - \frac{3\vec{r}_{rel}}{2} \left(\frac{2\vec{r}_{tgt} \cdot \vec{r}_{rel}}{r_{tgt}^2} \right) \right\} + \vec{F}_{thrust}\end{aligned}\quad (1-8)$$

위의 식에서 세 번째 항인 \vec{r}_{rel} 과의 곱이 매우 작은 값이라 가정하면 위식은 아래와 같이 간단한 식으로 나타나게 된다.

$$\ddot{\vec{r}}_{rel} = -\frac{\mu}{r_{tgt}^3} \left\{ -\frac{3\vec{r}_{tgt}}{2} \left(\frac{2\vec{r}_{tgt} \cdot \vec{r}_{rel}}{r_{tgt}^2} \right) + \vec{r}_{rel} \right\} + \vec{F}_{thrust} \quad (1-9)$$

그 다음 이 식을 주위성 즉, target의 방향인 단위벡터 \hat{R} 에 대한 식으로 전개하면 결과적으로 주위성과 부위성간의 상대적인 운동 방정식은 식 (1-10)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\ddot{\vec{r}}_{rel} = -\frac{\mu}{r_{tgt}^3} \left\{ -3x\hat{R} + \vec{r}_{rel} \right\} + \vec{F}_{thrust} \quad (1-10)$$

그러나 실제 두 위성의 상대 좌표계는 회전하는 좌표계이므로 관성계에서 표현되는 (1-10)식은 회전좌표계로의 변환이 필요하다. 그러므로 아래의 회전좌표계와 관성좌표계의 관계를 이용하여 회전좌표계에서의 운동방정식을 구해보도록 한다.

$$\ddot{\vec{r}}_I = \ddot{\vec{r}}_R + \dot{\vec{w}}_R \times \vec{r}_R + 2\vec{w}_R \times \dot{\vec{r}}_R + \vec{w}_R \times (\vec{w}_R \times \vec{r}_R) \quad (1-11)$$

$$\ddot{\vec{r}}_R = \ddot{\vec{r}}_I - \dot{\vec{w}}_R \times \vec{r}_R - 2\vec{w}_R \times \dot{\vec{r}}_R - \vec{w}_R \times (\vec{w}_R \times \vec{r}_R) \quad (1-12)$$

식 (1-10)을 위식에 대입하면 (1-13)식을 얻을 수 있다.

$$\ddot{\vec{r}}_{rel_e} = \ddot{\vec{r}}_{rel_i} + \dot{\vec{w}}_R \times \vec{r}_{rel} - 2\vec{w}_R \times \dot{\vec{r}}_{rel} - \vec{w}_R \times (\vec{w}_R \times \vec{r}_{rel}) \quad (1-13)$$

$$w = \sqrt{\frac{\mu}{r_{tgt}^3}}$$

(w : 주위성의 평균 궤도 각속도)

각각의 항들을 계산하면

$$\dot{\vec{w}}_R \times \vec{r}_{rel} = \begin{bmatrix} \hat{R} & \hat{S} & \hat{W} \\ 0 & 0 & \dot{w} \\ x & y & z \end{bmatrix} = -\dot{w}y\hat{R} + \dot{w}x\hat{S} \quad (1-14)$$

$$\vec{w}_R \times \dot{\vec{r}}_{rel} = \begin{bmatrix} \hat{R} & \hat{S} & \hat{W} \\ 0 & 0 & \dot{w} \\ \dot{x} & \dot{y} & \dot{z} \end{bmatrix} = -\dot{w}y\hat{R} + \dot{w}x\hat{S} \quad (1-15)$$

$$\begin{aligned} \vec{w}_R \times (\vec{w}_R \times \vec{r}_{rel}) &= \vec{w} \times \begin{bmatrix} \hat{R} & \hat{S} & \hat{W} \\ 0 & 0 & w \\ x & y & z \end{bmatrix} = \vec{w} \times (-wy\hat{R} + wx\hat{S}) \\ &= \begin{bmatrix} \hat{R} & \hat{S} & \hat{W} \\ 0 & 0 & w \\ -wy & wx & 0 \end{bmatrix} = -w^2x(\hat{R} - w^2y\hat{S}) \end{aligned} \quad (1-16)$$

와 같고 이 값들을 (1-13)식에 대입하여 구한 두 위성간의 상대적인 운동방정식은 아래와 같다.

$$\begin{aligned} \ddot{\vec{r}}_{rel_k} = & -\frac{\mu}{r_{tgt}^3} \{ \vec{r}_{rel} - 3x\hat{R} \} + \vec{F}_{thrust} + \dot{w}y\hat{R} - \dot{w}y\hat{S} - 2(-wy\hat{R} + wx\hat{S}) \\ & + w^2x\hat{R} + w^2y\hat{S} \end{aligned} \quad (1-17)$$

위성의 궤도를 원궤도로 가정하면 첫 번째 항은 w^2 으로 간단히 나타낼 수 있고 $\dot{w} = 0$ 이다. 그리하여 최종적인 운동방정식은 다음과 같다.

$$\ddot{\vec{r}}_{rel_k} = -w^2 \{ x\hat{R} + y\hat{S} + z\hat{W} - 3x\hat{R} \} + \vec{F}_{thrust} + 2wy\hat{R} - 2wx\hat{S} + w^2x\hat{S} + w^2y\hat{S} \quad (1-18)$$

\vec{F}_{thrust} 을 f_i 라 하고 x, y, z 각각의 항으로 기술하면 (1-19)의 식으로 나타낼 수 있는데 이 운동방정식이 바로 Hill 방정식 또는 Clohessy-Wilshire 방정식 이라 불리는 운동방정식이다.

$$\begin{aligned} \ddot{x} - 2w\dot{y} - 3w^2x &= f_x \\ \ddot{y} + 2w\dot{x} &= f_y \\ \ddot{z} + w^2z &= f_z \end{aligned} \quad (1-19)$$

이러한 Hill 방정식 그 유도 과정에서도 살펴보았듯이, 기준궤도 위성의 운동을 원궤도로 가정하였을 뿐만 아니라, 기준궤도에 영향을 미치는 여러 섭동요인들을 고려하지 않고 간략화 시킨 것으로, 기준궤도가 이심률을 가진 타원이거나 장기간 위성을 운용하게 될 경우, 그 오차는 점점 커지게 된다.

2. 궤도 설계

위성 편대 비행 임무 수행을 위한 궤도 설계는 임무의 성격에 따라 여러 가지로 나

누어 볼 수 있으며, 편대를 구성하는 위성의 개수도 사용자의 요구에 따라 조절이 가능하다. 본 연구에서는 그 중에서도 크게 동일 평면 편대(In-plane formation), 동일 지상 궤적 편대(In-track formation), 반경 유지 편대(Circular formation), 투영 반경 유지 편대(Projected Circular formation)의 경우로 나누어 각각의 경우에 해당하는 제한 조건을 제시하였다.

가. 동일 평면 편대 비행 (In-Plane Formation)

동일 평면 편대 비행은 기준이 되는 위성과 같은 평면상에서 일정 거리를 유지하면서 편대를 이루는 궤도로 가장 간단한 형태를 띠는 경우다. 이 경우 Hill 방정식의 해는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} x(t) &= 0 \\ y(t) &= y_0 \\ z(t) &= 0 \end{aligned} \tag{1-20}$$

여기서 y_0 값은 기준 위성으로부터 동일 평면상에서 떨어진 정도를 나타내며, 기준 궤도가 원궤도라는 가정하에 평균 근점각(Mean anomaly)의 차이로 바꾸면 다음과 같다.

$$\Delta M = y_0/a \tag{1-21}$$

나. 동일 지상 궤적 편대 비행 (In-Track Formation)

동일 지상 궤적 편대 비행은 승교점의 적경 값을 다르게 하여 위성간의 궤도면은 다르지만 같은 ground track을 지나도록 한 형태이다. 여기서는 지구의 자전에 의한 효과를 고려해야 하므로, 승교점 적경(Ω)의 차이가 생기게 된다. 이 경우 Hill 방정식의 해는 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
x(t) &= 0 \\
y(t) &= y_0 \\
z(t) &= -(\omega_e/n)y_0 \sin i \cos nt
\end{aligned}
\tag{1-22}$$

기준 위성과의 궤도 요소의 차이는 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
\Delta M &= y_0/a \\
\Delta \Omega &= \omega_e \Delta t = z_0/a \sin i \\
z_0 &= -(\omega_e/n)y_0 \sin i
\end{aligned}
\tag{1-23}$$

다. 반경 유지 편대 비행 (Circular Formation)

반경 유지 편대 비행은 기준이 되는 위성을 중심으로 일정한 반경내에서 군집을 이루도록 하는 방식의 편대 비행으로 다음과 같은 제한 조건을 가진다.

$$x^2 + y^2 + z^2 = r^2 \tag{1-24}$$

이러한 제한조건으로부터 구한 각 초기치의 관계식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
\dot{y}_0 &= -2nx_0 \\
y_0 &= 2\dot{x}_0/n \\
z_0 &= \pm\sqrt{3}x_0 \\
\dot{z}_0 &= \pm\sqrt{3}\dot{x}_0 \\
x_0 &= (r/2) \cos \Theta \\
\dot{x}_0 &= -(rn/2) \sin \Theta
\end{aligned}
\tag{1-25}$$

라. 투영 반경 유지 편대 비행 (Projected Circular Formation)

투영 반경 유지 편대 비행은 y - z 평면상에 투영시킨 위성 편대의 형태가 일정한 반경을 유지하도록 하는 형태이며, 이는 지상에서 보았을 때, 기준 위성을 중심으로 위성의 군집이 일정한 간격을 유지하는 형태를 띠게 된다. 따라서, 고해상도의 관측 영상을 얻기 위한 간섭계의 설계가 가능하다. 이 경우는 다음과 같은 제한 조건을 가진다.

$$y^2 + z^2 = r^2 \quad (1-26)$$

반경 유지 편대 비행의 경우와 마찬가지로 방법으로 초기치의 관계식을 구하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \dot{y}_0 &= -2nx_0 \\ y_0 &= 2\dot{x}_0/n \\ z_0 &= \pm 2x_0 \\ \dot{z}_0 &= \pm 2\dot{x}_0 \\ x_0 &= (r/2)\cos\theta \\ \dot{x}_0 &= -(m/2)\sin\theta \end{aligned} \quad (1-27)$$

제 2 절

위성 편대 비행을 위한 궤도 설계 및 섭동에 의한 영향 분석

각각의 설계된 궤도는 Hill 방정식을 통하여 초기치를 구할 수 있으며, 이렇게 설계된 궤도가 실제 운용시에는 어떠한 형태를 띠게 되는지 살펴보기 위하여, 섭동력을 고려한 궤도의 전파(Propagation)를 수행할 수 있다. 위성의 운동방정식을 정밀하게 전개하기 위해, 지구대기모델, 지구중력 포텐셜, 달과 태양 그 밖의 8개 태양계 행성의 중력, 지구 지각의 조석력(Solid Earth Tide), 지구 대양의 조석력 (Ocean Tide), 지구의 극축운동에 의해 생성된 중력(Dynamic polar motion), 태양 복사압 등에 의한 섭동력을 모델링이 필요하다. 이러한 연구를 통해 Hill 방정식만을 이용하여 궤도를 설계할 경우, 여러 섭동력에 의해 어느 정도로 오차가 누적되는지 알 수 있을 것이다. 각각의 궤도는 위성간의 상대적인 위치와 종류에 따라 섭동의 영향이 다르게 나타나기 때문에 위치 오차 또한 차이를 보이게 된다. 따라서 기준 궤도에 영향을 미치는 섭동항들을 고려한 편대비행 모델의 개발에 관한 연구를 수행하고자 한다. 또한, Hill 방정식의 해와 섭동항을 보정한 동력학 모델의 해가 많이 나올 수 있는데, 그 많은 해 중에서 원하는 편대비행 형태에 가장 적합한 해를 찾는 연구도 함께 병행해야 할 것이다.

1. 섭동(Perturbation)

가. 지구의 중력포텐셜에 의한 섭동력

지구의 중력포텐셜은 인공위성 궤도에 가장 큰 힘을 미치는데, 인공위성이 받는 힘을 표현하기 위해서는 지구의 중력분포를 알아야한다. 지구는 완전한 구가 아니므로 다음과 같은 중력 포텐셜을 갖는다(Kaula, 1966).

$$U(r, l, L) = \frac{Gm_{\oplus}}{r} \left[1 + \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=0}^n \left(\frac{R_{\oplus}}{r} \right)^n P_{nm}(\sin l) (C_{nm} \cos ml + S_{nm} \sin ml) \right]$$

$$= \frac{Gm_{\oplus}}{r} + U_z(r, L) + U_l(r, l, L) \quad (2-1)$$

두 번째 식에서 우변의 첫 항은 지구를 점 질량으로 가정하였을 때의 중력포텐셜을 나타내며 나머지 두 항이 각각 zonal, tesseral 조화항으로 궤도의 섭동항이 되어 인공위성 궤도에 섭동력으로 작용하게 된다.

여기서, l 은 위도, L 은 경도, m_{\oplus} 는 지구질량, R_{\oplus} 는 적도단면에서의 장반경, r 은 인공위성과 지구중심과의 거리를 나타내고, $P_{nm}(\sin l)$ 은 associated Legendre 다항식이고, C_{nm} 과 S_{nm} 은 두 조화항들의 크기를 결정하는 계수이며 인공위성의 운동 특성을 관측함으로써 결정할 수 있다. 본 연구에서는 EGM96(Lemoine, 1997)의 지구중력모델을 사용하였다.

나. 달, 태양 및 지구의 태양계 행성들의 중력에 의한 섭동력

달과 태양 및 지구의 8개 태양계 행성의 중력에 의한 섭동력은 다음과 같이 나타낼 수 있으며, 이 섭동력의 천체에 대한 포텐셜을 R_d 이라 정의하면,

$$R_d = \frac{Gm_d}{r_d} \left[\left(1 - \frac{2\vec{r}}{r_d} S + \frac{r^2}{r_d^2} \right)^{-\frac{1}{2}} - \frac{\vec{r}}{r_d} S \right] \quad (2-2)$$

로 나타낼 수 있다.

여기서, m_d 은 섭동을 가하는 천체의 질량, \vec{r} 은 true-of-date 지구중심좌표계의 지구 중심에서 위성까지의 거리벡터, \vec{r}_d 은 true-of-date 지구중심좌표계의 지구 중심에서 섭동을 가하는 천체까지의 거리 벡터, S 는 \vec{r} 과 \vec{r}_d 의 스칼라 곱, G 는 중력 상수를 의미한다.

섭동을 가하는 천체에 의한 섭동가속도 \vec{a}_d 는,

$$\vec{a}_d = -Gm_d \left[\frac{\vec{d}}{D_d} + \left(\frac{\vec{r}_d}{r_d} \right) \right] \quad (2-3)$$

로 전개되는데, 여기서, $\vec{d} = \vec{r} - \vec{r}_d$, $D_d = [r_d^2 + 2rr_dS + r^2]^{\frac{3}{2}}$ 로 나타낼 수 있다.

달, 태양 및 8개 행성들의 중력 섭동력의 정밀한 값을 얻기 위해서는 지구 중심으로부터 달, 태양, 행성들까지의 정밀한 거리를 정밀하게 구하는 것이 중요하기 때문에, JPL에서 제공된 DE405(Standish, 1995) 천체력이 사용된다.

다. 지구 대기항력에 의한 섭동력

대기항력은 위성을 단순한 구 형태로 모델링한 cannon ball 모델과 위성의 모양을 10개의 판으로(6개의 면은 육면체의 위성 본체, 4개의 면은 태양전지판) 모델링한 Box-wing macro 모델(Marshall, 1994)을 사용하는데, Box-wing 모델을 사용할 경우 각 10개의 판에 대해 다음과 같은 대기항력에 의한 가속도가 적용된다.

$$a_{darg} = -\frac{1}{2} \rho \frac{C_D}{m} V_r \vec{V}_r \sum_{i=1}^{10} A_i \cos \theta_i \quad (2-4)$$

ρ 는 대기 밀도, \vec{V}_r 과 V_r 는 각각 지구대기에 대한 위성의 속도 벡터와 크기, m 은 위성의 질량, C_D 대기항력계수, A_i 는 i 번째 판의 표면적, θ_i 는 i 번째 판의 수직인 벡터와 위성의 속도 벡터사이의 각을 의미한다. 본 연구에서는 대기밀도의 정밀한 값을 구하기 위해 3시간 간격의 지자기 데이터 Kp 인덱스와 하루 간격의 태양 F10.7 cm 플럭스 데이터를 이용하여 대기밀도를 구할 수 있는 MSISE-90(Hedin, 1991)모델을 사용하였다.

라. 태양복사압에 의한 섭동력

태양복사압에 의한 섭동가속도는 질량 당 면적(Area to mass)에 의존하게 된다. 본 연구에서 태양복사압에 의한 섭동가속도는 Box-wing macro 모델이 적용되어 다음과 같이 표현된다.

$$a_{solar} = -P_s v \frac{C_R}{m} \sum_{i=1} [A_i \cos \gamma_i (\hat{u} + n_i \hat{n})] \quad (2-5)$$

여기서, v 는 식(eclipse)을 표현하며 $v=1$ 일 때 위성은 태양 빛을 받으며, $v=0$ 일 때 위성은 지구의 그림자 내에 위치한다. C_R 은 태양복사압 계수, A_i 는 i 번째 판의 표면적, γ_i 는 i 번째 판의 수직인 벡터 \hat{n} 과 위성-태양 단위벡터 \hat{u} 사이의 각을 의미한다. n_i 는 i 번째 판의 반사계수, P_s 는 지구근접지역의 태양복사압이다. 식을 일으키는 조건은 다음과 같이 결정한다.

$$D = \vec{r} \cdot \hat{r}_s \quad (2-6)$$

여기서, \vec{r} 은 지구중심에서 위성까지의 true-of-date 좌표계에서의 거리 벡터, \hat{r}_s 는 위성에서 태양까지의 true-of-date 좌표계에서의 거리 벡터를 의미한다.

D 값이 양수일 때 위성은 태양복사압을 받게 되며, D 값이 음수일 경우 새로운 벡터 \vec{P}_R 은 $\vec{P}_R = \vec{r} - D \hat{r}_s$ 이며 \vec{r} 에 항상 수직이다. \vec{P}_R 의 크기가 지구의 반경보다 작을 때 위성은 지구의 그림자에 가려진다. 위성체의 반사율이 ρ_s 라 정해지면 태양복사압 계수 C_R 값은 $C_R = \rho_s + 1$ 로 나타낼 수 있다.

마. 지구 지각(solid earth tide)과 대양의 조석력 (ocean tide)

지구 지각과 대양의 조석력은 태양, 달, 행성과 같은 천체의 섭동에 의한 지구지각과 지구 대양의 변형(deformation)효과를 기술한다. 본 연구에서는 지구대양의 조석 모델에 태양과 달의 접촉 궤도 경사각과 이심율을 포함했으며, side band가 주 조수의 선(main line of tide)을 변조하는데 사용된 Colombo 모델(Colombo, 1984)이 적용되었고, 섭동을 일으키는 천체(disturbing body)로 달과 태양이 고려되었다.

지구 지각에 대한 2차(2 degree) 조석력 포텐셜은 다음과 같이 표현된다.

$$V(\phi, \lambda, r) = \sum_j k_{2,j} \overline{A_j} G_D \frac{3-m}{3} \left(\frac{R}{r}\right)^3 P_{2m}(\sin \phi) \cos \alpha_j^{SE} \quad (2-7)$$

지구 대양에 대한 포텐셜은

$$U(\phi, \lambda, r) = \sum_f \sum_{l, q, \pm} 4\pi GR_{p_0} \left(\frac{1+k'_l}{2l+1} \right) C_{l, q, f \pm} \left(\frac{R}{r} \right)^{l+1} P_{l, q}(\sin \phi) \cos \alpha_{l, q, f \pm} \quad (2-8)$$

로 나타낼 수 있다.

여기서,

$$\alpha_f^{SE} = (\mp)[(2-2h)\omega^* + (2-2h+j)M^* k\Omega^*] + m\Theta_g + m\lambda + \pi - m \frac{\pi}{2} + \delta_{2, f} \quad (2-9)$$

$$\alpha_{l, q, f}^{\pm} = (\pm)[(2-2h)\omega^* + (2-2h+j)M^* k\Omega^*] + m\Theta_g \pm q\lambda + \pi - m \frac{\pi}{2} + \zeta_{l, q, f \pm} \quad (2-10)$$

여기서, ϕ, λ, r 은 각각 위성의 위도, 경도, 거리이고,

Θ_g 그리니치 시간각

$P_{l, q}(\sin \phi)$ 르장드르 다항식

$a^*, e^*, i^*, \Omega^*, \omega^*, M^*$ 달, 태양의 궤도 요소

μ_m, μ_s, μ 달, 태양, 지구에 대한 중력상수 (각 질량의 배수로 나타낸

다.)

R 지구의 평균 반지름

G_D 두손(Doodson) 상수의 증가값

\sum_f 포텐셜식 내에서의 모든 조석력 성분(f)에 대한 합

$\overline{A_f}$ 두손(Doodson) 계수의 증가값

$k_{2, f}$ 2차의 러브(love)의 수, δ'_l 는 그것의 위상

k'_l 변형 계수 (deformation coefficient)

ρ_0

지구대양의 평균 밀도

$C_{l,q,f}^{\pm}$, $S_{l,q,f}^{\pm}$ l, q, \pm 그리고 f 에 의해 정해지는 지구 대양에 대한 spherical harmonics expansion 의 크기(amplitude)와 위상(phase)이다.

여기서 주목해야 될 점은, 지구 지각의 조석력 포텐셜식에서는 달, 태양의 접촉 궤도경사각과 이심율을 두손(Doodson) 계수에 병합했다는 점이다. 그러나, 지구 대양의 조석력 포텐셜 식 내에서는 위 두 항에 의존하는 항은 없다. 달의 이심율은 약 1달 동안 평균 이심율에 비해 약 40% 의 변화를 일으킬 수 있다. 조수의 크기는 대략 이심율의 J승에 비례하며 J는 정수로서 근지점 경도의 배수 값이다. 대부분의 조수에 대해, J=0 인 경우, 효과는 무시될 수 있으나, J=1, J=2 인 조수의 변화는 간과할 수 없다. J 값과 조수의 크기 변화는 대략 다음과 같다.

$$\begin{aligned} & 0 \% \quad (J=0) \\ \Delta \text{ amplitude} & \sim 40 \% \quad (J=1) \\ & 80 \% \quad (J=2) \end{aligned}$$

이 크기의 변화를 수정하기 위해 태양과 달의 접촉 궤도요소를 포함시킨 새로운 지구대양의 조석 모델은 다음과 같다.

$$U(\phi, \lambda, r) = \sum_f \sum_{l,q,\pm} \frac{V_f(t)}{V_f} 4\pi G R_{\rho_0} \left(\frac{1+k'_l}{2l+1} \right) C_{l,q,f}^{\pm} \left(\frac{R}{r} \right)^{l+1} \overline{P}_{l,q}(\sin\phi) \cos a_{l,q,f}^{\pm} \quad (2-11)$$

여기서, $V_f = A_f G_D$ 는 태양과 달의 접촉 궤도요소를 포함시킨 시간에 따라 변하는 조수의 크기를 나타내며, 크기를 1로 만들어 주기 위해 $\overline{V}_f = \overline{A_f G_D}$ 값으로 나뉘어진다.

또한, 새로운 모델에는 조수의 주 선(main line of tide) 요소의 조절과 연계하여 sideband의 크기조정(scaling)항이 첨가된다. sideband는 조수의 주 선의 좁은 band 내에 군집되어 있으므로, 포텐셜함수는 다음과 같이 정리할 수 있다.

$$U(\phi, \lambda, r) = \sum_f \sum_{l, q, \pm} 4\pi GR_{\rho_0} \left(\frac{1+k_l}{2l+1} \right) C_{l, q, f}^{\pm} \cdot \quad (2-12)$$

$$\overline{P}_{l, q}(\sin\phi) \left\{ \begin{array}{l} A_f(t) \cos(\sigma_{f_0} \pm q\lambda + \pi - m\frac{\pi}{2} + \varepsilon) \\ + B_f(t) \sin(\sigma_{f_0} \pm q\lambda + \pi - m\frac{\pi}{2} + \varepsilon) \end{array} \right\}$$

여기서,

$$A_f(t) = \sum_j \frac{V_{f_j}(t)}{V_{f_0}} \cos(\sigma_{f_j}(t) - \sigma_{f_0}(t))$$

$$B_f(t) = \sum_j \frac{V_{f_j}(t)}{V_{f_0}} \sin(\sigma_{f_j}(t) - \sigma_{f_0}(t))$$

이다.

바. 지구극축운동(dynamic polar motion)에 의한 섭동력

지구극축운동(dynamic polar motion)은 지구의 자전(rotational deformation)변형과 조석력(tidal deformation)변형에 의해 발생하는 지구의 비 강체(non-rigidity)운동에 의해 지구의 각 운동량의 주축이 2개의 주기성을 지닌 변화를 보이는 것을 말한다. Chandlerian wobble 이라 일컬어지는 지구 자전에 의한 변형 효과와 조석력에 의한 변형효과로 표현될 수 있으며, 후자의 영향이 전자보다 더 큰 경향을 나타낸다. 지구극축운동(dynamic polar motion)은 주(main) wobble에 대한 비의 형태로 다음과 같이 표현된다.

$$K = \frac{k}{k_s} \quad (2-13)$$

k 는 지구의 Love number (약 0.30) 이며, k_s 는 영년 Love number (Secular Love number, 약 0.94) 이다. 지구극축운동은 지구 중력 포텐셜의 조화항에 변화를 일으키며 조화항에 대한 지구극축운동의 영향은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned}
C_{2,1}(t) &= \hat{C}_{2,1}(t_0) + \check{C}_{2,1}(t - t_0) + Kx_p(t) \hat{C}_{2,0} \\
S_{2,1}(t) &= \hat{S}_{2,1}(t_0) + \check{S}_{2,1}(t - t_0) + Ky_p(t) \hat{S}_{2,0}
\end{aligned}
\tag{2-14}$$

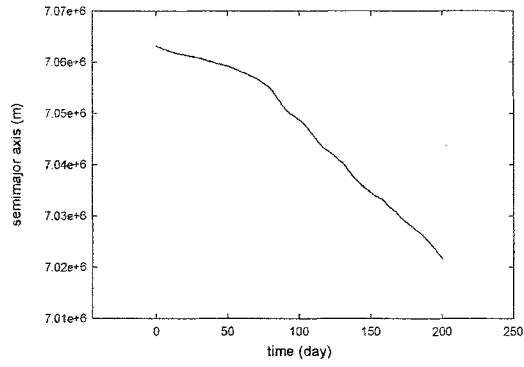
$\hat{C}_{2,1}$, $\hat{S}_{2,1}$ 는 기산일 t_0 에서의 CTRS (Conventional Terrestrial Reference System)에 대한 조화항들의 값을 의미한다.

2. 수치적분 과정과 결과

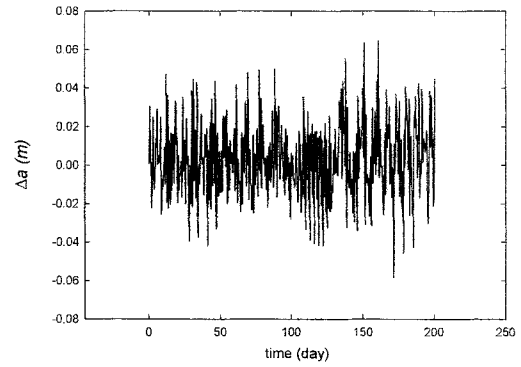
각각의 설계된 궤도는 Hill 방정식을 통하여 초기치를 구할 수 있으며, 이렇게 설계된 궤도가 실제 운용시에는 어떠한 형태를 띠게 되는지 살펴보기 위하여, 섭동력을 고려한 궤도의 전파(Propagation)를 수행하였다. 궤도전파는 11계 Adams-Cowell Predictor Corrector방법을 이용하여 2001년 6월 15일을 기준으로, 하루 간격으로 수치 적분을 함으로써 수행된다. 동일 평면 편대 비행과 동일 지상 궤적 편대 비행의 경우는 약 200일간의 변화를 살펴보았으며, 반경 유지 편대 비행의 경우는 상대적으로 큰 오차값을 갖기 때문에 약 60일간의 변화만을 적용하였다. 위성의 운동을 정밀하게 전개하기 위해 앞서 설명한 섭동요인들을 모두 고려하였으며, 기준이 되는 위성 궤도의 초기값은 고도 685km, 이심률 $e=10^{-6}$, 궤도 경사각 $i=90^\circ$, 근지점각 $\omega=0^\circ$, 평균 근점각 $M=0^\circ$ 로 모두 동일하게 설정하였다. 편대를 형성하는 위성은 기준 위성과 약 1km의 거리를 유지한다고 가정하였으며, 궤도요소의 초기값은 앞서 Hill 방정식으로부터 유도한 초기치의 관계식과 궤도요소의 차이로부터 얻을 수 있다. 그러나 반경 유지 편대 비행의 경우 관계식으로부터 궤도 요소의 초기값을 바로 산출하는 것이 불가능하기 때문에, 기준이 되는 위성의 초기 궤도 요소를 Cartesian 좌표계로 변환한 후, 편대를 구성하는 위성의 초기 위치를 더하고, 다시 궤도 요소로 바꾸어 주는 과정이 필요하다. 따라서, 반경 유지 편대 비행의 경우에는 초기 궤도 요소를 구하기 위한 변환 과정에서 약간의 오차를 포함하게 된다.

가. 동일 평면 편대 비행 (In-plane formation flying)

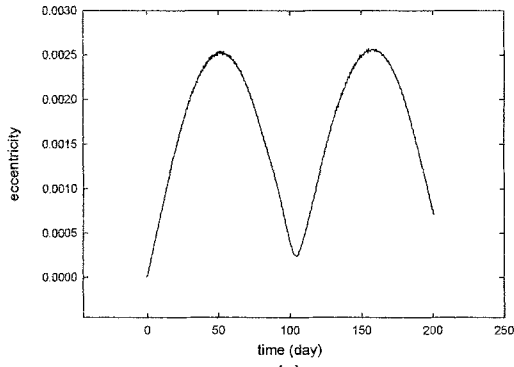
그림 2.1~그림 2.5는 동일 평면 편대 비행(In plane formation flying)에서 대기항력, 태양과 달에 의한 중력, 태양 복사압 그리고 tesseral항에 의한 섭동에 따른 각 궤도요소의 변화를 나타내는 것이다. 각 그림에서 (a),(c),(e),(g)는 주위성과 부위성의 궤도요소값의 변화를 나타낸 것이고, (b),(d),(f),(h)는 주위성과 부위성 궤도요소의 차이를 보여주는 그림이다. 동일 평면 편대의 경우는 주위성과 부위성간의 진근점 각(ν)차이만을 고려한 것이므로 각 그림의 (a),(c),(e),(g)에서 보듯이 두 위성의 차이를 식별하기 힘들다. 따라서 각 그림의 (b),(d),(f),(h)에 나타난 궤도요소의 차이도 미세하게 나타난다. 그러나 그림 2.4의 (b)에서 볼 수 있듯이, 태양 복사압에 의한 영향은 다른 섭동항에 비해서 불규칙적인 형태를 보이며 시간이 지남에 따라 증가함을 볼 수 있다. 그림 2.6은 각 섭동에 따른 주위성과 부위성간의 거리차이의 변화를 나타낸다. 전체적으로는 시간이 지남에 따라 거리오차는 증가하는 형태를 보이며, 그림 2.6의 (h)에 나타나듯이 섭동의 종류에 따라 미세한 차이를 보이는데 200일후에는 약 60~100m정도의 오차를 가지게 된다. 그러나 그림 2.6의 (b)의 결과에서도 볼 수 있듯이, 태양 복사압의 경우는 상대적으로 큰 오차값을 가지게 된다.



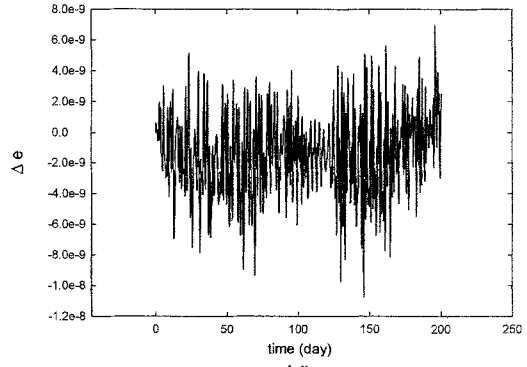
(a)



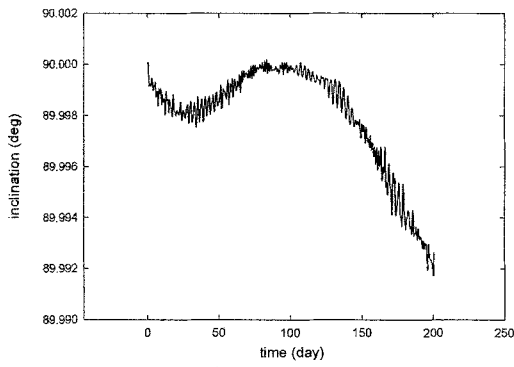
(b)



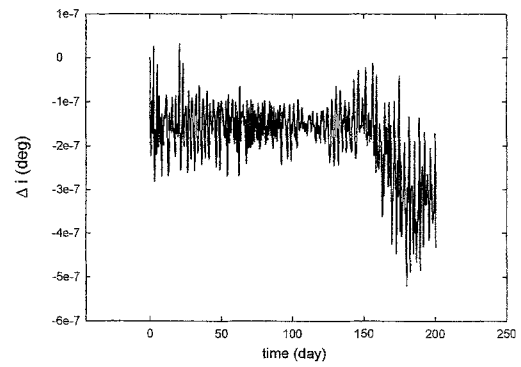
(c)



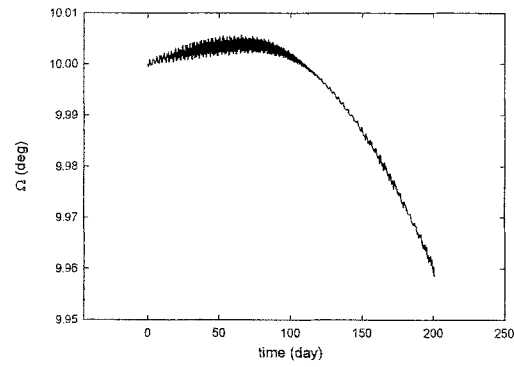
(d)



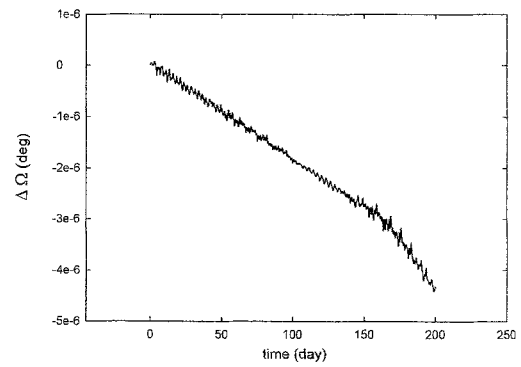
(e)



(f)



(g)



(h)

그림 2.1 동일 평면 편대 비행에서 지구 대기항력에 의한 섭동의 영향

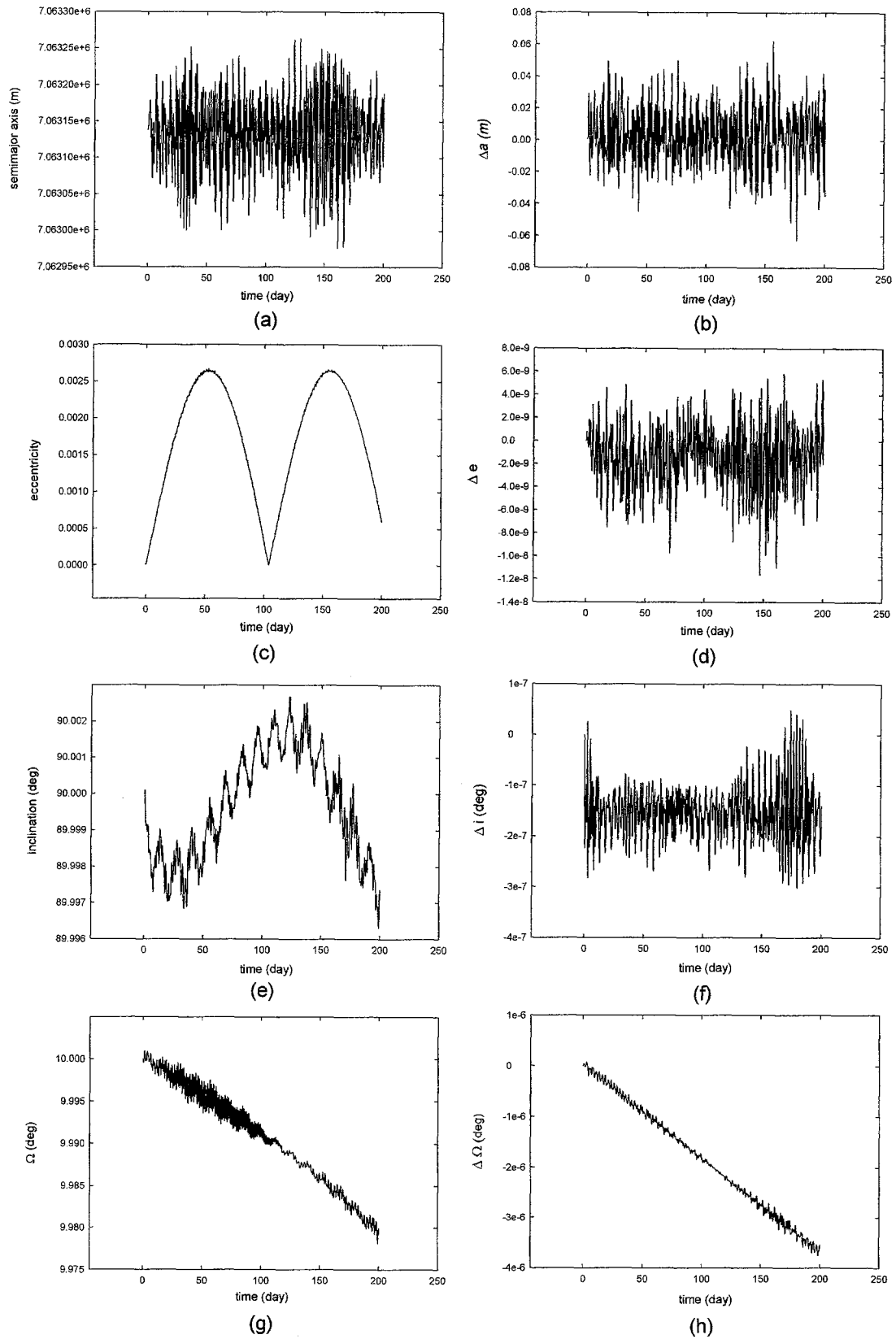


그림 2.2 동일 평면 편대 비행에서 달의 중력에 의한 섭동의 영향

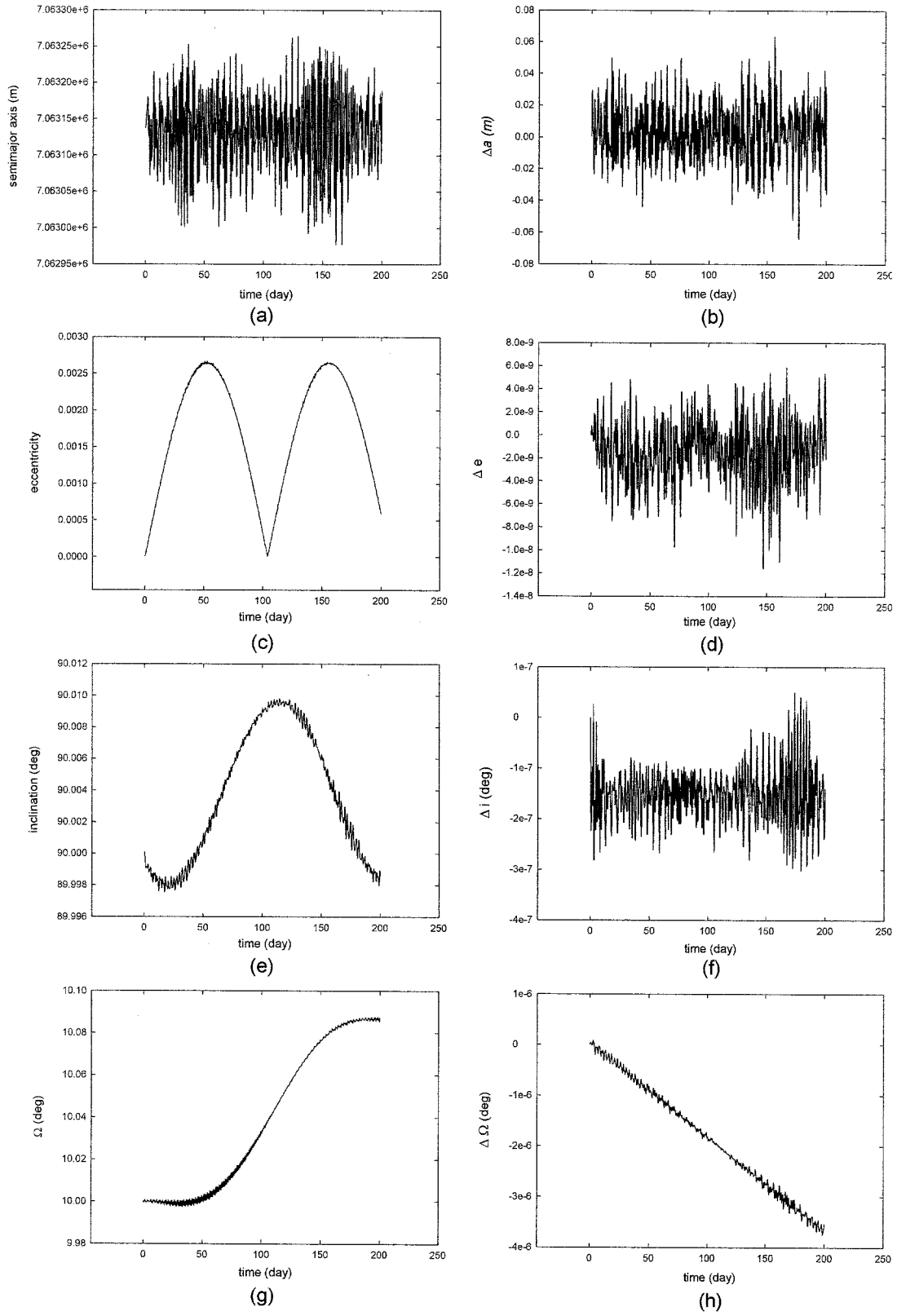


그림 2.3 동일 평면 편대 비행에서 태양의 중력에 의한 섭동의 영향

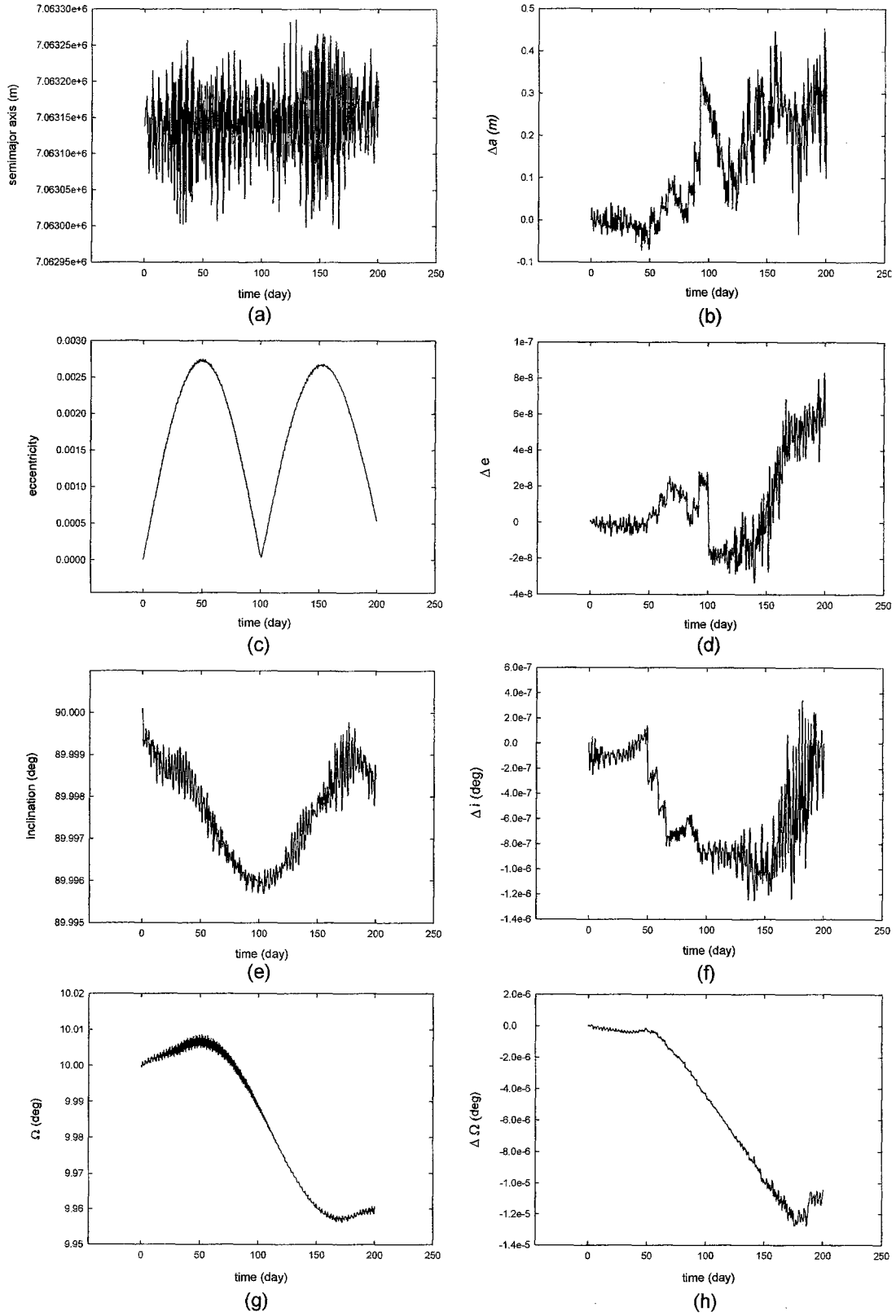


그림 2.4 동일 평면 편대 비행에서 태양복사압에 의한 섭동의 영향

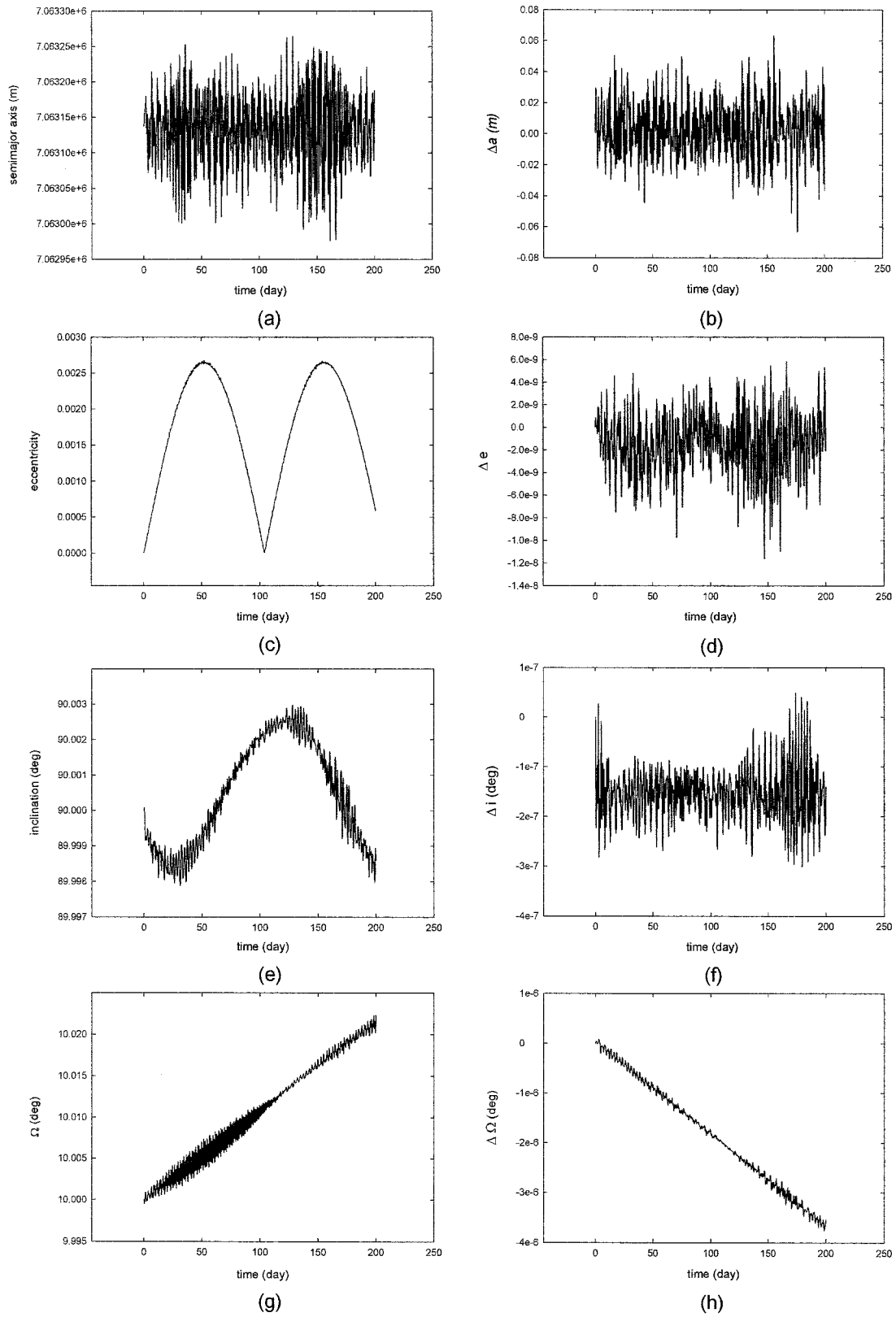
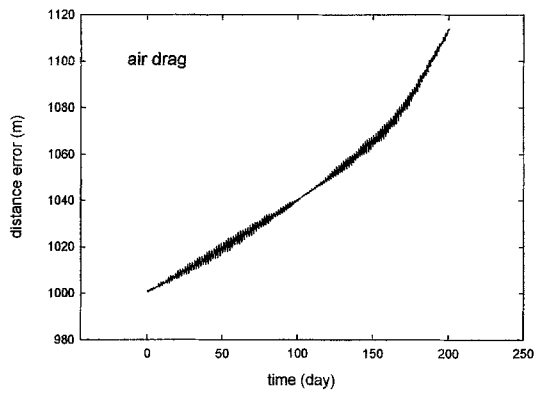
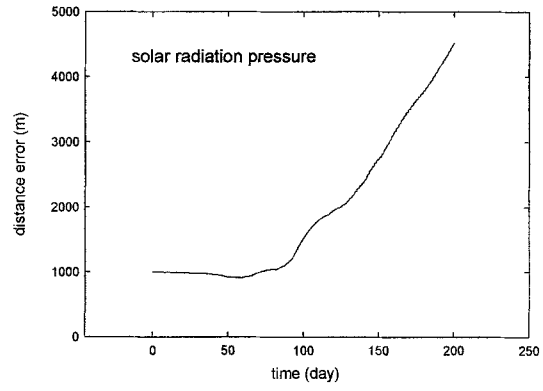


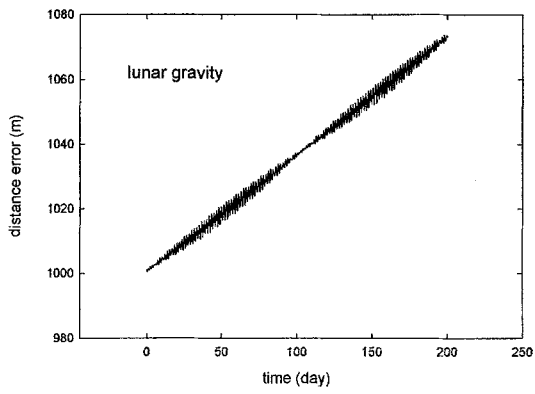
그림 2.5 동일 평면 편대 비행에서 tesseral항에 의한 섭동의 영향



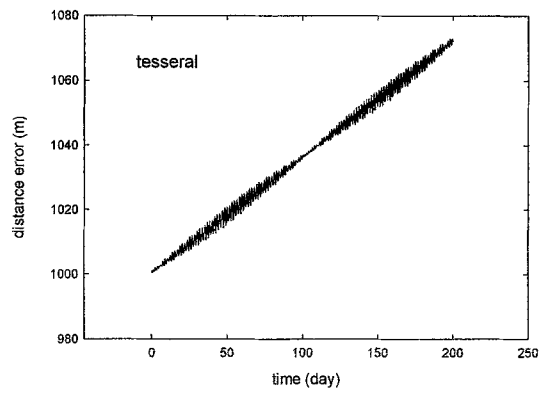
(a)



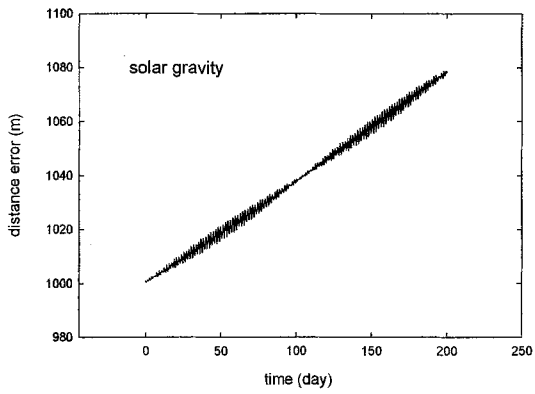
(b)



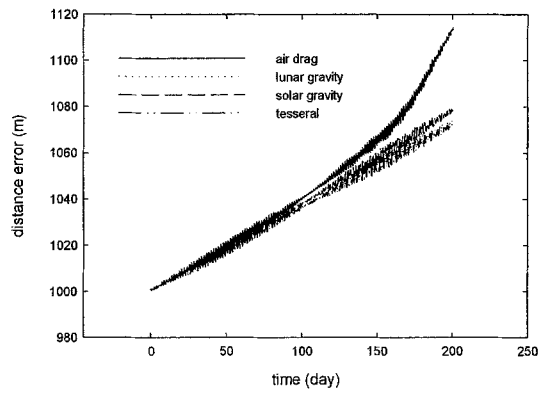
(c)



(d)



(e)

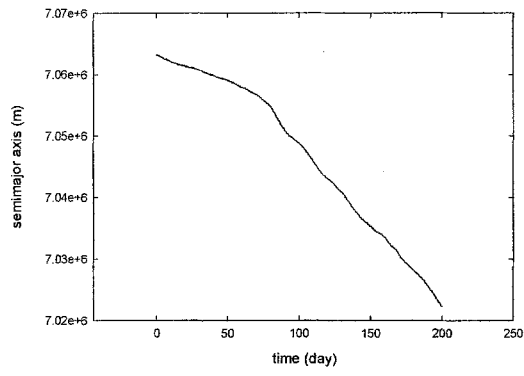


(f)

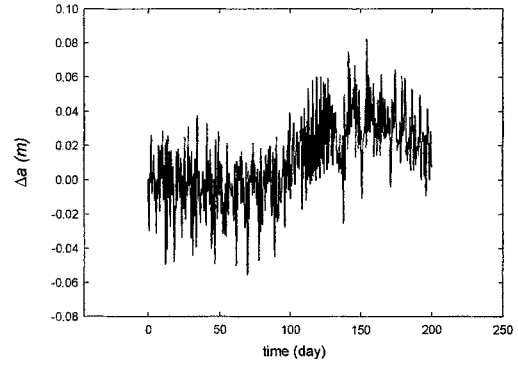
그림 2.6 동일 평면 편대 비행에서 섭동력의 종류에 따른 거리오차

나. 동일 지상 궤적 편대 비행 (In-track formation flying)

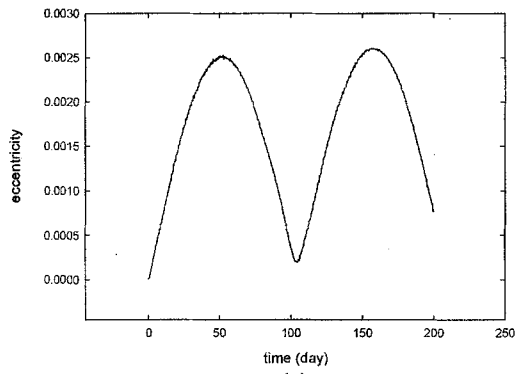
그림 2.7~그림 2.11은 동일 지상 궤적 편대 비행(In track formation flying)에서 대기항력, 태양과 달에 의한 중력, 태양 복사압 그리고 tesseral항에 의한 섭동에 따른 각 궤도요소의 변화를 나타내는 것이다. 마찬가지로, 각 그림에서 (a),(c),(e),(g)는 주위성과 부위성의 궤도요소값의 변화를 나타낸 것이고, (b),(d),(f),(h)는 주위성과 부위성 궤도요소의 차이를 보여주는 그림이다. 동일 지상 궤적 편대의 경우는 주위성과 부위성이 약간의 시간차를 가지고 승교점 적경(Ω)의 차이를 보이는 궤도 형태로써 지상의 동일한 지역을 통과하므로 지구 비대칭 중력장에 의한 섭동의 영향은 다른 섭동항에 비해 서로 상쇄되어 미세한 오차범위를 나타내게 된다(그림 2.12 (e)). 그림 2.12는 각 섭동에 따른 주위성과 부위성간의 거리차이의 변화를 나타낸다. 이와 같은 편대 형태에서는 그림 2.12의 거리오차 그래프에 나타나듯이 태양, 달의 중력이나 tesseral항에 의한 영향은 아주 미세하지만 지구 대기와 태양 복사압의 영향은 상대적으로 크게 나타나 거리오차의 주된 요인으로 작용함을 알 수 있다.



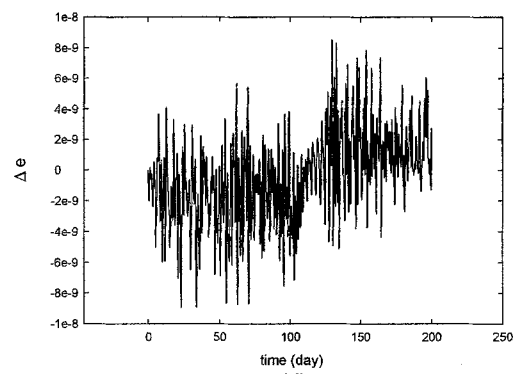
(a)



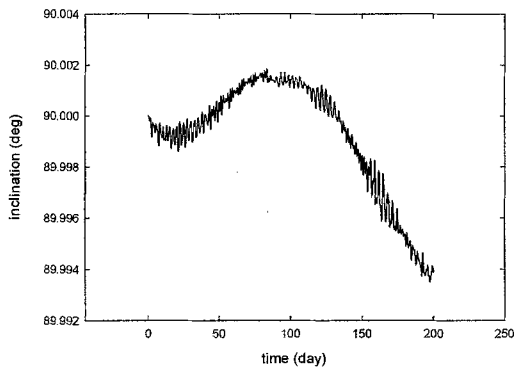
(b)



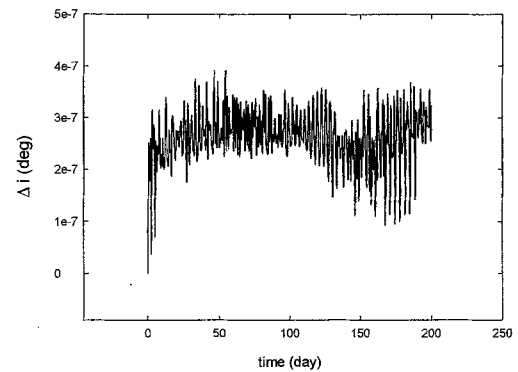
(c)



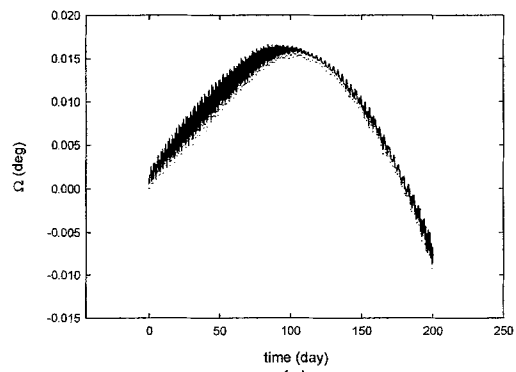
(d)



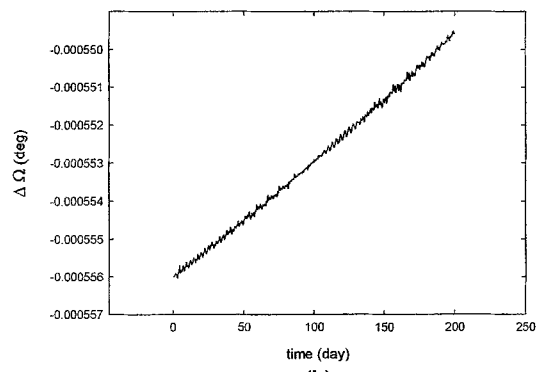
(e)



(f)



(g)



(h)

그림 2.7 동일 지상 궤적 편대 비행에서 지구 대기항력에 의한 섭동의 영향

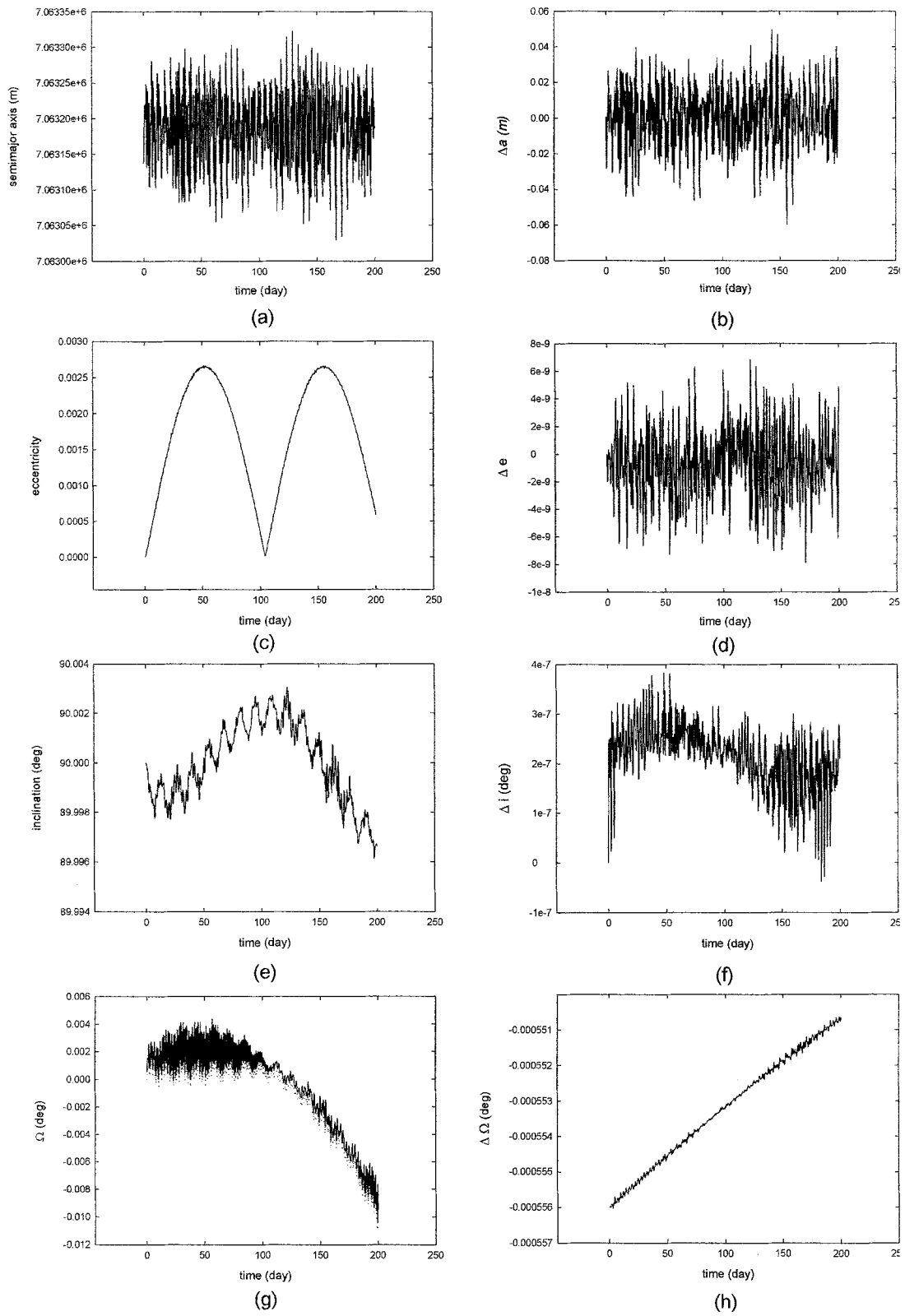


그림 2.8 동일 지상 궤적 편대 비행에서 달의 중력에 의한 섭동의 영향

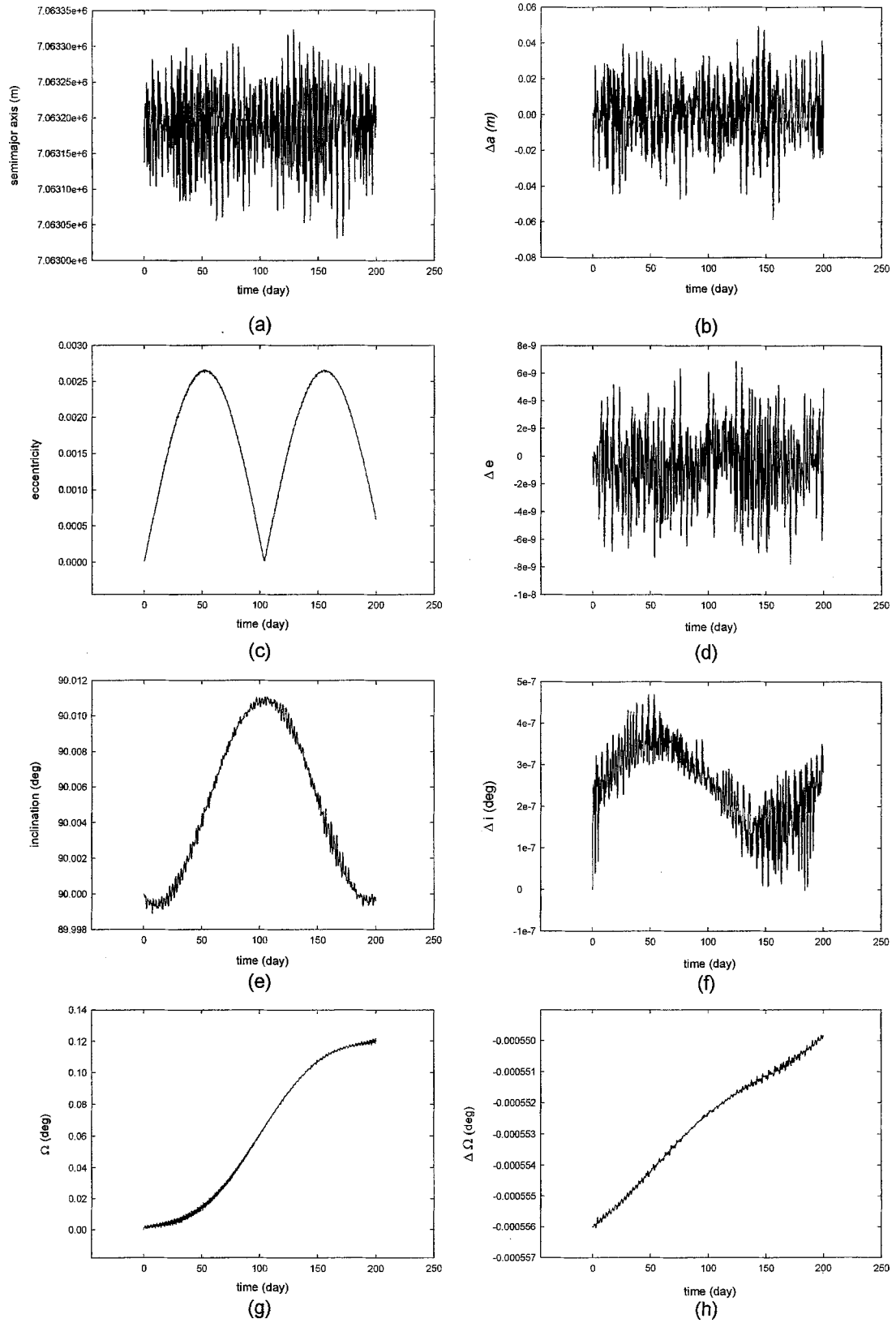
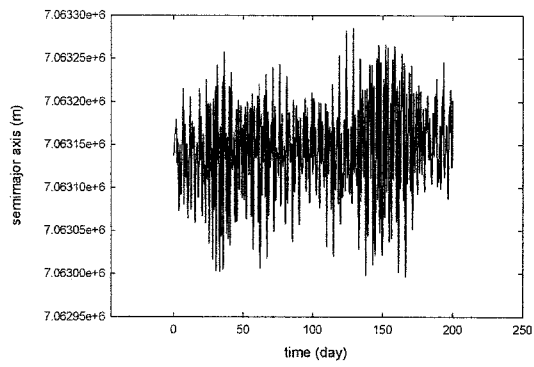
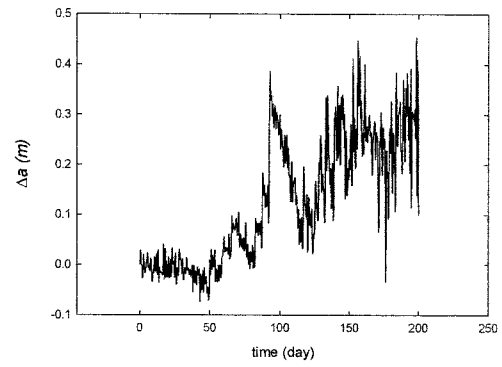


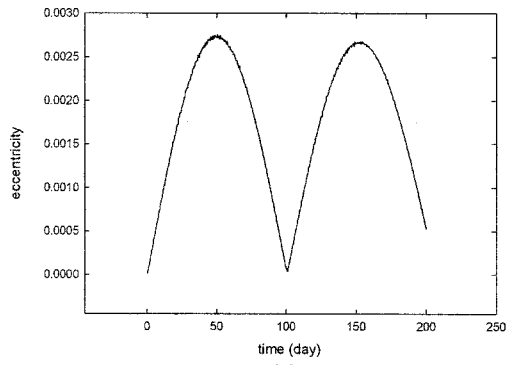
그림 2.9 동일 지상 궤적 편대 비행에서 태양의 중력에 의한 섭동의 영향



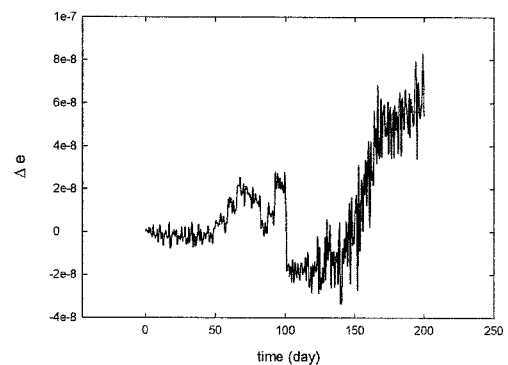
(a)



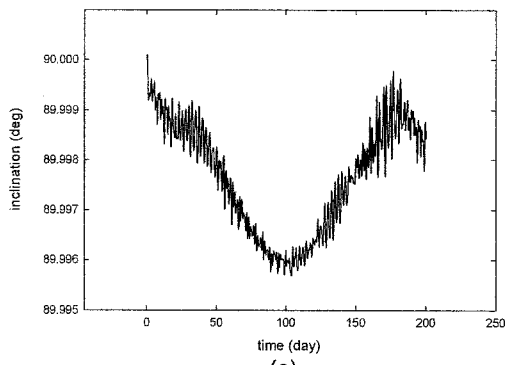
(b)



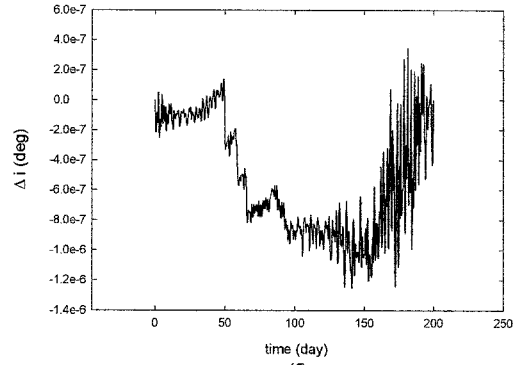
(c)



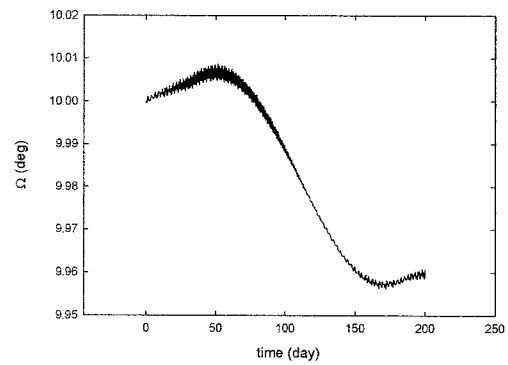
(d)



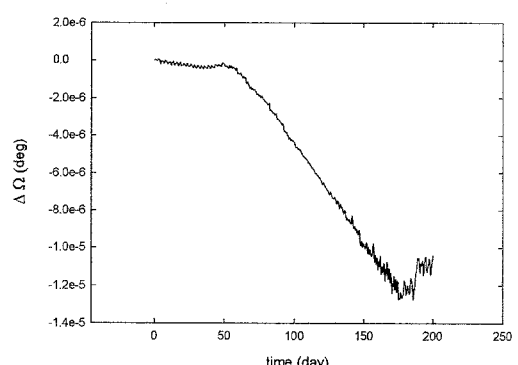
(e)



(f)



(g)



(h)

그림 2.10 동일 지상 궤적 편대 비행에서 태양복사압에 의한 섭동의 영향

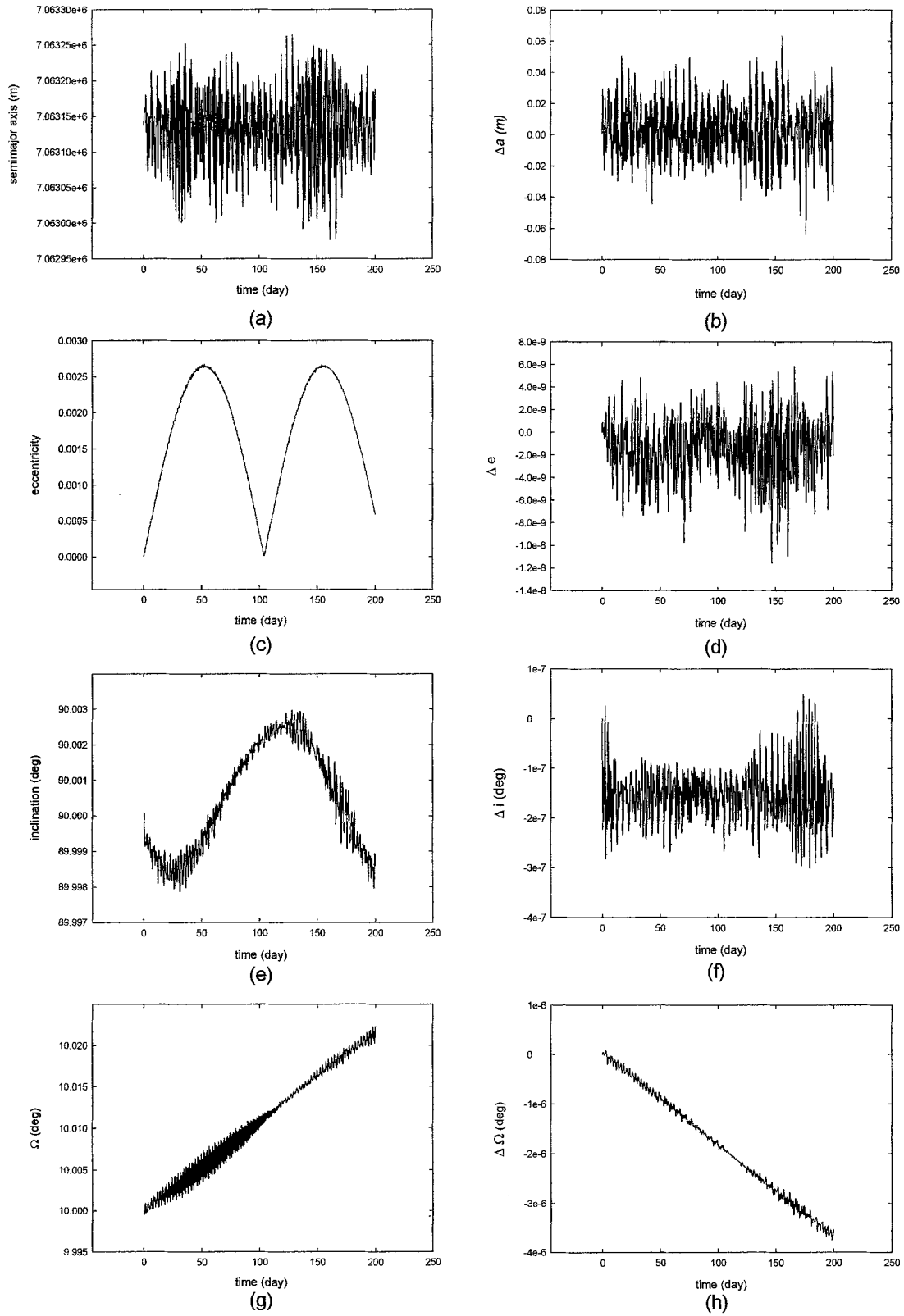
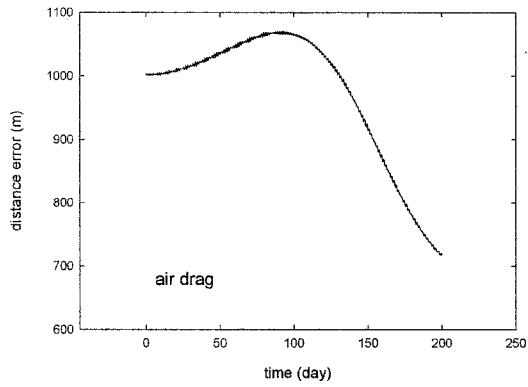
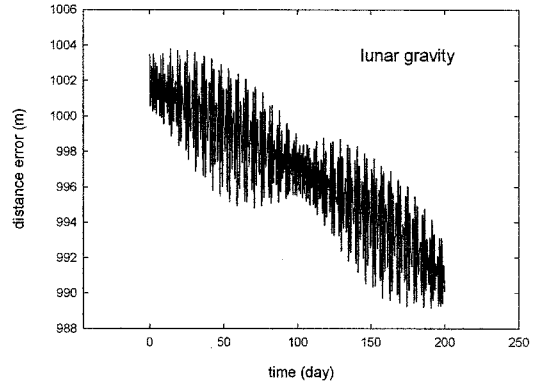


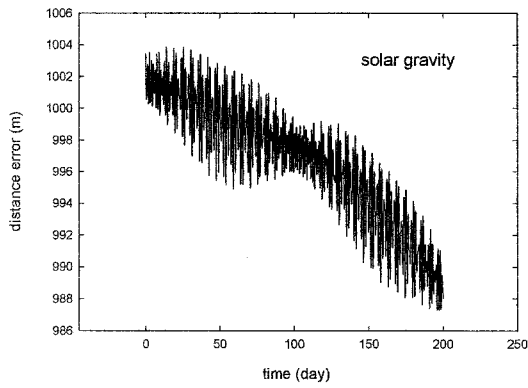
그림 2.11 동일 지상 궤적 편대 비행에서 tesseral항에 의한 섭동의 영향



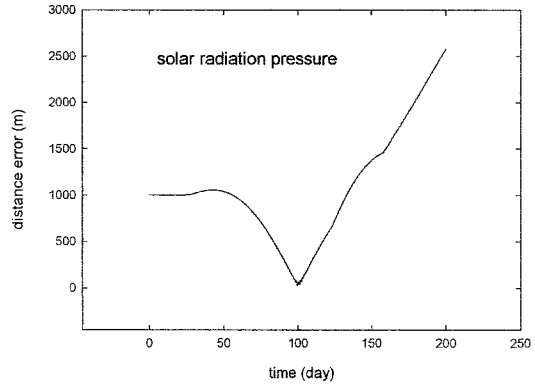
(a)



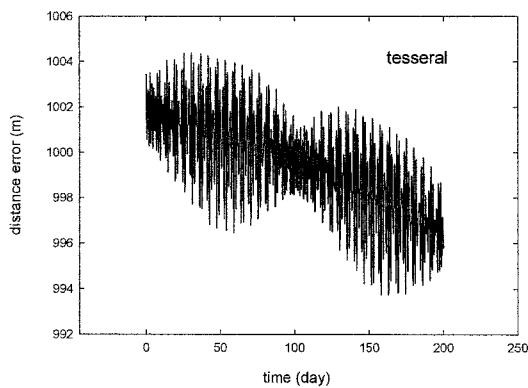
(b)



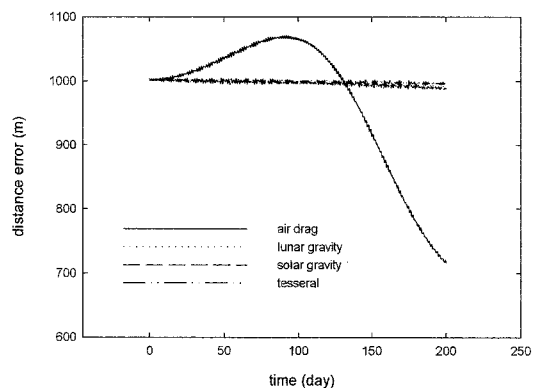
(c)



(d)



(e)



(f)

그림 2.12 동일 지상 궤적 편대 비행에서 섭동력의 종류에 따른 거리오차

다. 반경 유지 편대 비행 (Circular formation flying)

그림 2.13~그림 2.17은 반경 유지 편대 비행(Circular formation flying)에서 대기항력, 태양과 달에 의한 중력, 태양 복사압 그리고 tesseral항에 의한 섭동에 따른 각 궤도요소의 변화를 나타내는 것이다. 마찬가지로, 각 그림에서 (a),(c),(e),(g)는 주위성과 부위성의 궤도요소값의 변화를 나타낸 것이고, (b),(d),(f),(h)는 주위성과 부위성 궤도요소의 차이를 보여주는 그림이다. 반경 유지 편대의 경우는 주위성과 부위성이 일정 반경의 범위 내에서 원형을 유지하는 궤도 형태로써 초기궤도요소부터 차이가 큰 값을 가지므로 앞의 두 경우와 비교하여 상당히 큰 오차를 가지게 된다. Δa 의 경우는 그림 2.13에서 보듯이 지구 대기에 의한 영향으로 차이값이 점점 증가하는 추세를 나타내지만 다른 섭동에 의해서는 일정한 범위내에서 값의 변화가 이루어짐을 알 수 있다. Δe 의 경우는 모든 섭동에서 증가후 감소하는 일정한 성향을 나타내지만 태양 복사압에 의한 영향에서는 다른 경향을 보인다. 그림 2.18은 거리오차를 나타내는 것으로, 모든 섭동에 대해서 아주 큰 값의 거리오차를 나타냄을 알 수 있다. 전체적으로는 편대 유지를 위한 제어를 하지 않을 경우, 60일의 기간동안 약 5km이상의 오차를 보이는 것으로 나타나며, 특히 지구 대기에 의한 영향이 더욱 큰 것을 알 수 있다.

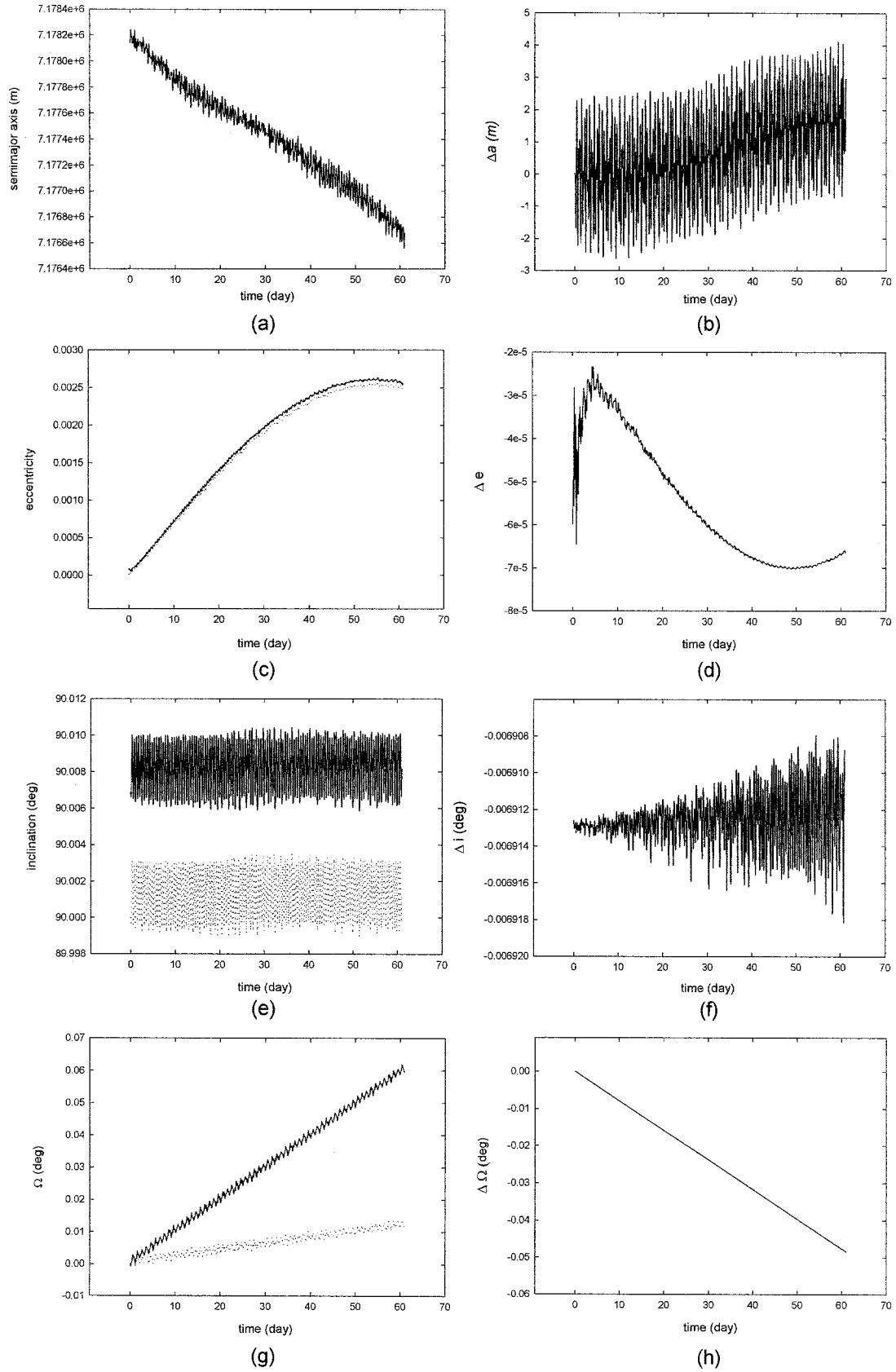


그림 2.13 반경 유지 편대 비행에서 지구 대기항력에 의한 섭동의 영향

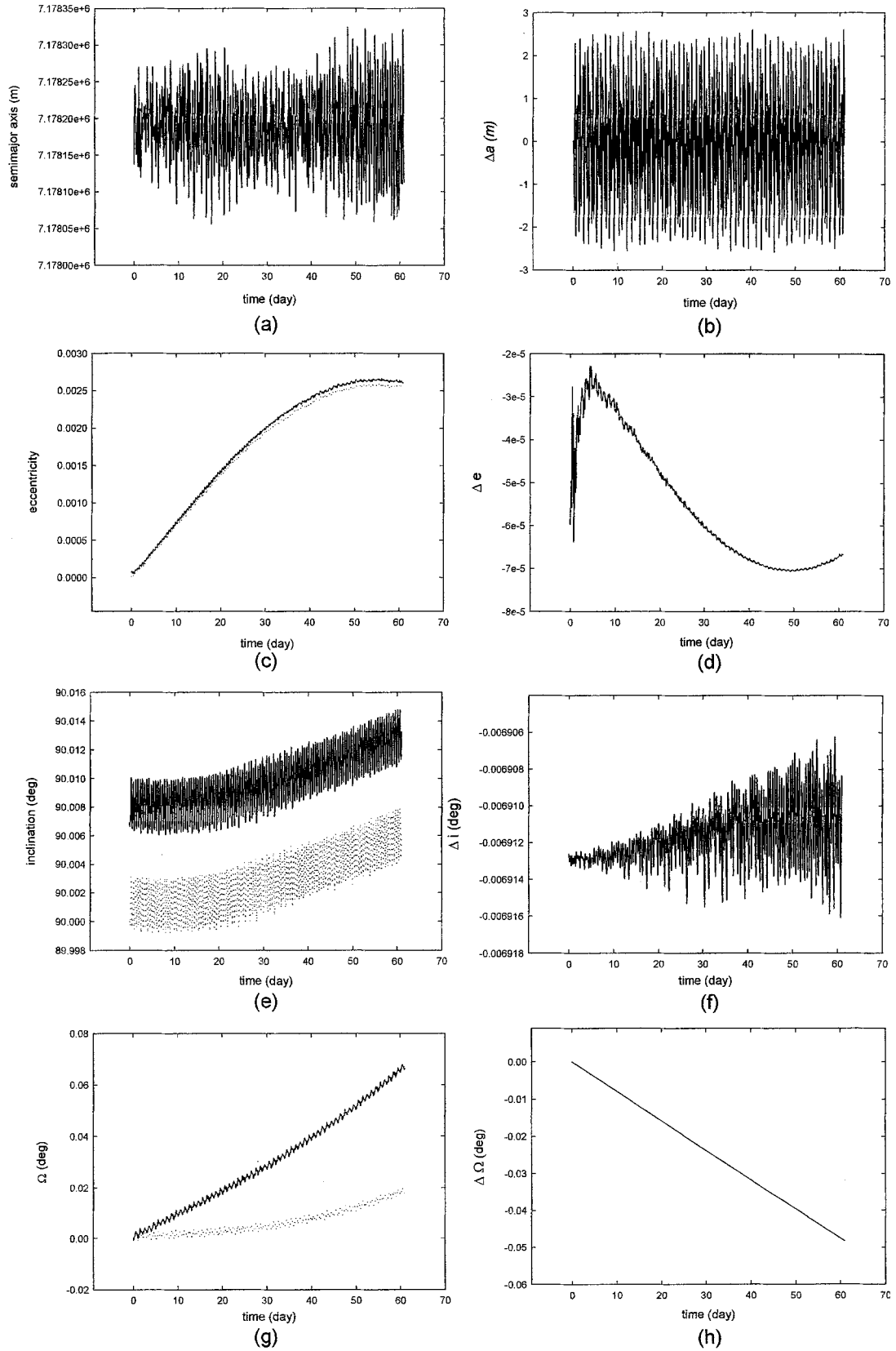


그림 2.15 반경 유지 편대 비행에서 태양의 중력에 의한 섭동의 영향

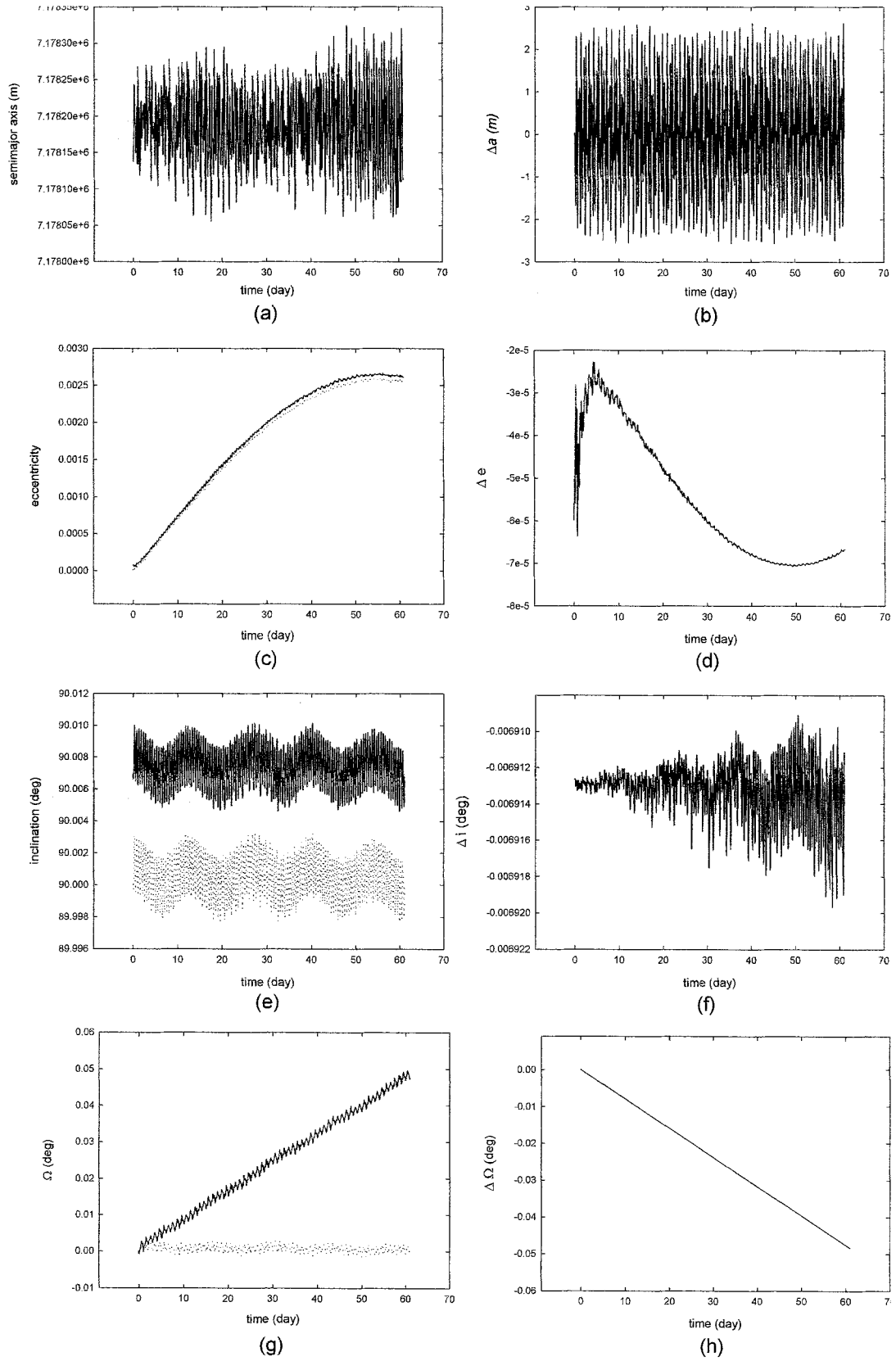


그림 2.14 반경 유지 편대 비행에서 달의 중력에 의한 섭동의 영향

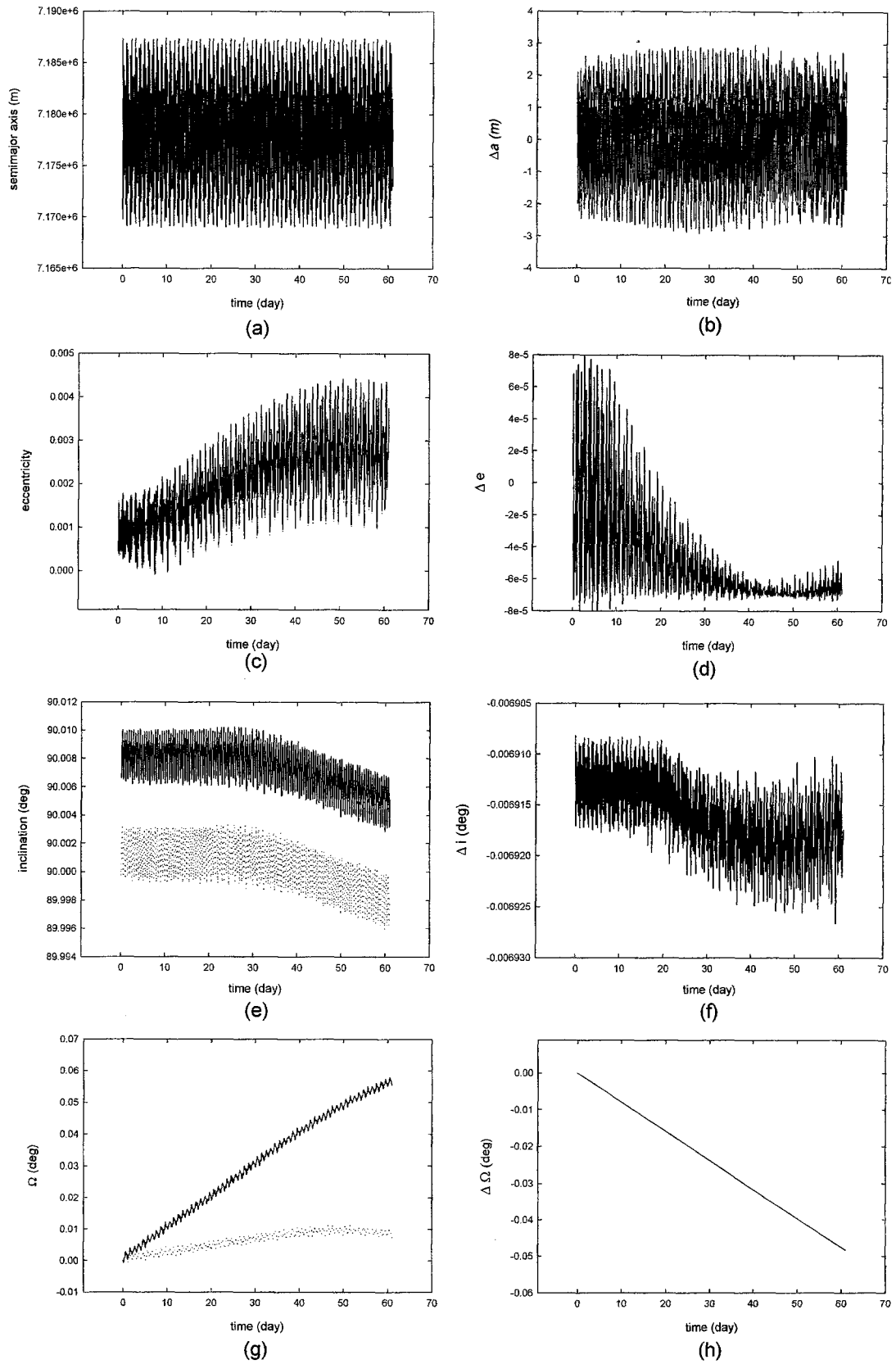


그림 2.16 반경 유지 편대 비행에서 태양복사압에 의한 섭동의 영향

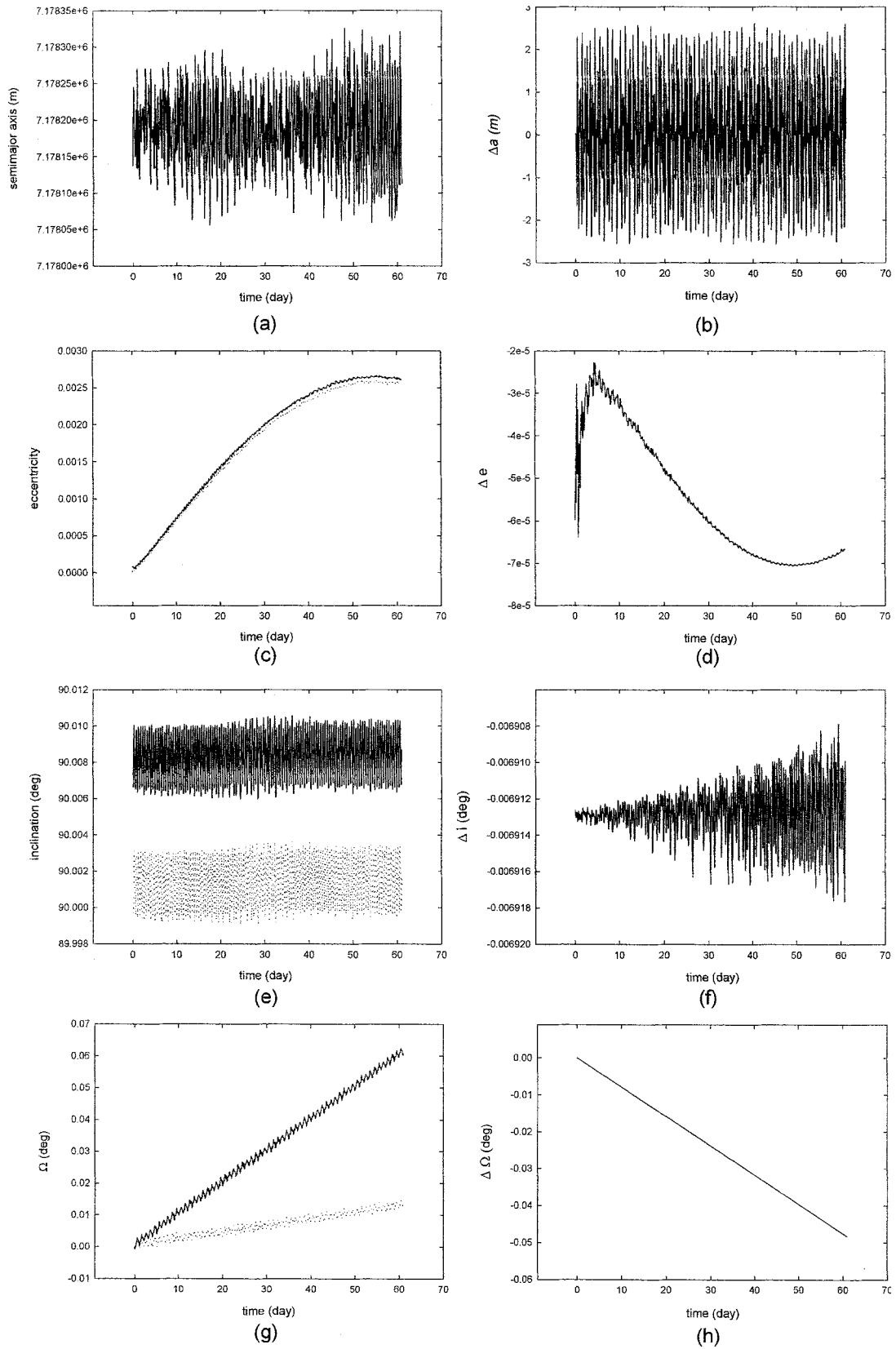


그림 2.17 반경 유지 편대 비행에서 tessera항에 의한 섭동의 영향

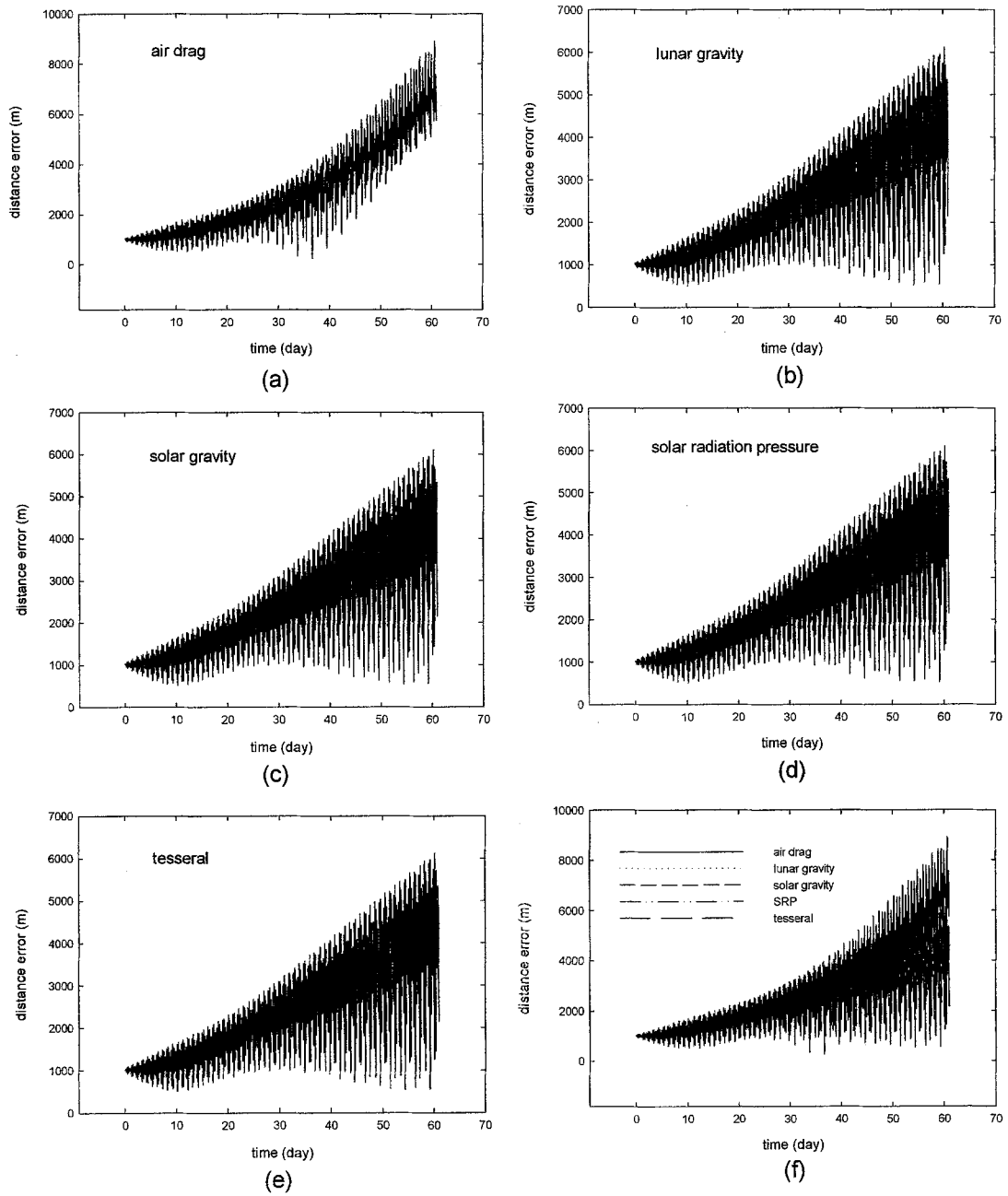


그림 2.18 반경 유지 편대 비행에서 섭동력의 종류에 따른 거리오차

제 3 절

위성 편대 비행에서의 형태 유지를 위한 초기 조건 결정

위성 편대 비행은 주위성이라 불리는 위성을 중심으로 두 개 이상의 위성(부위성)들이 비행 시간동안 주위성에 대해 상대적으로 동일한 위치를 유지하며 함께 임무를 수행하는 것을 말한다. 그러나 앞 절에서 살펴보았듯이, 위성 편대는 그 형태와 초기조건에 따라 여러 가지 섭동의 영향을 받게 되고 위성간의 상대적인 거리 오차는 시간이 지남에 따라 점점 커지게 된다. 이러한 거리오차의 증가는 이를 보정하기 위한 제어의 빈도수를 높이게 되므로 결국에는 연료의 소모량을 늘림으로써 전체 임무수행의 수명을 단축 시킬 뿐만 아니라 운용의 효율성에도 커다란 장애를 초래하게 된다. 그러므로 섭동의 영향으로 인한 위성간의 거리오차를 최대한 줄일 수 있는 초기 조건의 선정은 지속적으로 동일한 위성간의 상대위치를 유지하도록 함으로써 편대 비행 임무 수행기간을 연장하고 효율성을 증대 시키기 위한 필수 조건이라고 할 수 있다. 따라서 본 절에서는 섭동의 영향을 최소로 받기 위한 위성 편대의 초기 조건을 구하고자 한다. 먼저, Schaub & Alfriend(2001)가 제시한 J2섭동을 고려하는 방법과 Vaddi *et al.*(2003)의 타원궤도 방정식을 사용하여 타원궤도에서 J2섭동을 고려해보도록 한다. 먼저 Schaub & Alfriend(2001)의 평균각속도 일치 조건을 적용하여 원궤도에서의 초기조건을 결정해본 뒤 타원궤도에도 적용해 본다. 이를 위해 Vaddi *et al.*(2003)가 제시한 비선형성과 이심률에 대한 보정을 수행하여 이심률이 커질수록 보정의 효과가 어떻게 나타나는지를 알아본다. 더불어 위성간의 간격에도 변화를 주어(0.5km와 10km) 이심률에 대한 보정의 영향을 좀 더 자세히 알아보도록 하고 위상각에도 0° 와 90° 두 가지 경우를 생각해 본다. 마지막으로 비선형성과 이심률이 보정된 타원궤도를 사용하여 초기조건을 결정하는 데에 원궤도에 적용했던 평균 각속도를 일치의 구속조건을 적용해 본 후 구속조건의 유효성에 대해 알아보하고자 한다.

1. J2 섭동에 의한 영향

주위성이 원궤도를 도는 경우 주위성과 부위성의 상대적인 운동방정식은 앞 절에서

유도한 Hill 방정식 으로 나타낼 수 있다. 그러나 Hill 방정식 원래 두 위성의 랑데 부를 위해 개발된 식이기 때문에 궤도를 도는 위성체에 미치는 섭동은 고려되어 있지 않다. 1절의 결과에서도 나타나듯이, Hill 방정식 을 이용했을 때 시간이 지남에 따른 주위성과 부위성의 상대적인 거리는 섭동의 영향에 의해 점점 거리가 멀어짐 을 볼 수 있다. 이렇게 거리가 점점 멀어지게 되면 원하는 임무를 수행할 수 없으므로 위성편대비행에서 거리를 일정하게 유지하는 것은 매우 중요하다고 할 수 있다. 그러므로 위성편대비행에서는 반드시 섭동에 의한 영향을 고려해야만 한다.

위성체에 미치는 섭동중 가장 큰 영향을 주는 것은 지구의 편구성에 의한 섭동, 즉 J_2 에 의한 섭동인데 이는 식(3-1)과 같이 승교점의 적경과 근지점의 각, 그리고 평균 근점각의 변화율에 영향을 미친다(Schaub *et al.*, 1999).

$$\begin{aligned}\dot{\Omega} &= -1.5J_2 \left(\frac{R_e}{p} \right)^2 n \cos i \\ \dot{w} &= 0.75J_2 \left(\frac{R_e}{p} \right)^2 n (5 \cos^2 i - 1) \\ M &= n + 0.75J_2 \sqrt{1-e^2} \left(\frac{R_e}{p} \right)^2 n (3 \cos^2 i - 1)\end{aligned}\tag{3-1}$$

여기서 Ω 는 승교점의 적경, w 는 근지점의 각, M 은 평균 근점각, i 은 궤도경사각, e 은 궤도 이심률, $p = a(1 - e^2)$, 평균 각속도 $n = \sqrt{\mu/a^3}$, $J_2 = 0.0010826269$, a 는 궤도 장반경을 나타낸다.

2. 사용 편대

앞 절에서 살펴본 바와 같이 위성의 편대는 사용자의 목적에 따라 다양하게 구성할 수 있다. 그러나 본 절에서는 그 중에서도 투영 반경 유지 편대(Projected Circular Formation)를 기준으로 연구를 수행하였다. 투영 반경 유지 편대는 원형 편대(Circular Formation)와 비슷하지만 y - z 평면에 투영된 듯한 모습으로 y , z 방향, 즉 진행방향과 궤도면에 수직인 방향의 거리(ρ)가 주위성으로부터 고정되어 있는 형태이다. 이러한 형태는 지상에서 보았을 때 기준 위성을 중심으로 위성의 군집이 일정한 간격을 유지하는 형태를 띠게 되므로 고해상도의 관측 영상을 얻기 위한 간섭

계의 설계가 가능하다는 장점이 있다(유성문, 2003). 연구에 사용된 편대는 주위성과의 거리가 ρ 이고 각 위성 사이의 각(위상각)이 α 인 8대의 부위성으로 이루어졌다(그림 3.1).

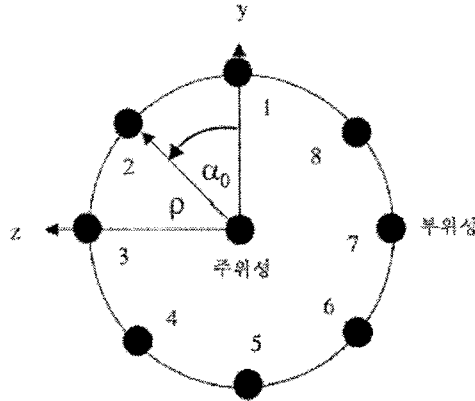


그림2.19투영반경유지편대(Vadali *et al.*, 2000)

3. 회전좌표계에서의 상대적인 거리 결정

상대적인 운동방정식에서 주위성과 부위성간의 거리는 관성 좌표계에서의 거리차이를 회전좌표계, 즉 LVLH 좌표계로 변환함으로써 얻어진다.

주위성과 부위성의 거리와 속도의 차를

$$\begin{aligned} \delta \vec{r} &= \vec{r}_d - \vec{r}_c \\ \delta \vec{v} &= \vec{v}_d - \vec{v}_c \end{aligned} \quad (3-2)$$

와 같이 정의하고 각 운동량을 $\mathbb{H} = \vec{r} \times \vec{v}$ 라고 하자. 그렇다면 회전좌표계에서 위성간의 상대적인 거리와 속도는 식 (3-3)과 같이 구할 수 있다(Vadali *et al.*, 1999). x, y, z 는 각각 주위성의 거리벡터방향, 진행방향(in-plane), 궤도면에 수직인 방향(out-of-plane)에서의 주위성과 부위성간의 상대적인 거리를 나타낸다.

$$\begin{aligned}
x &= \frac{\delta \vec{r}^T \vec{r}_c}{r_c} \\
y &= \frac{\delta \vec{r}^T (\mathbb{H}_c \times \vec{r}_c)}{|\mathbb{H}_c \times \vec{r}_c|} \\
z &= \frac{\delta \vec{r}_c^T \mathbb{H}_c}{H_c} \\
\dot{x} &= \frac{\delta \vec{v}^T \vec{r}_c + \delta \vec{r}^T \dot{\vec{v}}_c}{r_c} - \frac{(\delta \vec{r}^T \vec{r}_c)(\vec{r}_c^T \dot{\vec{v}}_c)}{r_c^3} \\
\dot{y} &= \frac{\delta \vec{v}^T (\mathbb{H}_c \times \vec{r}_c) + \delta \vec{r}^T (\dot{\mathbb{H}}_c \times \vec{r}_c + \mathbb{H}_c \times \dot{\vec{v}}_c)}{|\mathbb{H}_c \times \vec{r}_c|} \\
&\quad - \frac{\delta \vec{r}^T (\mathbb{H}_c \times \vec{r}_c)(\mathbb{H}_c \times \vec{r}_c)^T (\dot{\mathbb{H}}_c \times \vec{r}_c + \mathbb{H}_c \times \dot{\vec{v}}_c)}{|\mathbb{H}_c \times \vec{r}_c|^3} \\
\dot{z} &= \frac{\delta \vec{v}^T \mathbb{H}_c + \delta \vec{r}^T \dot{\mathbb{H}}_c}{H_c} - \frac{\delta \vec{r}^T \mathbb{H}_c (\mathbb{H}_c^T \dot{\mathbb{H}}_c)}{H_c^3}
\end{aligned} \tag{3-3}$$

4. 원궤도에서의 초기조건 결정

가. Hill 방정식의 해를 이용

주위성의 궤도가 10^{-3} 이하의 매우 작은 이심률을 가졌을 경우 원궤도라 가정할 수 있으므로 초기조건을 결정하는데 있어서 Hill 방정식의 해를 사용할 수 있으며 그 해는 다음과 같다(Alfriend *et al.*, 2000).

$$\begin{aligned}
x &= 2(2x_0 + \dot{y}/n_c) - (3x_0 + 2\dot{y}_0/n) \cos \theta_c + (\dot{x}_0/n) \sin \theta_c \\
y &= (y_0 - 2\dot{x}_0/n_c) - 3(2x_0 + \dot{y}_0/n) \theta_c \\
&\quad + (2\dot{x}_0/n) \cos \theta_c + 2(3x_0 + 2\dot{y}_0/n) \sin \theta_c \\
z &= z_0 \cos \theta_c + (\dot{z}_0/n) \sin \theta_c
\end{aligned} \tag{3-4}$$

여기서 n_c 는 주위성의 평균 각속도이며 $\theta_c = n_c t$ 이다.

주기적인 운동을 위한 조건은

$$2x_0 + y_0/n = 0 \quad (3-5)$$

로서 이를 식 (3-4)에 대입하면 다음과 같은 간단한 형태의 해를 구할 수 있다 (Alfriend *et al.*, 2000).

$$\begin{aligned} x &= x_0 \cos \theta_c + (y_0/2) \sin \theta_c = A \sin (\theta_c + \alpha) \\ y &= y_0 \cos \theta_c - 2x_0 \sin \theta_c = 2A \cos (\theta_c + \alpha) \\ z &= z_0 \cos \theta_c + (\dot{z}_0/n) \sin \theta_c = B \sin (\theta_c + \alpha) \end{aligned} \quad (3-6)$$

$$\begin{aligned} A &= (x_0^2 + y_0^2/4)^{1/2}, B = (z_0^2 + \dot{z}_0^2/n_c^2)^{1/2} \\ \tan \alpha &= 2x_0/y_0, \tan \beta = n_c z_0/\dot{z}_0 \end{aligned}$$

이를 투영 반경 유지 편대에 대한 식으로 정리하면 (3-7)과 같은 형태의 식을 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} x &= \frac{\rho}{2} \sin (\theta_c + \alpha) \\ y &= \rho \cos (\theta_c + \alpha) \\ z &= \rho \sin (\theta_c + \alpha) \\ \dot{x} &= n_c \frac{\rho}{2} \cos (\theta_c + \alpha) \\ \dot{y} &= -n_c \rho \sin (\theta_c + \alpha) \\ \dot{z} &= n_c \rho \cos (\theta_c + \alpha) \end{aligned} \quad (3-7)$$

여기서 ρ 는 주위성과 부위성 사이의 거리이고 n_c 는 주위성의 평균 각속도 그리고 α 는 부위성의 위상각이다.

나. J2를 고려한 구속조건의 사용

식 (3-7)에서 얻어지는 Hill 방정식의 초기조건은 섭동에 의한 영향이 전혀 고려되어 있지 않으므로 위의 초기조건만으로 궤도를 전파하면 시간이 지남에 따라 위성간의 거리가 멀어지게 된다. 그러므로 주기적으로 일정하게 유지되는 운동을 얻기 위

한 구속조건이 필요하다. Schaub & Alfriend(2000)는 J2섭동의 영향을 받는 승교점 적경과 근지점의 각, 그리고 평균근점이각의 변화율을 이용하여 진행방향의 거리를 주기적으로 일정하게 유지하는 방법에 관하여 논하였는데 다음과 같다.

그림 3.2는 두 위성의 평균 각속도를 표현한 그림인데 이는 섭동에 의한 세차운동의 변화율도 포함되어 있다. 여기의 위성의 각속도는 $\dot{w}, \dot{M}, \dot{\Omega}$ 로 표현되는데 이 세 매개 변수들은 식(3-1)에서 볼 수 있듯이 J2의 값이 포함되어 있기 때문에 J2의 영향을 고려한 초기조건을 결정하기위한 구속조건으로 사용하기 적당하다. 그러므로 이들을 이용, 두 위성의 각속도를 일치시킴으로써 진행방향으로의 일정한 거리 유지가 가능하다. 이를 식으로 나타내면 다음과 같다(Vadali *et al.*, 2000).

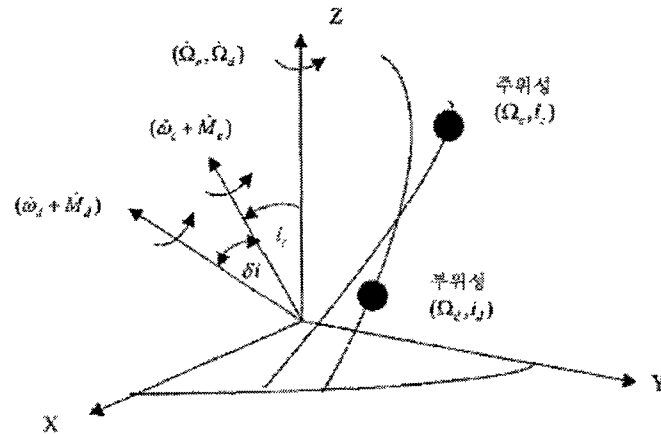


그림 2.20 주위성과 부위성의 평균각속도(Vadali *et al.*, 2000)

$$(\dot{w}_d + \dot{M}_d) \cos(\delta i) - (\dot{w}_c + \dot{M}_c) + (\dot{\Omega}_d - \dot{\Omega}_c) \cos(i_c) \cong 0 \quad (3-8)$$

두 위성의 궤도 경사각의 차이가 작다고 가정하면 위식은 다음과 같이 간단히 표현할 수 있다(Vadali *et al.*, 2000).

$$\delta \dot{w} + \delta \dot{M} + \delta \dot{\Omega} \cos(i_c) = 0 \quad (3-9)$$

위의 식(3-9)는 초기조건을 결정하는데 있어서 구속조건으로 작용한다. 여기에서 사

용될 주위성의 섭동력이 포함된 평균 각속도는 아래와 같다(Vadali *et al.*, 2000).

$$\bar{n}_c = \dot{w}_c + \dot{M}_c + \dot{\Omega}_c \cos(i_c) \quad (3-10)$$

5. 타원궤도에서의 초기조건 결정

앞에서 언급한 바와 같이 Hill 방정식은 주위성의 궤도(reference orbit)가 원궤도라는 가정 하에 있는 식이기 때문에 타원궤도일 경우 Hill 방정식의 초기조건을 사용할 수 없다. 그러므로 이심률을 고려한 새로운 운동방정식이 필요한데 이를 위해 Vaddi *et al.*(2003)의 결과를 사용하였다. Vaddi *et al.*(2003)는 이심률뿐만 아니라 차등적인 중력가속도의 비선형성까지 고려하여 편대를 일정하게 유지하는 해를 얻기 위한 초기조건을 구하였다. 이를 위해 먼저 이심률과 비선형성에 대해 각각 고려해본 후, 마지막에 두 가지를 모두 고려한 상태에서의 초기조건을 구해보도록 하였다. 각 과정은 Vaddi *et al.*(2003)의 과정을 따랐다.

가. 상대적인 운동방정식의 실제 모델

이심률을 가진 상대적인 운동 방정식은 다음과 같이 비선형 미분방정식의 형태로 나타난다.

$$\begin{aligned} \ddot{x} - 2\dot{\theta}\dot{y} - \ddot{\theta}y - \dot{\theta}^2x &= -\frac{\mu(r_c + x)}{[(r_c + x)^2 + y^2 + z^2]^{\frac{3}{2}}} + \frac{\mu}{r_c^2} \\ \ddot{y} + 2\dot{\theta}\dot{x} + \ddot{\theta}x - \dot{\theta}x - \dot{\theta}^2y &= -\frac{\mu y}{[(r_c + x)^2 + y^2 + z^2]^{\frac{3}{2}}} \\ \ddot{z} &= -\frac{\mu z}{[(r_c + x)^2 + y^2 + z^2]^{\frac{3}{2}}} \\ \ddot{r} &= r_c \dot{\theta}^2 - \frac{\mu}{r_c^2}, \quad \ddot{\theta} = -\frac{2\dot{r}_c \dot{\theta}}{r_c} \end{aligned} \quad (3-11)$$

여기서 r_c 는 지구중심에서 주위성까지의 거리, θ 는 진근점이자, 그리고 μ 는 중력상

수와 지구질량의 곱이다. x, y, z 는 각각 LVLH 좌표계, 즉 상대적인 좌표계에서의 주위성과 부위성의 좌표이다. 왼쪽항의 $\ddot{\theta}$ 은 Hill 방정식을 유도하는 과정에서 원궤도를 가정함으로써 0의 값을 가지게 된 각가속도 \dot{w} 을 타원궤도에서의 진근점각 (true anomaly)인 θ 로 나타낸 것이다. 그리고 오른쪽 항은 회전좌표계에서 각 위성의 좌표 값을 고려하여 그에 따른 차등적인 중력 포텐셜을 나타낸다. 그러면 (3-11)의 식을 이용, 비선형성과 이심률에 대한 영향을 살펴보고 이에 대한 보정을 수행하여 초기조건을 결정해 보도록 한다.

나. 비선형성만을 고려한 경우의 초기조건

먼저 주위성의 궤도가 원궤도라 가정하고 비선형성만을 고려해 보도록 한다. 비선형성만을 고려한 운동방정식은 Hill 방정식의 우변 항이 (3-11)식의 우변 항으로 대체되어 식(3-12)과 같이 나타난다.

$$\begin{aligned}\ddot{x} - 2n_c\dot{y} - n_c^2x &= -\frac{\mu(a_c + x)}{[(a_c + x)^2 + y^2 + z^2]^{\frac{3}{2}}} + \frac{\mu}{a_c^2} \\ \ddot{y} + 2n_c\dot{x} - n_c^2y &= -\frac{\mu y}{[(a_c + x)^2 + y^2 + z^2]^{\frac{3}{2}}} \\ \ddot{z} &= -\frac{\mu z}{[(a_c + x)^2 + y^2 + z^2]^{\frac{3}{2}}}\end{aligned}\quad (3-12)$$

여기서 a_c 는 주위성의 장반경이고, n_c 은 주위성의 평균 각속도로써 $\sqrt{\mu/a_c^3}$ 의 값을 가진다. (3-12)식의 오른쪽 항에 대해 2차항을 남기고 테일러 급수 전개를 하면 식 (3-13)과 같이 간단히 정리할 수 있다.

$$\begin{aligned}\ddot{x} - 2n_c\dot{y} - 3n_c^2x &= \frac{3\mu}{a_c^4}\left(\frac{y^2}{2} + \frac{z^2}{2} - x^2\right) \\ \ddot{y} + 2n_c\dot{x} &= \frac{3\mu}{a_c^4}xy \\ \ddot{z} + n_c^2z &= \frac{3\mu}{a_c^4}xy\end{aligned}\quad (3-13)$$

위의 방정식 (3-13)은 $\epsilon = 3\mu/a_c^4$ 라는 섭동 매개변수를 포함한 섭동력이 포함된 Hill 방정식이라고 볼 때 방정식의 해를 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned}
 x &= x_h + \epsilon x_{cn} & \dot{x} &= \dot{x}_h + \epsilon \dot{x}_{cn} & \ddot{x} &= \ddot{x}_h + \epsilon \ddot{x}_{cn} \\
 y &= y_h + \epsilon y_{cn} & \dot{y} &= \dot{y}_h + \epsilon \dot{y}_{cn} & \ddot{y} &= \ddot{y}_h + \epsilon \ddot{y}_{cn} \\
 z &= z_h + \epsilon z_{cn} & \dot{z} &= \dot{z}_h + \epsilon \dot{z}_{cn} & \ddot{z} &= \ddot{z}_h + \epsilon \ddot{z}_{cn}
 \end{aligned} \tag{3-14}$$

첨자 h 는 Hill 방정식의 해를 나타내고 첨자 cn 은 섭동력, 즉 비선형성에 대한 보정값을 나타낸다.

Hill 방정식의 상태벡터와 그 초기값은 아래와 같다.

$$\begin{aligned}
 X_h(t) &= [x_h(t) \ y_h(t) \ z_h(t) \ \dot{x}_h(t) \ \dot{y}_h(t) \ \dot{z}_h(t)]^T \\
 X_h(0) &= [x_h(0) \ y_h(0) \ z_h(0) \ \dot{x}_h(0) \ \dot{y}_h(0) \ \dot{z}_h(0)]^T
 \end{aligned} \tag{3-15}$$

Hill 방정식의 상태벡터, 즉 해는 2.5절의 원궤도에서의 해와 같으므로 식(3-16)과 같이 쓸 수 있다.

$$\begin{aligned}
 x_h &= \frac{\rho}{2} \sin(n_c t + \alpha_0) \\
 y_h &= \rho \cos(n_c t + \alpha_0) \\
 z_h &= \rho \sin(n_c t + \alpha_0) \\
 \dot{x}_h &= \frac{\rho}{2} n_c \cos(n_c t + \alpha_0) \\
 \dot{y}_h &= -\rho n_c \sin(n_c t + \alpha_0) \\
 \dot{z}_h &= \rho n_c \cos(n_c t + \alpha_0)
 \end{aligned} \tag{3-16}$$

그러므로 Hill 방정식의 초기조건은 아래와 같다.

$$X_h(0) = [(\rho/2)\sin\alpha_0 \ \rho\cos\alpha_0 \ \rho\sin\alpha_0 \ (\rho/2)n_c\cos\alpha_0 \ -\rho n_c\sin\alpha_0 \ \rho n_c\cos\alpha_0]^T \tag{3-17}$$

섭동변수와 그 초기조건을 (3-18)라고 하자.

$$\begin{aligned} X_{cn}(t) &= [x_{cn}(t) \ y_{cn}(t) \ z_{cn}(t) \ \dot{x}_{cn}(t) \ \dot{y}_{cn}(t) \ \dot{z}_{cn}(t)]^T \\ X_{cn}(0) &= [x_{cn}(0) \ y_{cn}(0) \ z_{cn}(0) \ \dot{x}_{cn}(0) \ \dot{y}_{cn}(0) \ \dot{z}_{cn}(0)]^T \end{aligned} \quad (3-18)$$

그렇다면 식 (3-13)의 완전한 해의 초기조건은 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$X(0) = X_h(0) + \varepsilon X_{cn}(0) \quad (3-19)$$

(3-14)의 해를 (3-13)의 식에 대입하면 식 (3-20)을 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} \ddot{x}_{cn} - 2n\dot{y}_{cn} - 3n^2x_{cn} &= \frac{(y_h^2 + z_h^2 - 2x_h^2)}{2} \\ \ddot{y}_{cn} + 2n\dot{x}_{cn} &= x_h y_h \\ \ddot{z}_{cn} + n^2z_{cn} &= x_h z_h \end{aligned} \quad (3-20)$$

그리고 (3-16)의 해를 식(3-20)에 대입하면

$$\begin{aligned} \ddot{x}_{cn} - 2n\dot{y}_{cn} - 3n^2x_{cn} &= \frac{3}{8}\rho^2 + \frac{\rho^2}{8} \cos(2nt + 2\alpha_0) \\ \ddot{y}_{cn} + 2n\dot{x}_{cn} &= \frac{\rho^2}{4} \sin(2nt + 2\alpha_0) \\ \ddot{z}_{cn} + n^2z_{cn} &= \frac{\rho^2}{4} - \frac{\rho^2}{4} \cos(2nt + 2\alpha_0) \end{aligned} \quad (3-21)$$

와 같은 운동방정식을 얻을 수 있는데 이를 간단히 아래와 같은 형태로 나타내어 볼 수 있다.

$$\dot{X}_{cn} = A_h X_{cn} + B u_h \quad (3-22)$$

$$\text{where, } A_h = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 3n^2 & 0 & 0 & 0 & 2n & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -2n & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -n^2 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$X_{cn} = \begin{bmatrix} x_{cn} \\ y_{cn} \\ z_{cn} \\ \dot{x}_{cn} \\ \dot{y}_{cn} \\ \dot{z}_{cn} \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix},$$

$$u_h = \begin{bmatrix} \frac{3\rho^2}{8} + \frac{\rho^2}{8} \cos(2nt + 2a_0) \\ \frac{\rho^2}{4} \sin(2nt + 2a_0) \\ \frac{\rho^2}{4} - \frac{\rho^2}{4} \cos(2nt + 2a_0) \end{bmatrix}$$

상태변환 행렬을 아래와 같이 나타내면 식 (3-22)의 일반해는 식 (3-23)이며 각각의 값들은 아래에 나타나 있다.

$$\Phi_h(t) = \begin{bmatrix} 4 - 3c & 0 & 0 & \frac{s}{n} & \frac{2}{n}(1 - c) & 0 \\ 6(s - nt) & 1 & 0 & -\frac{2}{n}(1 - c) & \frac{4s - 3nt}{n} & 0 \\ 0 & 0 & c & 0 & 0 & \frac{s}{n} \\ 3ns & 0 & 0 & c & 2s & 0 \\ -6n(1 - c) & 0 & 0 & -2s & 4c - 3 & 0 \\ 0 & 0 & -ns & 0 & 0 & c \end{bmatrix}$$

$$c = \cos(nt), \quad s = \sin(nt)$$

$$X_{cn}(t) = \Phi_h(t)X_{cn}(0) + \int_0^t \Phi_h(t - \tau)Bu_h(\tau)d\tau \quad (3-23)$$

$$\begin{aligned}
x_{cn}(t) &= [4 - 3 \cos(nt)]x_{cn}(0) + \frac{\sin(nt)}{n} \dot{x}_{cn}(0) + \frac{2[1 - \cos(nt)]}{n} \dot{y}_{cn}(0) \\
&+ \frac{1}{48} \frac{\rho^2 [18 + 12 \cos(2\alpha_0)]}{n^2} \\
&+ \frac{1}{48} \frac{\rho^2 [2 \cos(2nt + 2\alpha_0) - 5 \cos(nt - 2\alpha_0) - 9 \cos(nt + 2\alpha_0) - 18 \cos(nt)]}{n^2}
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
y_{cn}(t) &= [6 \sin(nt) - 6nt]x_{cn}(0) + y_{cn}(0) - \frac{2[1 - \cos(nt)]}{n} \dot{x}_{cn}(0) \\
&+ \frac{4 \sin(nt) - 3nt}{n} \dot{y}_{cn}(0) - \frac{1}{48} \frac{\rho^2 [36nt + 18nt \cos(2\alpha_0)]}{n^2} \\
&- \frac{1}{48} \frac{\rho^2 [5 \sin(2nt + 2\alpha_0) + 3 \sin(2\alpha_0) - 18 \sin(nt + 2\alpha_0)]}{n^2} \\
&+ \frac{1}{48} \frac{\rho^2 [10 \sin(nt - 2\alpha_0) + 36 \sin(nt)]}{n^2}
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
z_{cn}(t) &= \cos(nt)z_{cn}(0) + \frac{\sin(nt)}{n} \dot{z}_{cn}(0) \\
&+ \frac{1}{24} \frac{6\rho^2}{n^2} \frac{1}{24} \frac{\rho^2 [2 \cos(2nt + 2\alpha_0) - 6 \cos(nt) + \cos(nt - 2\alpha_0) - 3 \cos(nt + 2\alpha_0)]}{n^2}
\end{aligned}$$

위의 해에서 시간에 따라 증가하는 영년 항은 위성의 진행방향인 y 에서만 나타나므로 관련 항을 0으로 함으로써 비선형성에 대한 보정조건을 얻을 수 있다. 그러므로

$$-6nx_{cn}(0) - 3\dot{y}_{cn}(0) - \frac{\rho^2 36n + 18n \cos(2\alpha_0)}{48n^2} = 0 \quad (3-24)$$

라고 하면 거리유지를 위한 아래와 같은 구속 조건을 얻을 수 있다.

$$x_{cn}(0) = 0$$

$$\dot{y}_{cn}(0) = -\frac{\rho^2}{48n} [12 + 6 \cos(2\alpha_0)] \quad (3-25)$$

그러므로 섭동력이 포함된 상태 벡터의 초기값은 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$X_{cn}(0) = [0 \ 0 \ 0 \ 0 \ (-\rho^2/48n)(12 + 6\cos(2\alpha_0)) \ 0]^T \quad (3-26)$$

다. 이심률만을 고려한 경우의 초기조건

이번에는 이심률만을 고려했을 때를 살펴보자. 이심률이 고려된 선형운동방정식은 식(3-26)과 같다.

$$\begin{aligned} \ddot{x} - 2\dot{\theta}\dot{y} - \ddot{\theta}y - \dot{\theta}^2x - \frac{2\mu}{r_c^3}x &= 0 \\ \ddot{y} + 2\dot{\theta}\dot{x} + \ddot{\theta}x - \dot{\theta}x - \frac{\mu}{r_c^3}y &= 0 \\ \ddot{z} + \frac{\mu}{r_c^3} &= 0 \\ \ddot{r} = r_c\dot{\theta}^2 - \frac{\mu}{r_c^2}, \quad \ddot{\theta} &= -\frac{2\dot{r}_c\dot{\theta}}{r_c} \end{aligned} \quad (3-26)$$

상대적인 궤도가 어느 정도 일정하게 유지되기 위한 조건으로 Inalhan *et al.*(2002)에서 유도된 식 (3-27)을 사용한다.

$$\frac{\dot{y}(0)}{\dot{x}(0)} = -\frac{n_c(2+e)}{(1+e)^{\frac{1}{2}}(1-2)^{\frac{3}{2}}} \quad (3-27)$$

Hill 방정식의 보정하는 형태를 위하여 식 (3-27)을 (3-28)과 같은 형태로 나타낸 후 Hill 방정식에서의 초기조건중 $x(0) = -\rho n_c \sin\alpha_0$ 을 대입하면 이심률에 대한 보정값 (3-29)를 얻을 수 있다.

$$\dot{y}_0 = -\rho n \sin\alpha_0 + \delta(e) \quad (3-28)$$

$$\delta(e) = \rho n \sin\alpha_0 \left[1 - \frac{(2+e)}{2(1+e)^{\frac{1}{2}}(1-e)^{\frac{3}{2}}} \right] \quad (3-29)$$

라. 비선형성과 이심률을 함께 고려한 경우의 초기조건

이번 절에서는 앞선 두절에서 얻은 결과를 가지고 두 결과를 조합해서 상대궤도를 일정하게 유지시킬 수 있는 초기조건을 얻도록 해본다.

먼저 이심률만을 고려한 운동방정식 (3-26)을 급수 전개를 통해 아래와 같이 나타낸다고 하자.

$$\dot{X} = A(t)X \quad (3-30)$$

$$\text{where, } A(t) = A_h + eA_{1e} + e^2A_{2e} + \dots$$

여기에 섭동 매개변수 ϵ 을 포함하면

$$\dot{X} = A(t)X + \epsilon f(X) \quad (3-31)$$

와 같이 되고 X_{1e} 을 식(3-30)에서 주어진 방정식에 대한 해라고 했을 때 식(3-31)의 해는 아래와 같다.

$$X = X_{1e} + \epsilon X_1 \quad (3-32)$$

그러므로 섭동변수 X_1 에 대한 미분방정식을 아래와 같이 얻게 되고 X_{1e} 는 (3-34)와 같이 전개시켜볼 수 있다.

$$\dot{X}_1 = A(t)X_1 + f(X_{1e}) \quad (3-33)$$

$$X_{1e} = X_h + eX_{1e} + e^2X_{2e} + \dots \quad (3-34)$$

같은 형태로 상태변환 행렬 역시 아래와 같이 전개시킬 수 있다.

$$\Phi_{1e} = \Phi_h + e\Phi_{1e} + e^2\Phi_{2e} + \dots \quad (3-35)$$

식 (3-31)에서 섭동력에 관한 함수 f 을 (3-36)과 같이 나타내면 식 (3-37)과 같다.

$$f(X_{lc}) = Bu \quad (3-36)$$

where, $u = u_h + \epsilon u_1 + \epsilon^2 u_2$

$$\dot{X}_1 = A(t)X_1 + \epsilon Bu \quad (3-37)$$

그러므로 위의 미분방정식에 대한 해는 다음과 같다.

$$X_1(t) = \Phi(t)X_1(0) + \int_0^t \Phi(t-\tau)Bu(\tau)d\tau \quad (3-38)$$

$$\begin{aligned} X(t) &= X_{lc}(t) + \epsilon \Phi(t)X_1(0) + \epsilon \int_0^t \Phi(t-\tau)Bu(\tau)d\tau \\ &= X_{lc}(t) + \epsilon \Phi(t)X_1(0) \\ &\quad + \epsilon \Phi(t) \int_0^t [\Phi_h(-\tau) + e\Phi_{lc}(-\tau) + \dots]B[u_h(\tau) + \epsilon u_1(\tau) + \dots]d\tau \end{aligned} \quad (3-39)$$

$$X(t) = X_{lc}(t) + \epsilon \Phi(t)X_1(t) + \epsilon \Phi_h(t) \int_0^t \Phi_h(-\tau)Bu_h(\tau)d\tau \quad (3-40)$$

$$X(t) = X_{\leq}(t) + \epsilon X_{cn}(t) \quad (3-41)$$

그러므로 비선형성과 이심률에 대한 보정이 조합된 초기조건에 대한 최종적인 보정은 (3-42)과 같다.

$$\dot{y}(0) = -\rho ns \sin \alpha_0 + \delta(e) + \epsilon \dot{y}_{cn}(0) \quad (3-42)$$

6. 최적의 초기조건을 사용한 형태 유지

Vadali *et al.*(2000)에서는 앞 장에서 소개되었던 Schaub & Alfriend(2000)의 평균각 속도를 일치시키는 구속조건을 적용한 초기조건을 사용하여 주위성이 원궤도를 가질 경우 1/4 주기로 진행방향의 거리가 유지되는 결과를 얻어내었다. 그러므로 같은 방법을 사용하여 원궤도에서 동일한 결과가 나오는지 확인한 후, 이러한 초기

결정방법이 타원궤도에서도 적용되는지의 여부에 관해 알아보도록 한다.

가. 초기조건의 결정

이번절에서는 주위성의 평균궤도요소가 주어졌을 때 식(3-10)에서 주어진 구속조건을 만족하는 부위성의 초기조건을 결정하는 방법을 알아본다. 초기조건과 주위성의 궤도요소가 주어지면 부위성의 궤도요소를 구하여 시간이 지남에 따른 두 위성간의 거리변화를 알아볼 수 있다.

위성간 상대운동방정식의 초기조건은 운동방정식의 해를 구함으로써 얻을 수 있다. 본 연구에서 사용하는 투영 반경 유지 편대에서는 운동방정식의 해인 식(3-7)에 주위성과 부위성 사이의 거리 ρ 와 위상각 α 을 대입함으로써 초기조건을 얻을 수 있다. 그러나 이렇게 얻어진 초기조건은 J2섭동의 영향을 고려하지 않은 값이기 때문에 시간이 지날수록 위성간의 거리를 멀어지게 한다. 따라서 J2섭동의 영향을 고려하기 위해 식(3-10)의 구속조건을 적용하도록 한다.

부위성의 6개의 궤도요소를 결정하기 위해서는 6개의 조건이 필요하므로 Hill 방정식의 해인 식(3-7)과 식(3-10)의 구속조건을 사용할 수 있다. 그러나 식(3-10)은 진행방향으로의 위성간의 간격 유지를 위한 조건이므로 식(3-7)에서 진행방향, 즉 \dot{y} 에 관한 식은 빠지게 된다. 그러므로 주위성의 궤도요소와 6개의 조건으로 구속조건을 만족하는 부위성의 궤도요소를 결정할 수 있다.

위성의 궤도요소가 주어졌을 때 위성의 거리벡터와 속도벡터를 얻는 방법은 천체역학 관련 책에서 쉽게 찾을 수 있다. 얻어진 위성의 거리벡터와 속도벡터는 관성좌표계에서의 값이기 때문에 위성간의 상대좌표계인 회전좌표계의 값으로 변환시켜야 한다. 변환 값은 관성좌표계의 거리벡터와 속도벡터 값을 식(3-3)에 대입함으로써 얻을 수 있다.

부위성의 궤도요소를 가정해 주위성의 궤도요소와 함께 J2섭동이 궤도요소에 미치는 영향을 보여주는 식(3-1)에 대입한다. 각각의 값을 구속조건인 식(3-10)에 대입하여 식을 만족하는지를 알아본다. 식을 만족시키는 부위성의 궤도요소와 주어진 주위성의 궤도요소를 가지고 얻어진 회전좌표계에서의 상대적인 값이 주기적으로 일정한 간격유지를 가능케하는 초기조건이 되는 것이다.

나. 원궤도에서 초기조건의 사용 결과

Vadali *et al.*(2002)은 Schaub & Alfriend(2000)의 주위성과 부위성의 각속도를 일치시키는 구속조건을 적용한 초기조건을 사용하여 진행방향으로의 주기적인 위성간의 간격유지를 얻어내었다. 결과를 확인하기 위하여 동일한 조건에서 초기조건을 결정, 주위성과 부위성의 궤도를 전파해보았다.

주위성의 궤도요소가 $oe=[a\ e\ i\ \Omega\ w\ M]^T=[7100\text{km}, 0.005, 70^\circ, 0^\circ, 0^\circ, 0^\circ]$ 와 같이 주어지고 부위성과의 거리 ρ 는 0.5km, 위상각 α 는 0° 이다. 주어진 값을 식 (3-7)에 대입해 얻은 Hill 방정식의 초기 조건 중 y 에 관한 식을 뺀 나머지는 식 (3-43)에 나타나 있다.

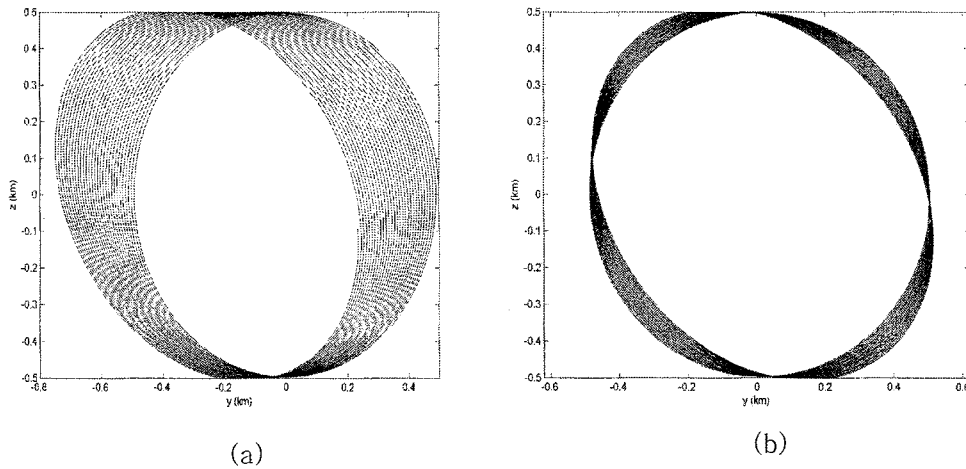


그림 3.3 (a) Hill's IC (Initial Condition)만을 사용한 경우, (b)구속조건 적용한 경우

$$\begin{aligned}
 x &= 0 \\
 y &= 0.5\text{km} \\
 z &= 0 \\
 \dot{x} &= 0.25\bar{n}_c\text{km/s} \\
 \dot{z} &= 0.5\bar{n}_c\text{km/s}
 \end{aligned}
 \tag{3-43}$$

위의 과정을 통해 수치적으로 얻어진 초기조건은 식(3-44)에 나타나 있다.

$$\begin{aligned}
 x &= 0 \\
 y &= 0.5\text{km} \\
 z &= 0 \\
 \dot{x} &= 0.24999\bar{n}_c\text{km/s} \\
 \dot{y} &= -5.27298 \times 10^{-4}\bar{n}_c\text{km/s} \\
 \dot{z} &= 0.499989\bar{n}_c\text{km/s}
 \end{aligned}
 \tag{3-44}$$

그림 3.3은 식(3-43)과 (3-44)에서 얻은 초기값으로 이틀 동안 주위성과 부위성의 궤도를 전파해 본 결과이다. 그림에서 x 축은 진행방향으로의 상대거리, y 축은 궤도면에 수직인 방향으로의 상대거리를 나타낸다. 그림 3.3(a)는 Hill 방정식의 초기값을 사용한 결과이고 그림 3.3(b)는 구속조건을 적용해서 얻은 초기값을 사용한 결과이다. 그림은 Vandal *et al.*(2002)의 결과와 동일한 결과를 보여주고 있다. 섭동의 영향이 없다면 간격이 일정하게 유지되어 하나의 원으로 나타나야 한다. 그러나 그림 3.3(a)에서 보면 섭동에 의해 위성간의 거리가 점점 멀어져 마치 원이 퍼진 듯한 모습을 보이게 된다. 특히 진행방향인 x 축의 퍼짐현상이 심하다. 그림 3.3(b)는 구속조건을 적용한 결과로써 1/4주기로 위성간의 간격이 유지되면서 그림 3.3(a)보다 진행방향으로의 퍼짐현상이 많이 줄었음을 알 수 있다. 그러므로 위성의 평균각속도를 일치시키는 구속조건을 적용한 초기조건은 진행방향으로의 거리를 일정하게 유지시키는 좋은 방법이라고 할 수 있다.

다. 타원궤도에서의 초기조건 사용 결과

(1) 타원궤도일 때의 운동방정식에 대한 검증

앞서 사용한 구속조건이 타원궤도에서도 위성간의 간격을 일정하게 유지시킬 수 있는지를 알아보기 위해 Vaddi *et al.*(2003)의 결과를 사용하여 타원궤도를 나타내 보도록 한다. 원궤도일 경우와 동일한 조건을 사용하여 같은 결과를 보여주는 지를

확인한 후 이심률은 0.01, 0.05, 0.1로 증가시켜가며 유효성을 검증해보도록 한다. 각각의 이심률에 대해 Hill 방정식의 초기조건, 비선형성을 보정한 초기조건, 이심률을 보정한 초기조건, 비선형성과 이심률을 둘 다 보정한 초기조건, 이 네 가지의 경우에 대해서 궤도를 전파해보고 각각의 유효성에 대해 살펴해보도록 한다.

Vaddi *et al.*(2003)의 결과는 이심률 보정을 위한 초기조건이 sin 함수에 관한 식이기 때문에 위상각이 0° 인 경우 이심률 보정의 효과가 전혀 나타나지 않는다는 단점이 있다. 그러므로 sin 함수가 최대 값을 갖는 90° 의 위상각에 대해서도 알아보도록 한다. 또한 위성간의 간격(0.5km, 10km)에 변화를 줘서 비선형성과 이심률에 대한 보정의 효과를 좀 더 알아보도록 한다.

(가) $e=0.005$ 일 경우의 결과

① 위상각 $\alpha = 0^\circ$ 일 경우의 결과

원궤도와 같은 조건을 사용하여 타원궤도 방정식의 유효성을 검증해보도록 하자. 주위성의 평균궤도요소가 $oe = [a \ e \ i \ \Omega \ w \ M]^T = [7100\text{km}, 0.005, 70^\circ, 0^\circ, 0^\circ, 0^\circ]$ 로 주어지고 부위성과의 거리 ρ 가 0.5km, 위상각 α 가 0° 라고 하자. 그림 3.4(a)는 Vaddi *et al.*(2003)의 비선형성과 이심률에 대한 보정을 거친 초기조건을 사용한 결과이다. 이는 원궤도에서 Hill 방정식의 초기조건을 사용한 결과와 같다. 보정을 거친 타원궤도의 초기조건에 구속조건을 적용시켜본 결과가 그림 3.4(b)에 나타나있는데 마찬가지로 원궤도일때와 동일하게 주기적으로 일정한 간격 유지를 얻을 수 있었다.

② 위상각 $\alpha = 90^\circ$ 일 경우의 결과

그림 3.5는 위의 경우와 동일한 조건하에서 위상각에만 변화를 준 경우이다. 그림 3.4와는 달리 섭동의 영향이 거의 보이지 않고 일정한 간격이 유지됨을 볼 수 있다. 위상각이 90° 인 경우는 이심률 보정의 효과가 최대로 나타남과 동시에 섭동의 영향을 거의 받지 않는 각이기도 하다(Vadali *et al.*, 2002). 따라서 이 경우는 이심률

보정의 효과에 대해서는 확실히 말할 수 없지만 구속조건의 적용 없이 타원궤도의 초기조건만으로도 충분히 일정한 간격유지를 얻어낼 수 있음을 알 수 있다.

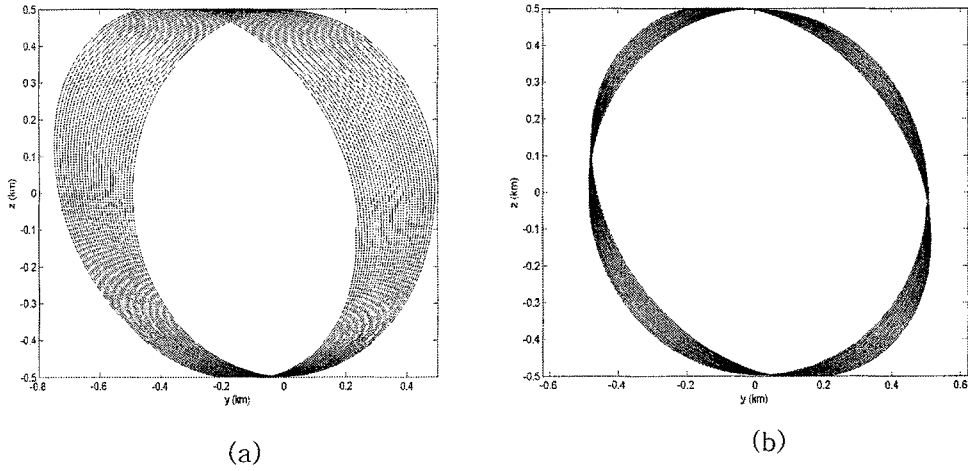


그림 3.4 (a) 비선형성과 이심률 둘 다 보정, (b) 구속조건 적용

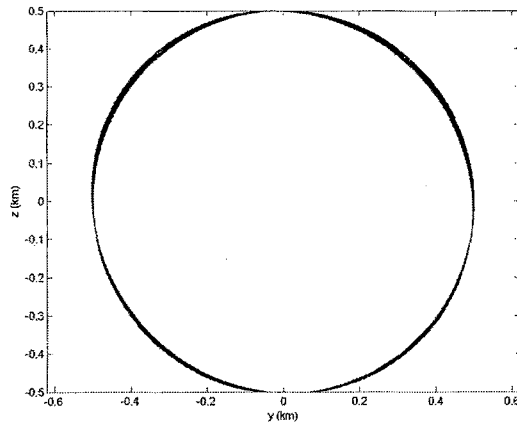


그림 3.5 $\alpha = 90^\circ$ 일 때 비선형성과 이심률보정

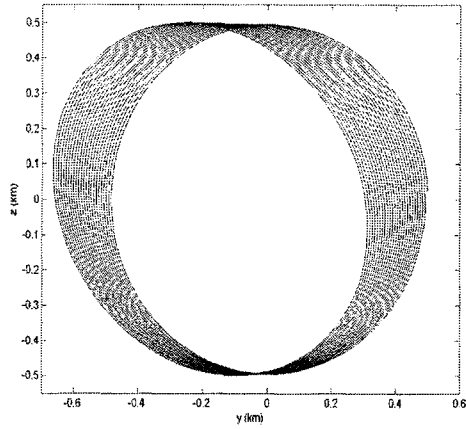
(나) $e=0.01$ 의 경우의 결과

이제 이심률을 증가시켜 가며 비선형성과 이심률에 대한 보정의 효과를 살펴보도록 하자. 주위성의 궤도요소를 $oe=[8000\text{km}, 0.001, 70^\circ, 0^\circ, 0^\circ, 0^\circ]$ 이라 하고 위상각이 0° 와 90° 일 경우에 대해 알아본다. 또한 각각의 위상각에서 주위성과 부위성사이의 거리인 ρ 값에 변화를 주어서 이심률에 의한 효과를 좀더 살펴보도록 한다.

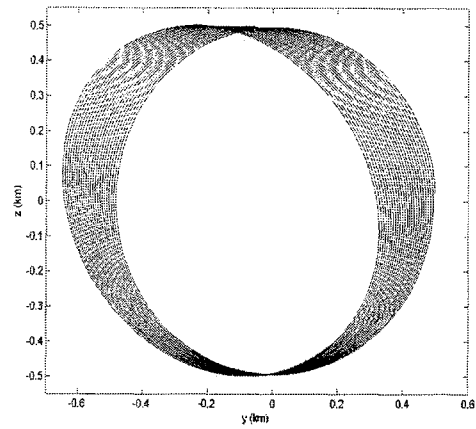
① 위상각 $\alpha = 0^\circ$ 일 경우의 결과

먼저 거리 ρ 가 0.5km 일 경우에 대해 주위성과 부위성의 궤도를 전파해본다. 그림 3.6(a)는 Hill 방정식의 초기값을 사용한 경우이고 그림 3.6(b)는 비선형성에 대해 보정한 경우이다. 그림 3.6(c)는 이심률에 대한 보정을 한 경우이고 그림 3.6(d)는 비선형성과 이심률 모두에 대한 보정을 한 경우이다. 위상각이 0° 이므로 이심률에 대한 보정의 효과는 전혀 나타나지 않고 있다. 비선형성을 보정한 그림 3.6(b)의 경우도 Hill 방정식의 초기조건을 사용한 그림 3.6(a)와 차이가 없는 것으로 보아 0.01의 작은 이심률을 가진 타원궤도에서는 위성간의 간격이 0.5km 정도로 작다면 Hill 방정식의 초기값만으로도 타원궤도에서의 운동을 기술 할 수 있음을 알 수 있다.

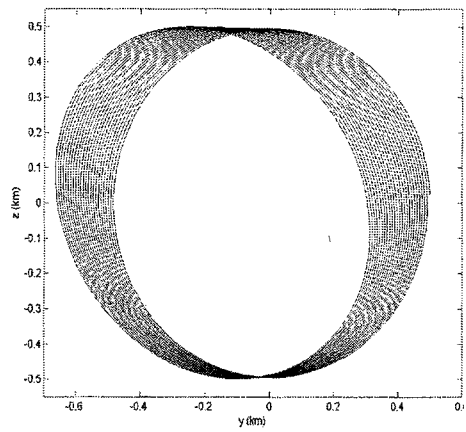
거리 ρ 가 10km 일 경우에 대해선 그림 3.7에 나타나 있다. 그림 3.7(a)는 Hill 방정식의 초기값을 사용한 경우이고 그림 3.7(b)는 비선형성에 대해 보정한 경우이다. 그림 3.7(c)는 이심률에 대한 보정을 한 경우이고 그림 3.7(d)는 비선형성과 이심률 모두에 대한 보정을 한 경우이다. 마찬가지로 위상각이 0° 이므로 이심률에 대한 보정의 효과는 전혀 나타나지 않고 있다. 위성간의 간격이 0.5km일 경우와는 달리 10km일 경우에는 그림 3.7(a)의 Hill 방정식의 초기조건을 사용한 경우는 주기적으로 간격이 유지되지 않아 계속 위성간의 거리가 멀어지고 있음을 볼 수 있다. 비선형성을 보정한 그림 3.7(b)의 경우는 1/2주기마다 간격이 유지되어 Hill 방정식의 초기조건을 사용한 경우보다는 어느 정도 간격이 유지됨을 볼 수 있다. 그러나 역시 섭동의 영향에 의해 시간이 지날수록 거리가 멀어지게 됨을 확인 할 수 있다.



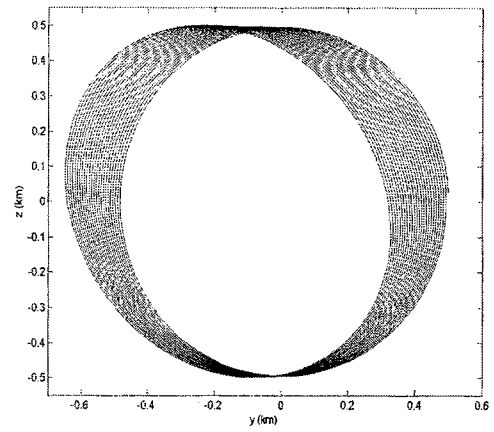
(a)



(b)

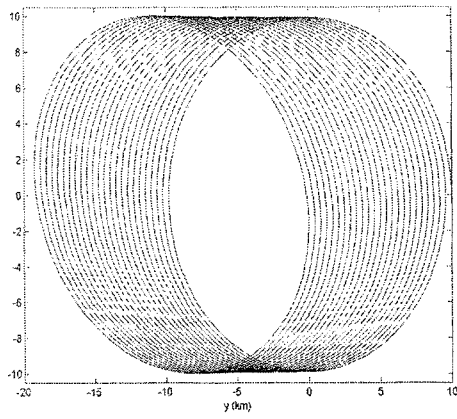


(c)

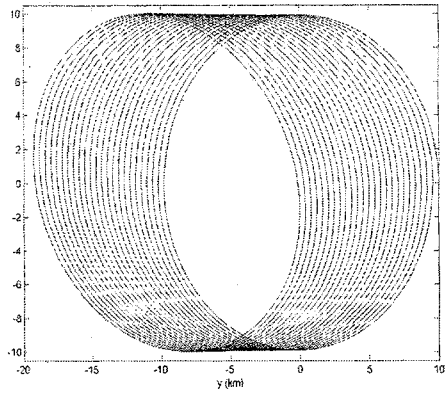
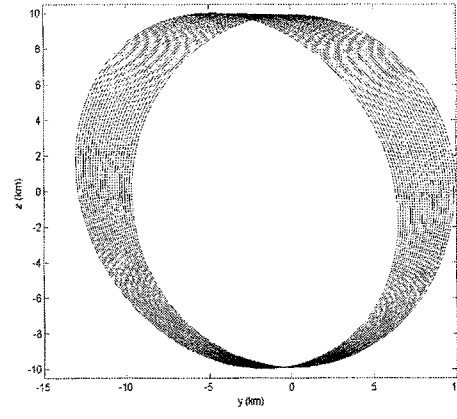


(d)

그림 3.6 (a) Hill's IC, (b) 비선형성 보정, (c) 아심플 보정, (d) 둘 다 보정



(a)



(c)

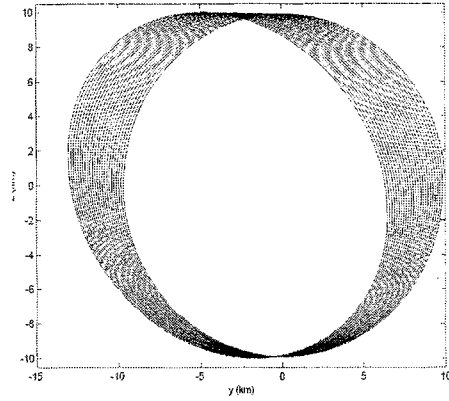
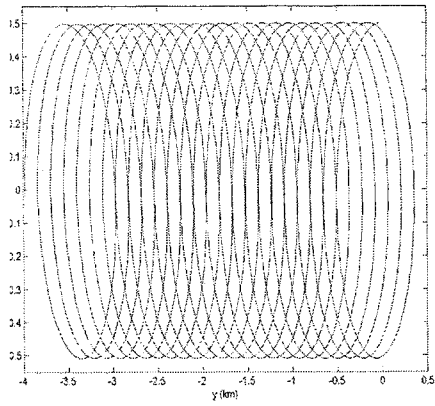


그림 3.7 (a) Hill's IC, (b) 비선형성 보정, (c) 이심률 보정, (d) 둘 다 보정

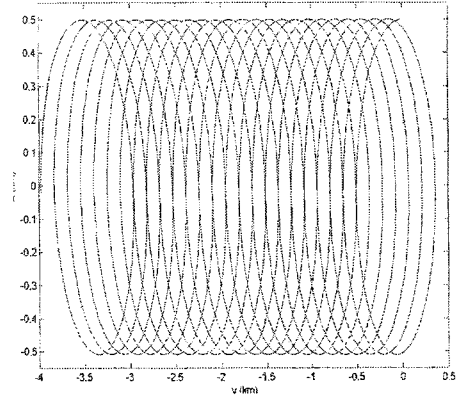
② 위상각 $\alpha = 90^\circ$ 일 경우의 결과

위상각이 90° 일 경우는 이심률 보정에 대한 효과가 최대로 나타난다. 그림 3.8은 주위성과 부위성사이의 거리가 0.5km인 경우이다. 그림 3.8(a)은 Hill's 방정식의 초기값을 사용한 경우이고 그림 3.8(b)은 비선형성에 대해 보정한 경우이다. 그림 3.8(c)은 이심률에 대한 보정을 한 경우이고 그림 3.8(d)은 비선형성과 이심률 모두에 대한 보정을 한 경우이다. 위상각이 90° 일 경우는 섭동의 영향을 최소로 받음 (Vadali et al.,2002)에도 불구하고 Hill 방정식의 초기값만을 사용한 경우에는 그림 3.8(a)에서 볼 수 있듯이 전혀 주기적인 운동을 얻을 수가 없어 위성간 거리가 급격하게 멀어지게 된다. 비선형성에 대한 보정 효과도 여기서는 잘 나타나지 않는다. 그러나 그림 3.8(c)에서와 같이 이심률 보정의 효과는 매우 크게 나타나서 거의 섭동의 영향을 받지 않는 것처럼 보인다. 따라서 타원궤도의 경우 부위성의 주위성으로부터 90° 의 위치에 있다면 이심률에 대한 보정은 꼭 필요하다고 볼 수 있다.

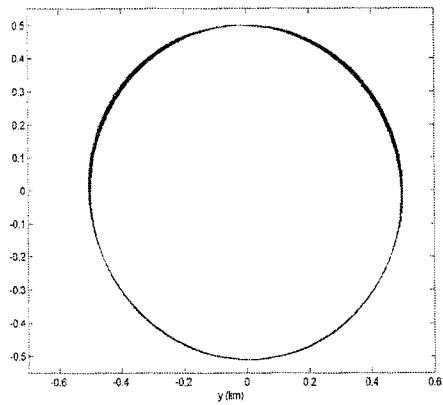
그림 3.9는 위성사이의 거리 ρ 를 10km로 늘여본 결과이다. 그림 3.9(a)는 Hill 방정식의 초기값을 사용한 경우이고 그림 3.9(b)는 비선형성에 대해 보정한 경우이다. 그림 3.9(c)는 이심률에 대한 보정을 한 경우이고 그림 3.9(d)는 비선형성과 이심률 모두에 대한 보정을 한 경우이다. 위성간 거리가 0.5km와 마찬가지로 Hill 방정식의 초기조건만으로는 거리가 유지되는 결과를 얻을 수 없고 이심률 보정에 대한 효과는 확실히 나타나는데 비해 비선형성에 대한 효과는 거의 나타나지 않는 것처럼 보인다. 그러나 거리가 0.5km와는 달리 이심률에 대해 보정을 한 경우에도 약간의 섭동에 의한 거리의 멀어짐 현상이 보인다. 그림 3.9(b)에서 보면 비선형성에 대한 보정의 효과는 거의 나타나지 않는 것처럼 보이나 그림 3.8(d)에서 알 수 있듯이 이심률과 함께 보정했을 경우는 섭동의 영향이 거의 보이지 않을 정도로 거리가 잘 유지되는 결과를 보여주고 있다.



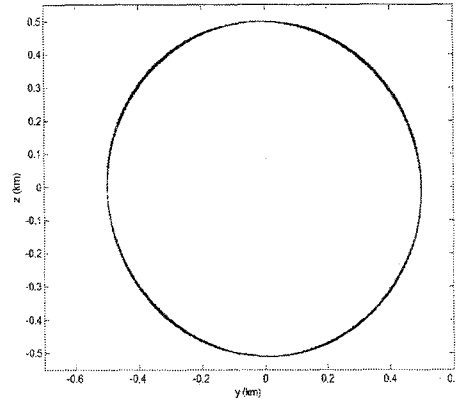
(a)



(b)

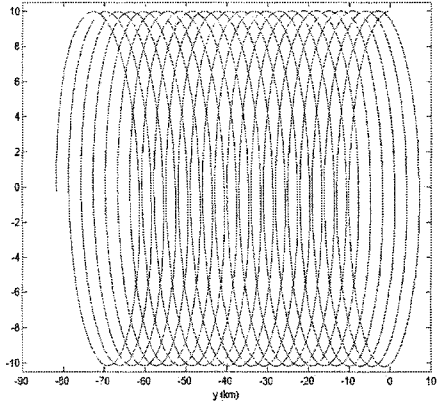


(c)

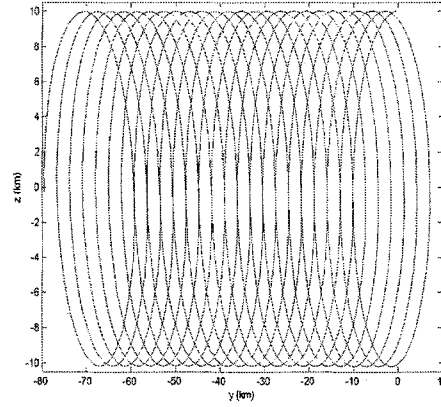


(d)

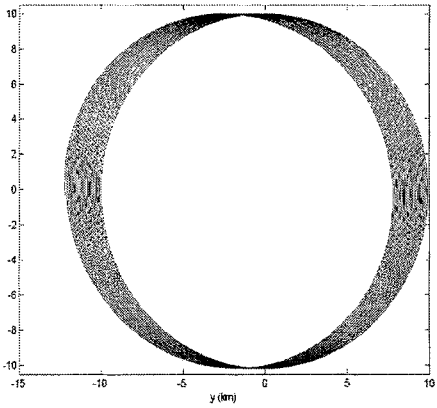
그림 3.8 (a) Hill's IC, (b) 비선형성 보정, (c) 이심률 보정, (d) 둘 다 보정



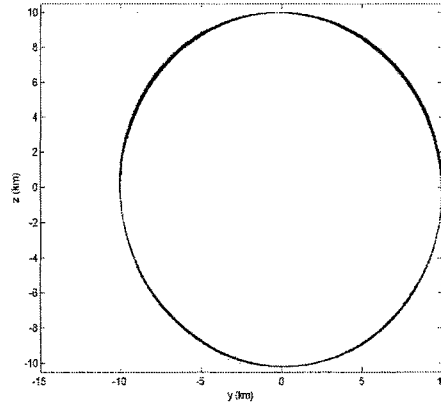
(a)



(b)



(c)



(d)

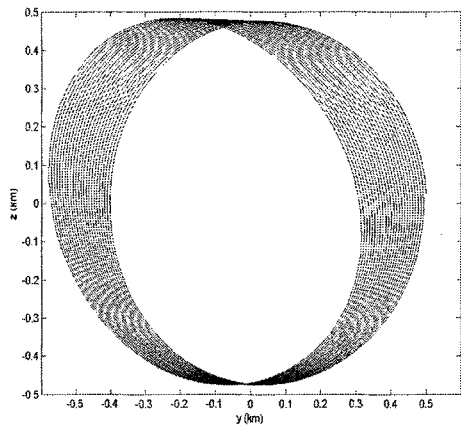
그림 3.9 (a) Hill's IC, (b) 비선형성 보정, (c) 이심률 보정, (d) 둘 다 보정

(다) $e=0.05$ 일 경우의 결과

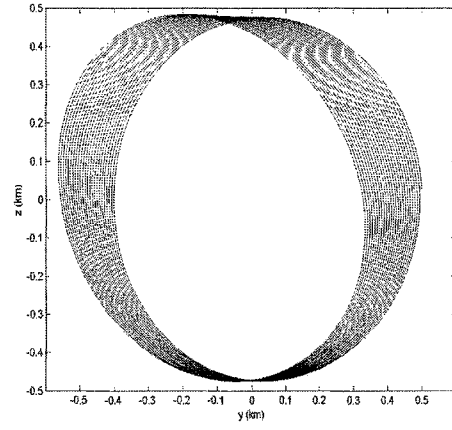
주위성이 이심률이 0.01때와 같은 궤도요소를 가지고 있다 하고 이심률을 0.05로 증가시켜보도록 한다. ($oe=[8000\text{km}, 0.001, 70^\circ, 0^\circ, 0^\circ, 0^\circ]$)

① 위상각 $\alpha = 0^\circ$ 일 경우의 결과

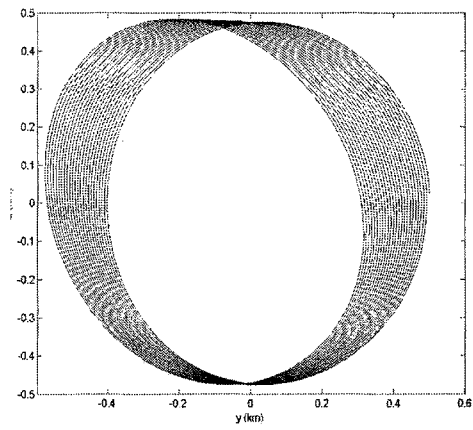
주위성과 부위성의 거리가 0.5km인 경우가 그림 3.10에 나타나 있다. 그림 3.10(a)는 Hill 방정식의 초기값을 사용한 경우이고 그림 3.10(b)는 비선형성에 대해 보정한 경우이다. 그림 3.10(c)는 이심률에 대한 보정을 한 경우이고 그림 3.10(d)는 비선형성과 이심률 모두에 대한 보정을 한 경우이다. 위상각이 0° 이므로 이심률에 대한 보정의 효과는 나타나지 않고 있다. 이심률이 0.01때와 거의 비슷한 결과를 보여주고 있는데 마찬가지로 비선형성에 대한 보정이 Hill 방정식의 초기조건을 사용했을 때보다 더 나은 결과를 보여주고 있지 못하다. 위성간의 거리가 10km인 경우도 마찬가지로 이심률이 0.01때와 비슷한 결과를 보여준다. 그림 3.11(a)는 Hill 방정식의 초기값을 사용한 경우이고 그림 3.11(b)는 비선형성에 대해 보정한 경우이다. 그림 3.11(c)는 이심률에 대한 보정을 한 경우이고 그림 3.11(d)는 비선형성과 이심률 모두에 대한 보정을 한 경우이다. 위상각이 0° 이므로 이심률 보정에 대한 효과는 나타나고 있지 않지만 비선형성에 대한 보정을 함으로써 Hill 방정식의 초기조건만을 사용한 경우보다는 위성간의 간격이 주기적으로 유지되는 것을 확인 할 수 있다.



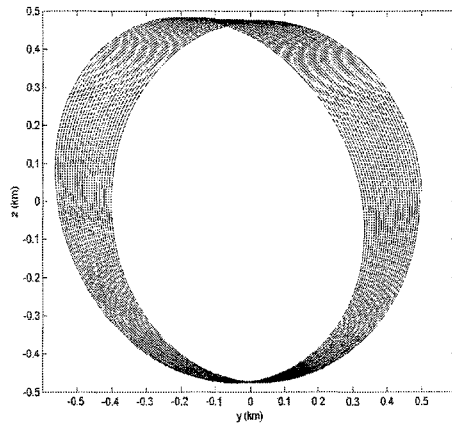
(a)



(b)

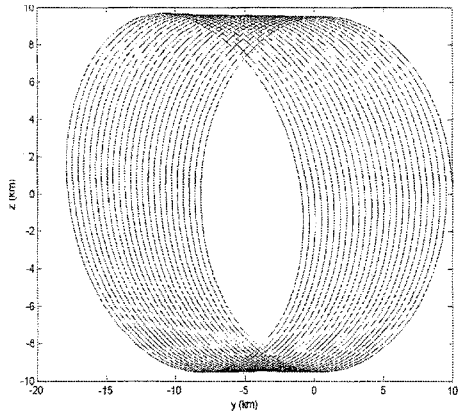


(c)

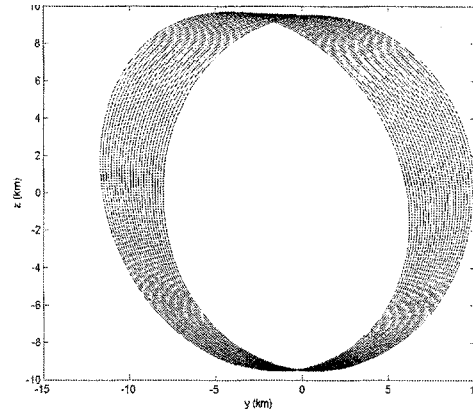


(d)

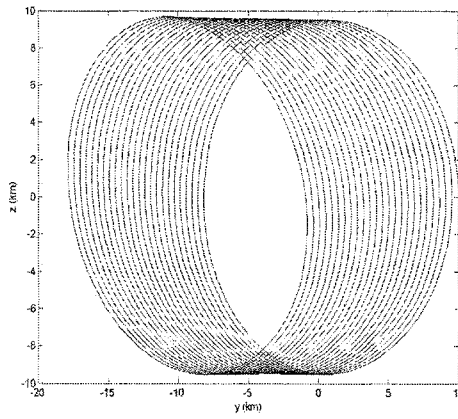
그림 3.10 (a) Hill's IC, (b) 비선형성 보정, (c) 이심률 보정, (d) 둘 다 보정



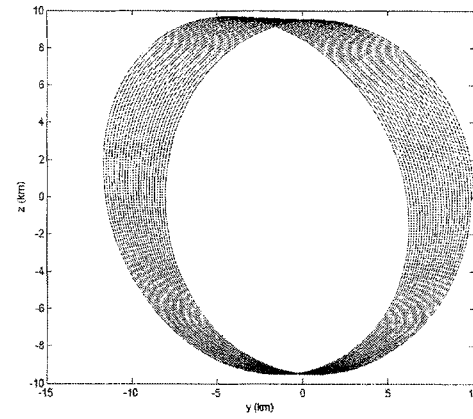
(a)



(b)



(c)



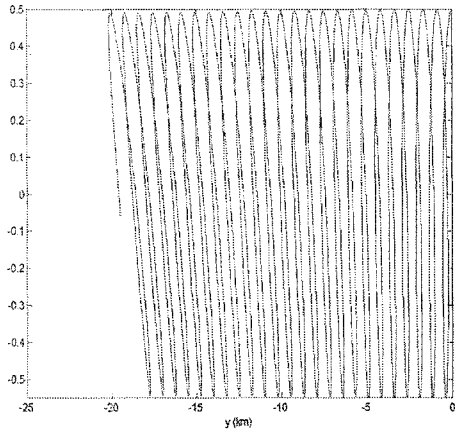
(d)

그림 3.11 (a) Hill's IC, (b) 비선형성 보정, (c) 이심률 보정, (d) 둘 다 보정

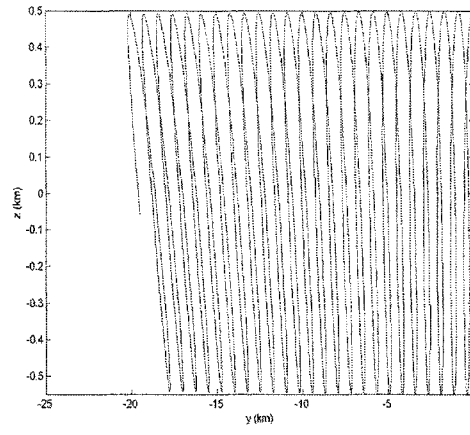
② 위상각 $\alpha = 90^\circ$ 일 경우의 결과

위상각이 90° 이므로 이심률 보정에 대한 효과가 최대로 나타난다. 주위성과 부위성간의 거리가 0.5km일 경우가 그림 3.12에 나타나 있다. 그림 3.12(a)는 Hill 방정식의 초기값을 사용한 경우이고 그림 3.12(b)는 비선형성에 대해 보정한 경우이다. 그림 3.12(c)는 이심률에 대한 보정을 한 경우이고 그림 3.12(d)는 비선형성과 이심률 모두에 대한 보정을 한 경우이다. 그림 3.12(a)에서 볼 수 있듯이 Hill 방정식의 초기값만을 사용한 경우는 이심률이 0.01일 때보다 훨씬 더 위성간의 간격 떨어짐이 심하게 나타난다. 이심률이 0.01일 때와 마찬가지로 비선형성에 대한 보정의 효과는 거의 나타나지 않지만 이심률 보정에 대한 효과는 잘 나타나 섭동의 영향이 거의 보이지 않는다.

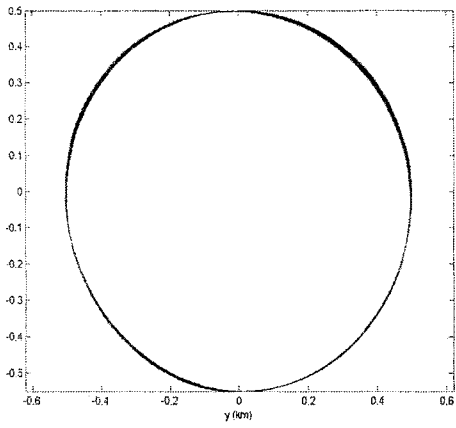
그림 3.13은 주위성과 부위성간의 거리가 10km 일 때의 결과이다. 그림 3.13(a)는 Hill 방정식의 초기값을 사용한 경우이고 그림 3.13(b)는 비선형성에 대해 보정한 경우이다. 그림 3.13(c)는 이심률에 대한 보정을 한 경우이고 그림 3.13(d)는 비선형성과 이심률 모두에 대한 보정을 한 경우이다. 이심률이 0.01일 때와 마찬가지로 이심률에 대한 보정의 효과는 나타나지만 위성간의 거리가 0.5km일 때보다는 위성간의 거리가 점점 멀어지고 있음을 볼 수 있다. 또한 그림 3.13(b)에서 볼 수 있듯이 비선형성에 대한 보정의 효과는 단독으로는 나타나지 않지만 그림 3.13(d)에서 나타나듯이 이심률에 대한 보정과 함께 고려하면 섭동의 영향이 거의 느껴지지 않을 만큼 위성간의 간격 유지가 잘 되고 있음을 볼 수 있다.



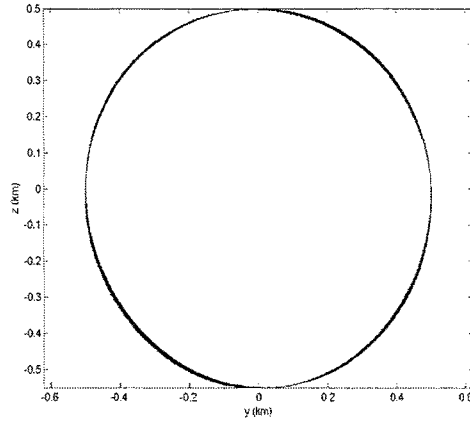
(a)



(b)

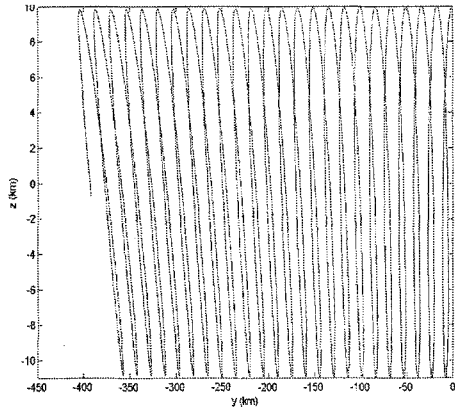


(c)

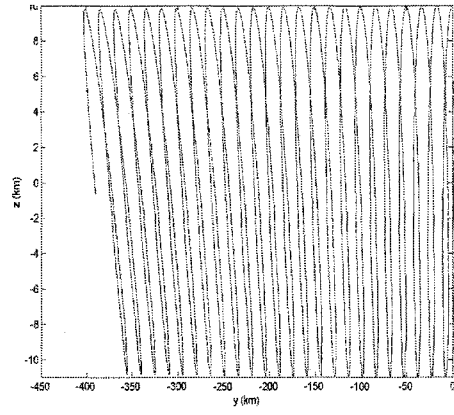


(d)

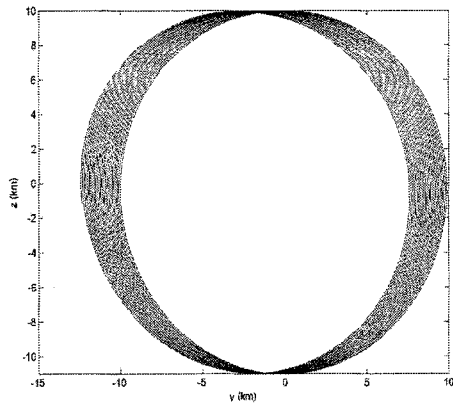
그림 3.12 (a) Hill's IC, (b) 비선형성 보정, (c) 이심률 보정, (d) 둘 다 보정



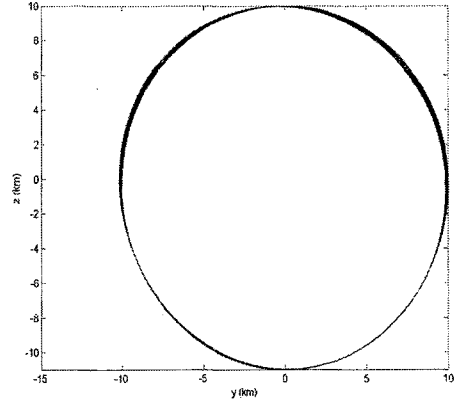
(a)



(b)



(c)



(d)

그림 3.13 (a) Hill's IC, (b) 비선형성 보정, (c) 이심률 보정, (d) 둘 다 보정

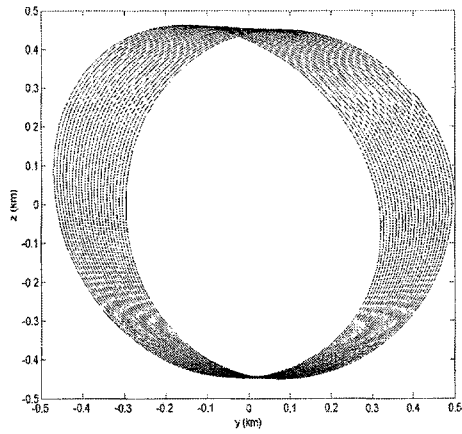
(라) $e=0.1$ 일 경우의 결과

앞 절과 마찬가지로 주위성의 궤도요소는 같은 값을 가지고 이심률만 0.1로 변화시켰다. ($oe=[8000\text{km}, 0.001, 70^\circ, 0^\circ, 0^\circ, 0^\circ]$)

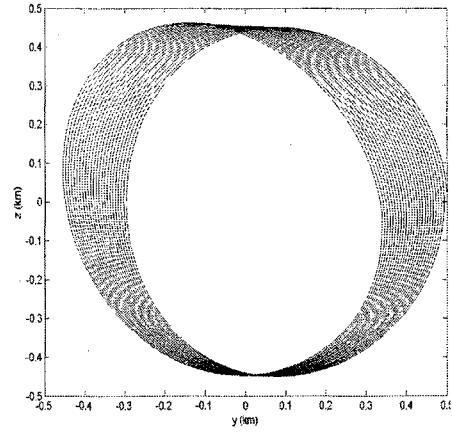
① 위상각 $\alpha = 0^\circ$ 일 경우의 결과

그림 3.14는 주위성과 부위성 사이의 거리가 0.5km인 경우의 결과이다. 그림 3.14(a)는 Hill 방정식의 초기값을 사용한 경우이고 그림 3.14(b)는 비선형성에 대해 보정한 경우이다. 그림 3.14(c)는 이심률에 대한 보정을 한 경우이고 그림 3.14(d)는 비선형성과 이심률 모두에 대한 보정을 한 경우이다. 이심률이 0.01과 0.05인 앞선 두 경우와 비슷한 결과를 보여주고 있다. Hill 방정식의 초기조건만으로는 위성간의 일정한 간격유지를 얻을 수 없으며 비선형성에 대한 효과만이 나타나고 있다.

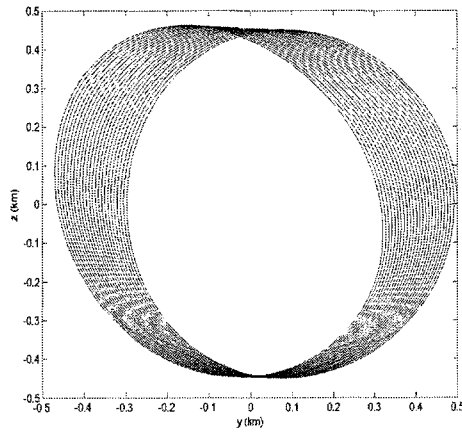
주위성과 부위성 사이의 거리가 10km일 때의 결과는 그림 3.15에 나타나있다. 그림 3.15(a)는 Hill 방정식의 초기값을 사용한 경우이고 그림 3.15(b)는 비선형성에 대해 보정한 경우이다. 그림 3.15(c)는 이심률에 대한 보정을 한 경우이고 그림 3.15(d)는 비선형성과 이심률 모두에 대한 보정을 한 경우이다. 마찬가지로 이심률이 0.01, 0.05일 때와 비슷한 결과를 보여주고 있지만 위성간의 간격 변화가 두 경우보다 심해져서 퍼져보이는 현상이 더욱 심해져 보인다. Vaddi *et al.*(2003)의 결과는 Melton(2003)에 의하면 0.2이상의 이심률에서는 주기적인 운동을 얻을 수 없다. 그러므로 그 이상의 이심률을 가진 타원궤도에서는 다른 타원궤도의 운동방정식을 사용해야 한다.



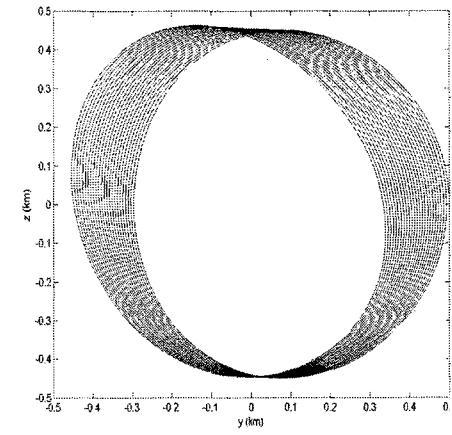
(a)



(b)

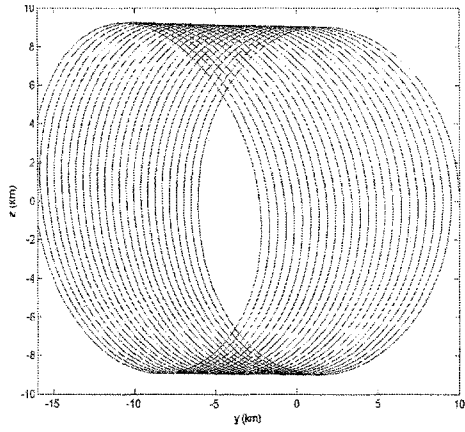


(c)

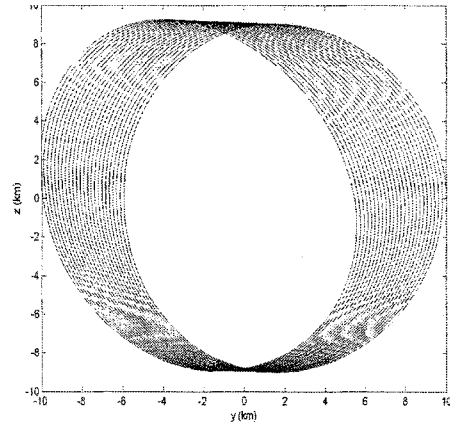


(d)

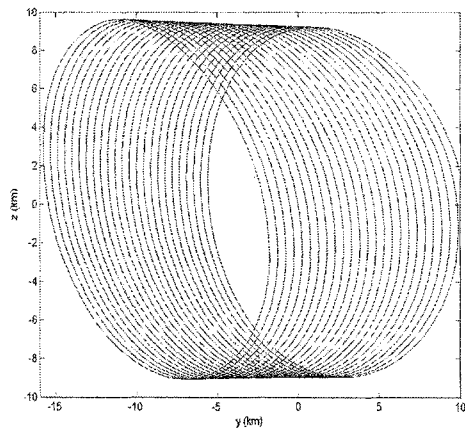
그림 3.14 (a) Hill's IC, (b) 비선형성 보정, (c) 이심률 보정, (d) 둘 다 보정



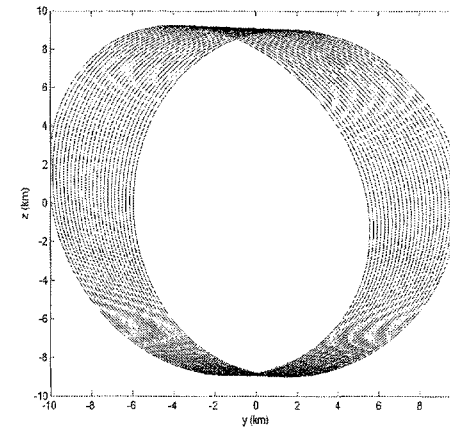
(a)



(b)



(c)



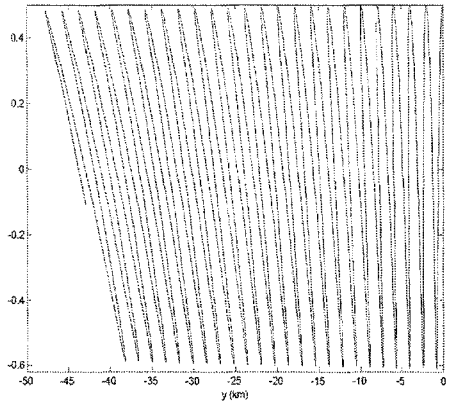
(d)

그림 3.15 (a) Hill's IC, (b) 비선형성 보정, (c) 이심률 보정, (d) 둘 다 보정

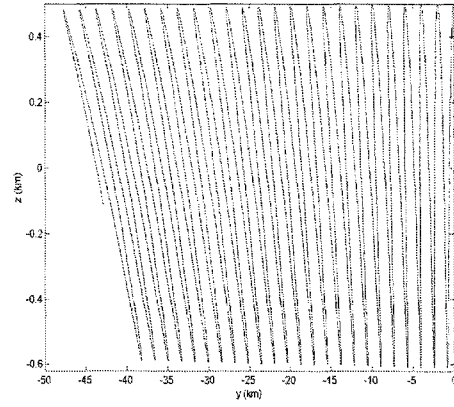
② 위상각 $\alpha = 90^\circ$ 일 경우

주위성과 부위성사이의 거리가 0.5km인 경우의 결과가 그림 3.16에 나타나 있다. 그림 3.16(a)는 Hill 방정식의 초기값을 사용한 경우이고 그림 3.16(b)는 비선형성에 대해 보정한 경우이다. 그림 3.16(c)는 이심률에 대한 보정을 한 경우이고 그림 3.16(d)는 비선형성과 이심률 모두에 대한 보정을 한 경우이다. 다른 이심률 때와 마찬가지로 이심률 보정에 대한 효과가 매우 잘 나타나 있다.

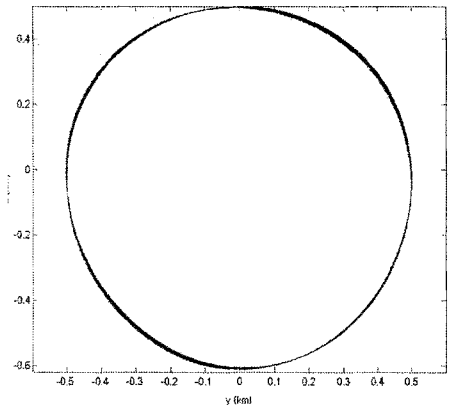
그림 3.17은 주위성과 부위성사이의 거리가 10km일 때의 결과이다. 그림 3.17(a)는 Hill 방정식의 초기값을 사용한 경우이고 그림 3.17(b)는 비선형성에 대해 보정한 경우이다. 그림 3.17(c)는 이심률에 대한 보정을 한 경우이고 그림 3.17(d)는 비선형성과 이심률 모두에 대한 보정을 한 경우이다. 이심률에 대한 보정을 한 경우도 이심률이 0.01과 0.05일 때보다는 섭동의 영향이 좀더 많이 나타나 있으며 비선형성에 대한 보정효과는 이심률과 같이 고려했을 경우 잘 나타난다. 그래서 이심률만을 고려했을 때보다는 비선형성과 이심률에 대한 보정을 함께 수행했을 때 더 좋은 결과를 얻을 수 있다.



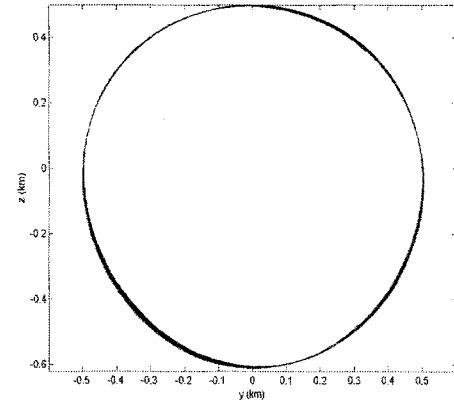
(a)



(b)

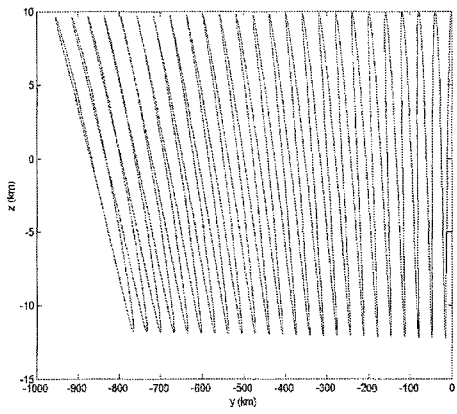


(c)

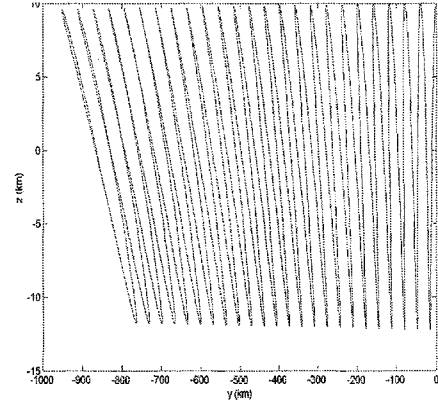


(d)

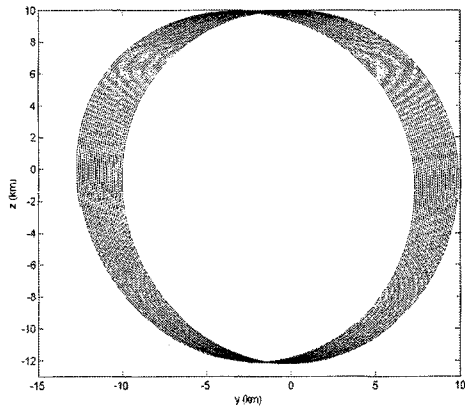
그림 3.16 (a) Hill's IC, (b) 비선형성 보정, (c) 이심률 보정, (d) 둘 다 보정



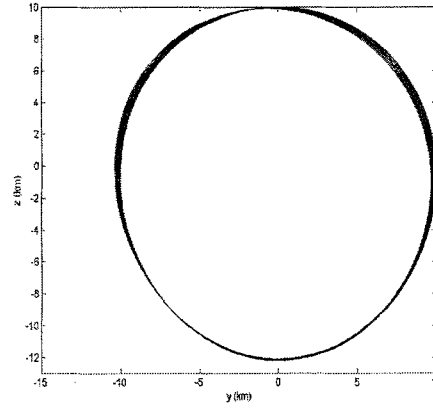
(a)



(b)



(c)



(d)

그림 3.17 (a) Hill's IC, (b) 비선형성 보정, (c) 이심률 보정, (d) 둘 다 보정

(2) 타원궤도에서 구속조건의 적용 결과

(1)절에서 비선형성과 이심률에 대한 보정을 통해 타원궤도에서 어느 정도 주기적으로 유지되는 상대운동을 얻었다. 그러나 위상각이 0° 일 경우에는 이심률과 비선형성에 대한 보정이 Hill 방정식의 초기조건만을 사용한 결과보다 더 나은 결과를 보여주지 못했다. 따라서 원궤도에 적용하였던 J2섭동을 고려한 구속조건을 사용하여 타원궤도에서도 위성간의 거리가 좀더 주기적으로 잘 유지되는 알아보도록 하자.

그림 3.18(a)는 이심률이 0.05이고 위성간의 거리가 0.5km인 경우 비선형성과 이심률에 대한 보정을 한 경우의 그림이고 그림 3.18(b)는 여기에 평균각속도 일치 구속조건을 적용해본 결과이다. 그림에서 알 수 있듯이 원궤도처럼 주기적이진 않지만 구속조건을 적용한 결과가 비선형성과 이심률에 대한 보정만을 수행했을 경우보다 위성간의 간격유지가 더 잘 되고 있음을 확인해 볼 수 있다. 그러나 이 구속조건은 이심률이 0.05보다 크거나 위성사이의 거리가 10km인 경우에는 그림 3.18(b)와 같은 결과를 얻을 수 없었다. 어느 위치에서나 같은 속도를 가지는 원궤도와는 달리 타원궤도에서는 위치에 따라 각속도가 달라지기 때문에 이심률이 커지거나 위성간의 간격이 멀 경우 주위성과 부위성의 각속도는 크게 달라져 평균 각속도를 일치시키는 것이 의미 없기 때문이다.

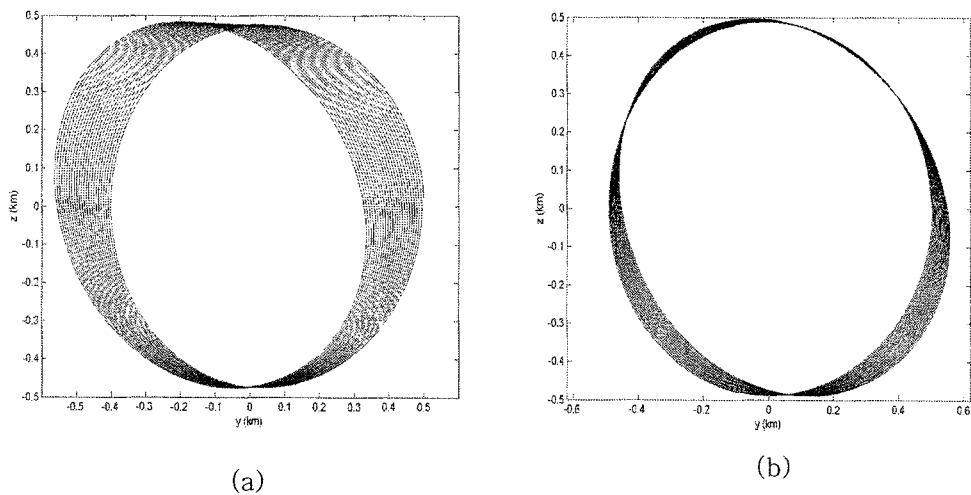


그림 3.18 (a) 비선형성과 이심률 보정, (b) 구속조건적용

7. 결 론

위성편대비행(Satellite Formation Flying)에서 주어진 임무를 잘 수행하기 위해서는 무엇보다도 편대를 유지하는 것이 중요하다. Hill 방정식은 주위성과 부위성의 상대적인 운동을 기술하는데 유용하게 쓰이며 방정식의 해는 궤도전파를 위한 초기조건으로 쓰인다. 그러나 Hill 방정식은 궤도의 이심률과 위성체에 미치는 섭동은 고려되어 있지 않기 때문에 Hill 방정식의 초기조건만으로 궤도를 전파해봤을 때 위성간의 거리는 점점 멀어짐을 볼 수 있었다. 따라서 본 절에서는 J2섭동과 이심률을 고려하여 주위성과 부위성이 주기적으로 일정한 간격을 유지할 수 있는 방법에 대해서 알아보았다.

J2섭동의 영향을 고려하기 위해 Vadali *et al.*(2002)의 방법을 사용하여 결과를 비교해 보았다. 궤도전파를 위한 초기조건을 결정하는데 있어서 J2섭동의 영향을 받는 $\dot{\Omega}$, \dot{w} , \dot{M} 를 이용하여 주위성과 부위성의 평균각속도를 일치시키는 구속조건을 적용하였다. 그 결과 y 방향, 즉 진행방향으로 주기적으로 위성간의 거리가 유지되는 것을 알 수 있었다.

이심률을 고려하기 위해 Vaddi *et al.*(2003)의 결과를 이용하였다. Hill 방정식의 초기조건에 비선형성과 이심률에 대한 보정을 하여 주위성의 궤도가 타원궤도일 경우 주위성과 부위성의 상대적인 운동을 기술할 수 있는지의 여부를 알아보았다. 이심률을 0.01, 0.05, 0.1로 나눠서 각각의 경우에 대해 Hill 방정식의 초기조건만을 사용했을 때, 비선형성에 대한 보정만을 했을 때, 이심률에 대한 보정만을 했을 때, 그리고 비선형성과 이심률에 대한 보정을 함께 했을 때의 결과를 알아보았다. 부위성의 위상각이 0° 일 경우 이심률에 대한 보정식이 \sin 함수인 관계로 이심률에 대한 보정효과가 나타나지 않는 것을 감안, 위상각이 90° 일 경우도 각각의 이심률에 대해서 고려하였다. 또한 이심률에 대한 효과를 극대화하기 위해 위성간의 거리도 0.5km와 10km 두 가지 경우에 대해 고려하였다.

결과는 세 가지 이심률에서 모두 비슷한 양상을 보였다. 위상각이 0° 이고 주위성과 부위성 사이의 거리가 0.5km일 경우에는 비선형성과 이심률에 대한 효과가 별로 나타나지 않아서 Hill 방정식의 초기조건만으로도 주기적인 운동을 얻을 수 있었다. 그러나 위성사이의 거리가 10km일 경우에는 Hill 방정식의 초기조건만으로는 주기적인 운동을 얻을 수 없었고 비선형성에 대한 보정을 했을 때 주기적인 운동을 보여

주었다. 위상각이 90° 일 경우는 이심률에 대한 보정의 효과를 크게 볼 수 있었다. 위성간의 거리가 0.5km인 경우 Hill 방정식의 초기조건만으로는 위성간의 일정한 간격 유지를 얻을 수 없었음에 반해 이심률에 대한 보정을 수행할 경우 섭동의 영향이 거의 보이지 않을 만큼 위성간의 간격이 일정하게 유지되는 결과를 얻었다. 비선형성에 대한 보정은 이 경우엔 잘 나타나지 않았다. 위성간의 거리가 10km일 경우에는 비선형성에 대한 보정의 효과도 볼 수 있었는데 비선형성에 대한 보정이나 이심률에 대한 보정만을 할 때 보다 비선형성과 이심률에 대한 보정을 함께 수행할 때 위성간의 간격이 매우 잘 유지됨을 확인할 수 있었다.

이렇듯 위상각이 90° 인 경우는 비선형성과 이심률에 대한 보정만으로 섭동으로 인한 상대적 거리의 변화를 줄일 수 있으므로 위상각이 0° 일 경우에만 원궤도에서 사용했던 구속조건을 적용해 보았다. 그 결과 이심률이 0.05이하이고 주위성과 부위성의 거리가 0.5km일 경우는 원궤도와 마찬가지로 비선형성과 이심률에 대한 보정만을 한 초기조건을 사용했을 때 보다 구속조건을 적용했을 때 위성간의 간격이 더 잘 유지되는 결과를 보여주었다. 그러나 이심률이 0.01 이상이거나 위성간의 거리가 10km일 경우는 구속조건을 적용해도 더 나은 결과를 얻을 수 없었다.

제 4 절

최적 제어 이론(Optimal Control Theory)을 이용한 위성 편대 비행 기동(Maneuver) 연구

위성 편대 비행은 우주 공간상에서의 간섭계 구현을 가능하게 하며, 이 경우 관측대상을 변경하거나 해상도를 높이기 위해서는 편대를 이루는 위성간의 거리를 변경하거나 편대가 지향하는 방향을 바꾸어주는 재배치 기동이 반드시 필요하다. 이러한 재배치 기동은 크게 크기조정(Resizing), 표적조정(Retargeting), 방향조정(Reorienting)으로 나뉘볼 수 있다. 크기조정은 같은 관측대상을 향해 지향하고 있더라도 위성편대를 구성하는 위성간의 거리를 넓히거나 좁힘으로 해서 해상도의 높고 낮음을 결정할 수 있게 해준다. 표적조정은 우주공간상에서 간섭계를 이루고 있는

위성 편대가 지향하는 방향을 조정해 주는 것으로 사용자가 원하는 관측대상의 변경을 가능하게 하는 조정방법이다. 방향조정은 편대를 구성하는 위성이 지향하는 방향과 위성간의 거리는 고정시킨 상태에서 임의의 기준점을 중심으로 위성 편대 전체가 회전하도록 하는 것이다. 간섭계를 이용한 관측의 특성상, 데이터를 얻지 못한 영역은 보간법을 이용하게 되는데 이러한 단점은 방향조정을 함으로써 보완될 수 있다. 이러한 재배치 기동에서 가장 중요한 문제는 최소의 연료를 사용하여 원하는 편대의 형상을 얻음으로써 임무의 수명을 연장하고 좀 더 효율적인 임무 수행이 가능하도록 하는 것이다.

본 절에서는 최적 제어 이론의 기본적인 내용을 살펴보고, 이를 바탕으로 최소의 연료를 사용하여 원하는 편대의 배치를 얻기 위한 궤적을 산출함으로써 각각의 재배치 기동에 대하여 대략적인 연료량을 가늠하도록 하였다.

최적 제어 문제는 collocation 방법을 이용하여 매개변수 최적화 방법(Parameter optimization problem)으로 변환하였으며, SQP(Sequential Quadratic Programming) 알고리즘이 사용되었다.

1. 최적화 문제

최적화 문제는 크게 정적인 문제와 동적인 문제로 나눌 수 있다. 정적 최적화 문제는 매개변수 최적화라고도 부르며 목적함수 혹은 비용함수를 주어진 구속조건을 만족하는 범위 내에서 최소화시키는 문제로 정식화된다. 반면에 동적 최적화 문제는 주어진 운동모델에 관련되어 정의된 목적함수를 운동모델의 입력변수인 제어변수가 주어진 구속조건을 만족하는 범위 내에서 최소화시키는 문제이다. 과거에는 이 두 가지 문제가 각기 다른 방향으로 연구되어 왔으나 최근에는 컴퓨터 성능의 향상에 힘입어 동적 최적화 문제를 정적 최적화 문제로 변환하여 다루는 기법이 많이 개발되고 있다(Hull, 1997, Betts, 1998). 궤적 최적화 분야에서 이렇게 동적 최적화 문제 혹은 최적 제어 문제를 정적 최적화 문제로 변환하여 최적 궤적을 구하는 방법으로 직접 사격법(direct shooting), 직접 병치법(direct collocation), 다중 사격법(multiple shooting), 미분포함(differential inclusion)등이 있다.

위성의 기동(maneuver)시 연료 최적화 문제에서도 최근 정적 최적화 문제로 변환하여 문제를 해결하려는 이러한 시도들이 많이 이루어지고 있으며, 특히 전기 추진

시스템을 이용한 위성의 최적 궤적을 구하는데 자주 이용되고 있다(Enright & Conway, 1991, 1992, Coverston-Carroll & Williams, 1994). 전기 추진 시스템처럼 연속적인 추력을 가하는 경우 제어변수는 연속적인 함수로 나타나기 때문에, 이를 유한한 매개변수의 최적화문제로 바꾸기 위해서는 위에서 언급한 여러 방법들을 이용해야 한다. 위성 편대 비행의 경우에 있어서도 여러 기동시에 연속추력을 이용한 방법이 주로 사용되기 때문에 본 연구에서도 정적 최적화 문제 변환을 통하여 연구를 수행하고자 한다. 변환 과정의 종류는 앞서 언급한 바와 같이 여러 가지가 존재하며 이들의 구분은 구하고자 하는 변수를 무엇으로 설정하느냐에 따라 결정될 수 있다. 본 연구에서는 제어 변수와 상태 변수를 모두 구하고자 하는 변수로 설정하는 방법인 직접 병치법(direct collocation method)을 사용하였다.

가. 직접 병치법 (direct collocation method)

기본적인 최적 제어 문제는 식(4-1)로 설정되는 성능지수(Performance Index)를 최소화 하는 제어 변수를 찾는 것으로 이루어진다.

$$J = \phi(x_f, b) \quad (4-1)$$

위 식에서 b 는 제어 변수, 상태 변수 외에 존재하는 변수이며, 식(4-2)로 표현되는 동역학 방정식은 제한 조건으로 적용된다.

$$\dot{x} = g(t, x, u, b) \quad (4-2)$$

초기 조건과 최종 조건은 다음의 식(4-3)과 (4-4)로 표현된다.

$$t_0 = 0, \quad x_0 = x_{0s} \quad (4-3)$$

$$t_f = t_{fs}, \quad \Psi(x_f, b) = 0, \quad \Theta(x_f, b) \geq 0 \quad (4-4)$$

최적 제어 문제를 매개변수 최적화 문제로 변환하기 위해서는 식(4-5)와 같이 t_0 와

t_f 를 N개의 노드(node)로 나누고 각 노드마다 제어 변수 $u(t)$ 와 $x(t)$ 를 정의함으로써 이루어진다.

$$t_0 = t_1 < t_2 < \dots < t_k < \dots < t_{N-1} < t_N = t_f \quad (4-5)$$

매개변수 최적화 방법을 통해 구하고자 하는 변수는 문제의 성격에 따라 결정될 수 있지만 일반적으로 이들 변수를 X 라고 정의한다면 식(4-6)으로 표현되는 성능지수를 최소화하는 X 를 구하는 것이 목적이며, 여기서 X 는 식(4-7)과 (4-8)로 표현되는 제한조건을 따르는 것이 일반적이다.

$$J = F(X) \quad (4-6)$$

$$C(X) = 0 \quad (4-7)$$

$$D(X) \geq 0 \quad (4-8)$$

여기서 식(4-7)은 식(4-2)에서 표현된 동역학 방정식의 수치 적분과정을 포함하게 되며, 이를 포함 시키는 방법은 다음에 설명되는 Hermite-Simpson 방법과 이를 확장한 Gauss-Lobatto 방법(Herman & Conway, 1996)이 가장 많이 사용되고 있다. 이들 중, 각 구간마다 이웃한 두 구간점에서 동역학적 변수의 해를 얻기 위한 가장 유명하고 간략한 방법이 Hermite-Simpson법이다. 이는 사다리꼴 적분법(Simpson rule)을 바탕으로 하여 3차 다항식(cubic polynomial) 풀이를 개선한 방법이며, 이웃한 두 구간점의 제어변수(control variable)가 서로 선형관계(linearization)가 있다고 가정하고, 궁극적으로 결함벡터(defect vector) R_k 라고 부르는 값을 영(zero)으로 만들도록 반복수행 함으로써 비선형프로그램의 해를 풀게 된다. 여기서 결함벡터라 함은 일반적으로 식(4-9)로 정의되며, 차수가 높아질수록 구체적인 식은 달라지게 된다. 본 연구에서는 3차 Hermite-simpson법을 사용하였으며 식(4-10)으로 표현된다.

$$R_k = x_{k+1} - x_k - g_m(t_{k+1} - t_k) \quad (4-9)$$

여기서, $g_m = g(t_m, x_m, u_m, b),$

$$t_m = \frac{t_k + t_{k+1}}{2}, \quad x_m = \frac{x_k + x_{k+1}}{2}, \quad u_m = \frac{u_k + u_{k+1}}{2}$$

$$R_k = x_{k+1} - x_k - \frac{1}{6} (g_k + 4g_m + g_{k+1})(t_{k+1} - t_k) \quad (4-10)$$

$$\text{여기서, } t_m = \frac{t_k + t_{k+1}}{2}, \quad u_m = \frac{u_k + u_{k+1}}{2},$$

$$x_m = \frac{x_k + x_{k+1}}{2} - \frac{1}{8} (g_{k+1} - g_k)(t_{k+1} - t_k)$$

이와 같은 매개변수 최적화 문제로의 변환과정은, 식(4-12)과 식(4-13)로 표현되는 제한조건을 만족하는 동시에 식(4-11)으로 표현되는 성능지수(Performance index)를 최소화하는 변수 X 를 구하는 것으로 요약될 수 있으며 이를 직접 병치법 (direct collocation method)이라고 부른다(Herman & Conway, 1996).

$$F(X) = \phi(x_N, b) \quad (4-11)$$

$$D(X) = \Theta(x_N, b) \quad (4-12)$$

$$C(X) = \begin{bmatrix} \psi(x_N, b) \\ R_1(b, u_1, u_2, x_2) \\ R_2(b, u_2, u_3, x_2, x_3) \\ \vdots \\ R_{N-1}(b, u_{N-1}, u_N, x_{N-1}, x_N) \end{bmatrix} \quad (4-13)$$

2. SQP 알고리즘

앞서 살펴본 바와 같이, 최적 제어 문제는 매개변수 최적화의 문제로 변환될 수 있으며, 이와 같은 변환 후에는 비선형프로그래밍 코드를 이용하여 해를 구하게 된다. 매개변수 최적화 문제는 크게 매개변수의 구속 조건이 없는 문제와 구속 조건이 있는 문제로 나눌 수 있으며, 시스템의 특성에 따라서 선형 시스템의 최적화 문제와 비선형 시스템의 최적화 문제로 구분이 된다. 본 연구에서 사용하고자 하는 연속 2차 계획법(Sequential Quadratic Programming, SQP)은 구속조건이 있는 비선형 시스템의 최적화 문제를 다루는 알고리즘 중 가장 효율적이고 안정적인 방법으로 알

려져 있다.

가. 구속조건이 있는 비선형 시스템의 최적화

구속 조건이 있는 최적화 문제는 다음과 같은 일반적인 구조를 갖는다.

$$\begin{aligned} & \text{minimize } f(x) && x \in R^n \\ & \text{subject to } c_i(x) = 0, && i \in E \\ & && c_i(x) \geq 0, && i \in I \end{aligned} \quad (4-14)$$

여기서 $f(x)$ 는 목적함수를, $c(x)$ 는 구속조건이며 E 와 I 는 각각 등식 구속조건과 부등식 구속조건의 집합을 뜻한다. 이러한 구속조건이 있는 최적화 문제를 다루는 방법은 $f(x)$ 와 $c(x)$ 의 특성에 따라 다시 분류할 수 있는데, 두 함수가 모두 선형일 때를 선형 계획법(Linear Programming, LP), 두 함수가 모두 비선형일 때를 비선형 계획법(Nonlinear Programming, NLP)이라고 한다. 목적함수가 2차 형식(quadratic form)이고 구속조건이 선형인 경우를 2차 계획법(Quadratic Programming, QP)으로 부른다.

구속조건이 없는 경우의 최적화는 기본적으로 정류점(stationary point), 즉 $\nabla f(x) = 0$ 이 되는 지점을 찾는 과정이며 이것이 국부 최소점(local minimizer)이 되는 필요조건이기도 하다. 구속조건이 있는 최적화 문제에서는 여기에 실현가능 영역(feasible region)에 대한 추가적인 고려를 해주어야 하며, 이 경우 국부 최소점이 실현가능 점(feasible point)이어야 하고, 이 지점에서 실현가능 내림방향(feasible descent direction)이 존재하지 않아야 한다는 필요조건이 추가된다.

이와 같은 구속조건이 있는 경우 x 가 국부 최소점이 될 수 있는 일차 필요조건은 다음과 같은 Kuhn-Tucker 조건으로 나타낼 수 있다(Fletcher, 1987).

(1) Kuhn-Tucker 조건

x^* 가 식(4-14)와 같은 최적화 문제에서의 국부 최소점이고 x^* 에서 정칙성 가정(regularity assumption)을 만족한다면, x^*, λ^* 가 다음과 같은 조건을 만족시키는

Lagrange 미정계수(multiplier) λ^* 가 존재한다.

$$\begin{aligned}
 \nabla_x L(x, \lambda) &= 0 \\
 c_i(x) &= 0, \quad i \in E \\
 c_i(x) &\geq 0, \quad i \in I \\
 \lambda_i &\geq 0, \quad i \in I \\
 \lambda_i c_i(x) &= 0, \quad \forall i.
 \end{aligned} \tag{4-15}$$

위 조건식에서 $L(x, \lambda)$ 은 Lagrange 함수로 다음과 같이 정의된다.

$$L(x, \lambda) = f(x) - \sum_i \lambda_i c_i(x) \tag{4-16}$$

위의 Kuhn-Tucker(KT) 조건을 만족시키는 점 x^* 을 KT점이라고 하기도 한다. 위 조건식 중 마지막 조건을 상보성 조건(complementarity condition)이라고도 하는데 이는 λ_i^*, x_i^* 가 모두 0이 아닌 값이 될 수 없음을 뜻한다. 다시 말하면 비활성 구속조건은 제로 승수(zero multiplier)를 가짐을 의미한다.

나. 연속 2차 계획법(SQP)

일반적인 비선형 문제를 푸는 연속 2차 계획법은 기본적으로 목적함수를 2차로 근사화 하고 구속조건은 1차로 근사화 하는, 즉 비선형 문제(NLP)를 2차 계획법(QP)으로 변환시켜 해를 구하는 방법이다. 또한 이 방법은 구속조건이 없는 경우의 최적화 문제를 다루는 알고리즘인 Newton 방법을 Lagrange 함수의 정류점을 찾는 데 적용시킨 방법이라고도 할 수 있으며, 그렇기 때문에 이 방법을 Lagrange-Newton 방법이라고도 한다. Lagrange 함수는 x, λ 변수로 구성된 항으로 정의되어 있기 때문에 이 방법은 결국 최적해인 x^* 와 최적 Lagrange 미정계수 λ^* 로 수렴하는 일련의 근사값 $x^{(k)}, \lambda^{(k)}$ 를 생성시키는 것이라고 할 수 있다. 먼저 식(4-14)에서 등식 구속조건 만을 고려한다면 x^*, λ^* 에서의 Kuhn-Tucker 조건식은 다음과 같이 표현될

수 있다.

$$\nabla L(x, \lambda) = 0 \quad (4-16)$$

여기서, ∇ 은 다음과 같이 정의된다.

$$\nabla = \begin{pmatrix} \nabla_x \\ \nabla_\lambda \end{pmatrix} \quad (4-17)$$

식(4-16)에서 좌변을 $x^{(k)}, \lambda^{(k)}$ 에 대해서 테일러급수 전개시키면,

$$\nabla L(x^{(k)} + \delta x, \lambda^{(k)} + \delta \lambda) = \nabla L^{(k)} + [\nabla^2 L^{(k)}] \begin{pmatrix} \delta x \\ \delta \lambda \end{pmatrix} + \dots \quad (4-18)$$

여기서 $\nabla L^{(k)} = \nabla L(x^{(k)}, \lambda^{(k)})$ 이며, 2차 이상의 고차 항을 무시하고 식(4-16)에서 우변을 0으로 놓으면 다음과 같은 식을 얻는다.

$$[\nabla^2 L^{(k)}] \begin{pmatrix} \delta x \\ \delta \lambda \end{pmatrix} = -\nabla L^{(k)} \quad (4-19)$$

각 반복(iteration)시에 식(4-19)를 풀면 보정값 $\delta x, \delta \lambda$ 를 얻을 수 있으며 이는 기본적으로 뉴턴 방법에서 해를 구하는 과정과 동일하다. 식(4-19)에 식(4-16)을 대입해서 풀면,

$$\begin{bmatrix} W^{(k)} & -A^{(k)} \\ -A^{(k)T} & 0 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \delta x \\ \delta \lambda \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -g^{(k)} + A^{(k)} \lambda^{(k)} \\ c^{(k)} \end{pmatrix} \quad (4-20)$$

여기서, $A^{(k)}$ 는 $x^{(k)}$ 에 대한 구속조건 함수 c 의 Jacobian 행렬 이고 $g^{(k)}$ 는 $x^{(k)}$ 에 대한 목적함수 f 의 구배이며,

$$W^{(k)} = \nabla^2 f(x^{(k)}) - \sum_i \lambda_i^{(k)} \nabla^2 c_i(x^{(k)}) \quad (4-21)$$

는 Lagrange 함수의 Hessian 행렬, $\nabla_x^2 L(x^{(k)}, \lambda^{(k)})$ 이다.

식(4-20)의 우변을 간단히 하기 위해 $\lambda^{(k+1)} = \lambda^{(k)} + \delta\lambda$, $\delta^{(k)} = \delta x$ 로 놓고 이를 식(4-20)에 대입하면,

$$\begin{bmatrix} W^{(k)} & -A^{(k)} \\ -A^{(k)T} & 0 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \delta^{(k)} \\ \lambda^{(k+1)} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -g^{(k)} \\ c^{(k)} \end{pmatrix} \quad (4-22)$$

와 같은 식을 얻고 이로부터 각 반복 시의 $\delta^{(k)}$ 와 $\lambda^{(k+1)}$ 을 계산할 수 있다. 또한 $x^{(k+1)}$ 는 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$x^{(k+1)} = x^{(k)} + \delta^{(k)} \quad (4-23)$$

앞에서 살펴본 바와 같이 이 방법은 초기 근사인 $x^{(1)}$, $\lambda^{(1)}$ 을 필요로 하며 식(4-22)와 식(4-23)을 이용하여 해로 수렴하는 반복 수열 $\{x^{(k)}, \lambda^{(k)}\}$ 을 계산하는 과정이라고 할 수 있다(Fletcher, 1987).

SQP 알고리즘에서 각 반복은 실제로 다음과 같은 3단계의 과정을 거친다.

- 1) QP 부프로그램에 의한 탐색 방향 결정
- 2) 첨가 Lagrange 함수(augmented Lagrangian function)를 이용한 선 탐색 혹은 단계길이(step length)의 결정
- 3) Hessian 계산

(1) QP 부프로그램

식(4-22)에서 $\delta^{(k)}$ 와 $\lambda^{(k+1)}$ 을 계산하는 것은 다음과 같은 QP 문제의 해를 구하는 것과 동일한 의미를 갖는다.

$$\begin{aligned} & \text{minimize } q^{(k)}(\delta) \\ & \text{subject to } I^{(k)}(\delta) = 0 \end{aligned} \quad (4-24)$$

여기서,

$$q^{(k)}(\delta) = \frac{1}{2} \delta^T W^{(k)} \delta + g^{(k)T} \delta + f^{(k)} \quad (4-25)$$

$$I^{(k)}(\delta) = A^{(k)T} \delta + c^{(k)} \quad (4-26)$$

이다. (4-24)문제의 일차 필요조건은 식(4-22)로 표현할 수 있으며, 따라서 (4-22)에서 구한 $\delta^{(k)}$ 는 (4-24)의 정류점이라고 할 수 있다. 또한 Hessian 행렬 $W^{(k)}$ 의 환산행렬 (reduced matrix) $Z^{(k)T} W^{(k)} Z^{(k)}$ 이 양의 정부호(positive definite)이면, 즉 $\delta^{(k)}$ 가 (4-24)의 이차 충분조건을 만족시키면 $\delta^{(k)}$ 는 QP 문제인 (4-24)의 해가 된다. 등식 구속조건에 대한 이러한 해석은 그대로 부등식 구속조건이 포함된 문제에도 적용이 된다. (4-14)에서 부등식 구속조건 $c_i(x)$, $i \in I$ 을 $I^{(k)}(\delta)$ 로 치환하면 다음과 같은 QP 문제의 해를 구하는 문제로 환원시킬 수 있다.

$$\begin{aligned} & \text{minimize } q^{(k)}(\delta) \\ & \text{subject to } I^{(k)}(\delta) \geq 0 \end{aligned} \quad (4-27)$$

SQP 알고리즘에서는 식(4-24)와 식(4-27)을 QP 부 프로그램이라 하며, 각 반복마다 이러한 QP 부 프로그램을 실행시키게 된다. QP 부 프로그램 또한 해를 얻기 위해서 자체적으로 반복을 수행하는데 이를 구분하기 위해 QP 부 프로그램 내의 반복을 부(minor)반복이라 부르기도 한다.

(2) 첨가 Lagrange 함수를 이용한 선 탐색

앞서 논의된 Kuhn-Tucker 조건으로부터 유도된 조건식 혹은 QP 부 프로그램은

$x^{(k)}, \lambda^{(k)}$ 가 최적해인 x^*, λ^* 에 충분히 가까울 경우에 보장되며, 이차 충분조건은 x^*, λ^* 에서 성립한다. 따라서 $x^{(k)}, \lambda^{(k)}$ 가 x^*, λ^* 와 충분히 가깝지 않은 경우에는 QP 부 프로그램에서 얻어진 보정값 δ 를 탐색방향(search direction)으로 한 선 탐색이 이루어져야 한다. SQP 알고리즘에서는 이러한 선 탐색을 수행하기 위해 첨가 Lagrange 함수(augmented Lagrangian function)를 이용 한다(Gill et al, 1992). 일반적으로 다음과 같은 penalty function을 이용한 방법에서는 penalty parameter σ 를 무한대로 보내 최소해 x^* 를 구하게 된다.

$$\begin{aligned}\phi(x, \sigma) &= f(x) + \frac{1}{2} \sigma \sum_i (c_i(x))^2 \\ &= f(x) + \frac{1}{2} \sigma c(x)^T c(x)\end{aligned}\quad (4-28)$$

반면에 penalty term의 원점을 조정하면 유한의 σ 값으로도 ϕ 를 최소로 하는 x^* 를 구할 수 있게 된다.

$$\begin{aligned}\phi(x, \theta, \sigma) &= f(x) + \frac{1}{2} \sum_i \sigma_i (c_i(x) - \theta_i)^2 \\ &= f(x) + \frac{1}{2} (c(x) - \theta)^T S (c(x) - \theta)\end{aligned}\quad (4-29)$$

여기서 θ, σ 는 구속조건의 수와 같은 차원을 갖는 벡터로, θ 는 원점으로부터 이동된 정도를 나타내고 σ 는 식(4-28)의 σ 와 같이 벌칙 항의 크기를 조종하는 값이다. 그리고 $S = \text{diag } \sigma_i$ 이다. 여기에 다음과 같은 변수를 도입하고,

$$\lambda_i = \theta_i \sigma_i \quad i = 1, 2, \dots, m \quad (4-30)$$

m 을 구속조건의 수라고 할 때, x 에 무관한 항 $\frac{1}{2} \sum \sigma_i \theta_i^2$ 을 무시하고 (4-29)식을 정리하면,

$$\phi(x, \theta, \sigma) = f(x) - \lambda^T c(x) + \frac{1}{2} c(x)^T S c(x) \quad (4-31)$$

과 같은 식을 얻게 된다. 위 식에서 최적해 x^* 가 $\phi(x, \lambda, \sigma)$ 를 최소가 되게 할 때 이에 상응하는 λ 의 최적값이 존재하며 이 값은 (4-15)조건을 만족시키는 Lagrange 승수 λ^* 와 같게 된다(Fletcher, 1987). 따라서 식(4-31)은 Lagrange 함수 (4-16)에 penalty term $\frac{1}{2}c^T S c$ 을 추가한 꼴로 나타나며, 그러한 이유로 (4-31)함수를 첨가 Lagrange 함수라 부르기도 한다.

SQP 알고리즘에서는 이와 같은 첨가 Lagrange 함수를 이용하여 선 탐색을 하게 되는데 QP 부 프로그램에서 탐색 방향이 결정이 되면 x, λ, σ 값을 계속 바꿔가면서 첨가 Lagrange 함수에 충분한 감소를 가져오는 단계길이 α 를 결정하게 된다. 여기서 x 는

$$x = x^{(k)} + \alpha \delta^{(k)} \quad (4-32)$$

로 α 에 의해 결정이 된다.

λ 는 Lagrange 승수의 추정값으로 $\lambda^{(k)}$ 을 이용하며 σ 는 음수가 아닌 값으로 첫 번째 주 반복의 시작 시 초기값인 0으로부터 증가되는 값이다. 이렇게 선 탐색으로부터 단계길이 $\alpha^{(k)}$ 가 결정되면 다음 반복을 위해 사용되는 $x^{(k)}$ 의 보정값 $x^{(k+1)}$ 은 다음과 같이 결정된다.

$$x^{(k+1)} = x^{(k)} + \alpha^{(k)} \delta^{(k)} \quad (4-33)$$

(3) Quasi-Newton 업데이트

매 주 반복의 마지막 단계는 다음 반복에서 사용될 Hessian 행렬을 계산하는 것이다. SQP 알고리즘에서는 Hessian 행렬을 계산하기 위해 Lagrange 함수를 수치적으

로 두 번 미분하여 구하는 유한 차등 뉴턴(finite difference Newton)방법 대신 구배 정보로부터 Hessian을 추정해 나가는 Quasi-Newton방법을 사용하고 있다. Hessian 추정 방법에 따라 여러 가지 형태의 알고리즘이 가능한데 DFP 기법과 BFGS 기법이 가장 널리 알려져 있다(Fletcher, 1987).

(가) Hessian 업데이트(BFGS)

$$W^{(k+1)} = W^{(k)} + \frac{q^{(k)}q^{(k)T}}{q^{(k)T}s^{(k)}} - \frac{W^{(k)T}W^{(k)}}{s^{(k)T}W^{(k)}s^{(k)}} \quad (4-34)$$

여기서,

$$s^{(k)} = x^{(k+1)} - x^{(k)}$$

$$q^{(k)} = \nabla f(x^{(k+1)}) + \sum_{i=1}^n \lambda_i \cdot \nabla g_i(x^{(k+1)}) - \left\{ \nabla f(x^{(k)}) + \sum_{i=1}^n \lambda_i \cdot \nabla g_i(x^{(k)}) \right\} \quad (4-35)$$

이렇게 업데이트된 Hessian은 다음 반복에서 (4-24), (4-27)의 QP 문제를 푸는데 사용되어진다.

3. 위성 편대 기동 (satellite formation flying maneuver)

이 장에서는 앞서 살펴본 최적 제어 이론을 이용하여, 지구 궤도를 돌고 있는 위성 편대의 궤도 변경에 따른 여러 기동들에 대하여 살펴보고자 한다. 지구 주변을 도는 위성 편대 비행에는 대표적으로 TechSat 21 계획이 추진 중에 있다. 이 계획은 최종적으로 2010년까지 고도 약 800km의 상공에서 8개의 위성이 하나의 편대를 이루며, 7개의 궤도면에 총 35개의 편대군을 형성하여 전지구의 모든 영역에서 GMTI(Ground Moving Target Indication)와 합성개구레이더(SAR, Synthetic Aperture Radar)영상의 획득을 가능하게 해주는 계획이다(Martin et al, 1999). 초기 계획으로는 3개의 위성을 발사하여 하나의 편대를 이루도록 하고, 여러 기동을 통

해 궤도를 변경함으로써 본래 계획의 실현 가능여부와 다른 임무의 응용 가능성을 시험하게 된다. 초기 시험 계획에서의 위성 질량은 129.4kg이며 고도는 약 600km, 위성 편대의 크기는 약 500m 정도로 본 계획과는 약간의 차이를 보인다. 주 추진 시스템으로는 PPTs(Pulse Plasma Thrusters)를 사용하여 비추력을 높임으로써 연료의 사용량을 줄이고 전기 에너지에 대한 의존도를 높였다. 전체적인 추진 시스템은 두개의 큰 PPT와 10개의 작은 PPT를 장착하며 총 질량은 8.2kg으로 위성체의 전체 질량에 비해 아주 작은 값을 가진다(Martin et al, 1999). 본 연구에서는 이러한 TechSat 21계획을 참고로 하여, 지구 주변을 도는 위성 편대의 재배치 기동에 필요한 동역학 방정식과 재배치 기동의 종류에 따른 경계조건들을 구분하여 기술하고 최적궤적을 구함으로써 임무 수행을 위한 여러 가능성을 고려해보고자 한다.

가. 동역학 방정식

위성 편대의 재배치 기동을 기술하기 위해서는 동역학 방정식이 반드시 필요하며, 본 연구에서는 앞서 유도했던 Hill's equation을 사용하였다. 따라서 편대의 기준이 되는 위성은 지구를 중심으로 원 궤도를 가진다고 가정하였다.

$$\begin{aligned}\ddot{x} - 2n\dot{y} - 3n^2x &= a_x \\ \ddot{y} + 2n\dot{x} &= a_y \\ \ddot{z} + n^2z &= a_z\end{aligned}\tag{4-36}$$

위 식에서 n 은 기준궤도 위성의 단위시간당 이동한 거리를 radian으로 나타낸 것이며, x, y, z 는 앞서 설명한 변수와 동일하다. 우측에 표시된 a_x, a_y, a_z 는 비 중심력장에 의한 힘을 나타내는 것으로, 본 연구에서는 위성의 추력에 의한 제어값을 나타낸다.

나. 성능 지수 (Performance Index)

본 연구에서의 성능지수 즉, 목적함수(Objective function)는 에너지의 최소화를 기

본으로 한다. 일반적으로 에너지 최소화를 나타내는 목적함수는 크게 두 가지로 표현할 수 있다. 첫 번째는 제어변수 u 의 절대값의 합을 구하는 것이고, 두 번째는 u 의 제곱의 합을 구하는 것이다. 전자의 경우는 주로 질량 분출형 추진 시스템에 적합하며, 후자의 경우는 PPTs(Pulse Plasma Thrusters)와 같은 전기 추진 시스템에 적합한 표현 방법이다. 앞으로의 위성 편대 비행 계획의 대부분은 Techsat21과 같은 전기 추진 시스템의 활용이 일반화 될 것으로 보이며, 이에 본 연구에서는 다음의 식(4-37)로 표현되는 목적함수를 적용하였다.

$$J = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m \sum_{k=1}^3 (u^2) \quad (4-37)$$

여기서 n 은 편대를 구성하는 위성의 수, m 은 매개변수 최적화 변환에 의한 전체 노드의 수를 의미하며 x, y, z 의 3축의 값을 모두 고려한 것이다.

단, 방향 조정 기동(Reorienting maneuver)에서는 위성 편대가 타원이나 원의 경로를 따라 이동해야하므로 식(4-37)과는 별개로, 선형 추적 문제(linear tracking problem)를 적용하여 식(4-38)로 표현되는 목적함수를 사용하였다(Kirk, 1970).

$$J = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m \sum_{k=1}^3 \{ (\mathbf{x} - \mathbf{r})^2 + u^2 \} \quad (4-38)$$

여기서 \mathbf{x} 는 상태변수 x, y, z 를 나타내며 \mathbf{r} 은 타원이나 원의 경로를 나타낸다.

다. 제한 조건 (Constraints)

본 연구에서는 앞서 살펴본 바와 같이 collocation 방법을 사용하여 매개변수 최적화를 수행하였다. 따라서 각 노드마다 정의된 상태변수 $x, \dot{x}, y, \dot{y}, z, \dot{z}$ 와 제어변수 u_x, u_y, u_z 를 모두 매개 변수로 설정하고, 상태변수의 초기상태와 최종상태 그리고 중간과정에서 동역학 방정식을 따르는 상태를 각각 제한 조건으로 설정하였다. 초기상태와 최종상태에서의 제한조건은 재배치 기동의 종류에 따라 다르게 설정되며 기동이 수행되는 중간과정에서는 식(4-10)에 따르는 제한조건이 일괄적으로 포함된다.

다. 크기 조정 기동 (Resizing maneuver)

(1) satellite #: 1

일반적으로 위성 편대라 함은 하나 이상의 위성이 군집을 이루는 것이므로 여러 기동에 있어서도 이와 같은 상황을 기본적으로 고려해야한다. 하지만, 매개변수 최적화 방법의 적용과정에서 다수의 변수 사용과 수치계산상의 문제점이 발생할 수 있으므로 하나의 위성만을 일단 고려하여 문제해결의 가능성을 살펴보고 수렴 정도를 가늠하여 다수의 위성으로 확장하기 위한 기반을 마련하고자 한다. 따라서 하나의 위성이 Hill's frame의 원점으로부터 출발하여 일정 반경의 타원에 이르기 위한 최적 궤적 산출을 우선적으로 실시하였다. 이 경우는 위성이 원점에서 출발하게 되므로 초기 제한조건은 다음 식(4-39)와 같이 위치를 나타내는 상태변수가 모두 영(zero)이 되도록 한다.

$$x = 0, \quad y = 0, \quad z = 0 \quad (4-39)$$

최종 단계에서 이르게 되는 타원은 y-z 평면으로부터 임의의 각 γ 만큼 기울어져 있다고 설정함으로써 표적 조정 기동에서도 적용이 가능하도록 일반화 하였다. 따라서 이 타원상의 한점에 도착하기 위한 최종 제한 조건은 다음 식(4-40),(4-41)과 같다.

$$\left[\frac{y_f}{R_0} \right]^2 + \left[\frac{x_f \sin \gamma + z_f \cos \gamma}{(5/2)R_0 \sin \gamma} \right]^2 - 1 = 0 \quad (4-40)$$

$$x_f \cos \gamma - z_f \sin \gamma = 0 \quad (4-41)$$

위 식에서 x_f, y_f, z_f 는 각각 최종 시간에서의 x, y, z 를 나타내며, 타원의 장반경은 단반경의 5/2배로 가정하였다.

일단 타원상의 한 점에 도착한 후, 지속적으로 타원 형태를 유지하기 위해서는 최종시간에서의 속도 $\dot{x}_f, \dot{y}_f, \dot{z}_f$ 역시 타원상의 속도가 되어야 한다. 따라서 식(4-42)와

(4-43)으로 표현되는 제한 조건이 포함되어야 한다.

$$\left[\frac{\dot{y}_f}{nR_0} \right]^2 + \left[\frac{\dot{x}_f \sin \gamma + \dot{z}_f \cos \gamma}{(5/2)nR_0 \sin \gamma} \right]^2 - 1 = 0 \quad (4-42)$$

$$\dot{x}_f \cos \gamma - \dot{z}_f \sin \gamma = 0 \quad (4-43)$$

마지막으로, 최종 도착점에서 타원상의 위치와 속도는 같은 지점의 값으로 일치해야 하므로 식(4-44)의 제한조건이 추가되어야 한다.

$$\dot{y}_f(x \sin \gamma + z_f \cos \gamma) - y_f(\dot{x}_f \sin \gamma + \dot{z}_f \cos \gamma) + \frac{5}{2} nR_0^2 \sin \gamma = 0 \quad (4-44)$$

위 식은 위치벡터와 속도벡터의 외적과 타원면에 수직인 단위벡터와의 외적은 영(zero)이 되어야 한다는 조건으로부터 유도될 수 있다.

다음은 이러한 제한조건으로부터 시뮬레이션을 통해 얻은 결과를 보여준다. 그림 4.1, 4.2, 4.3은 위성의 초기 출발 지점은 동일하나 기동시간을 다르게 하여, 그 차이를 비교하고자 한 것이다. 기준 위성의 주기를 P라 하면 그림 4.1, 4.2, 4.3의 기동시간은 각각 P/2, 2P/3, P에 해당된다. 다음의 표는 시뮬레이션에 사용된 변수를 나타낸다.

표 4.1 크기조정기동에 사용된 매개변수

R_0	1000 m
γ	26.57°
위성수	1
노드(node)수	15
t_f	P/2, 2P/3, P
파라미터수	135
선형구속조건수	0
비선형구속조건수	89

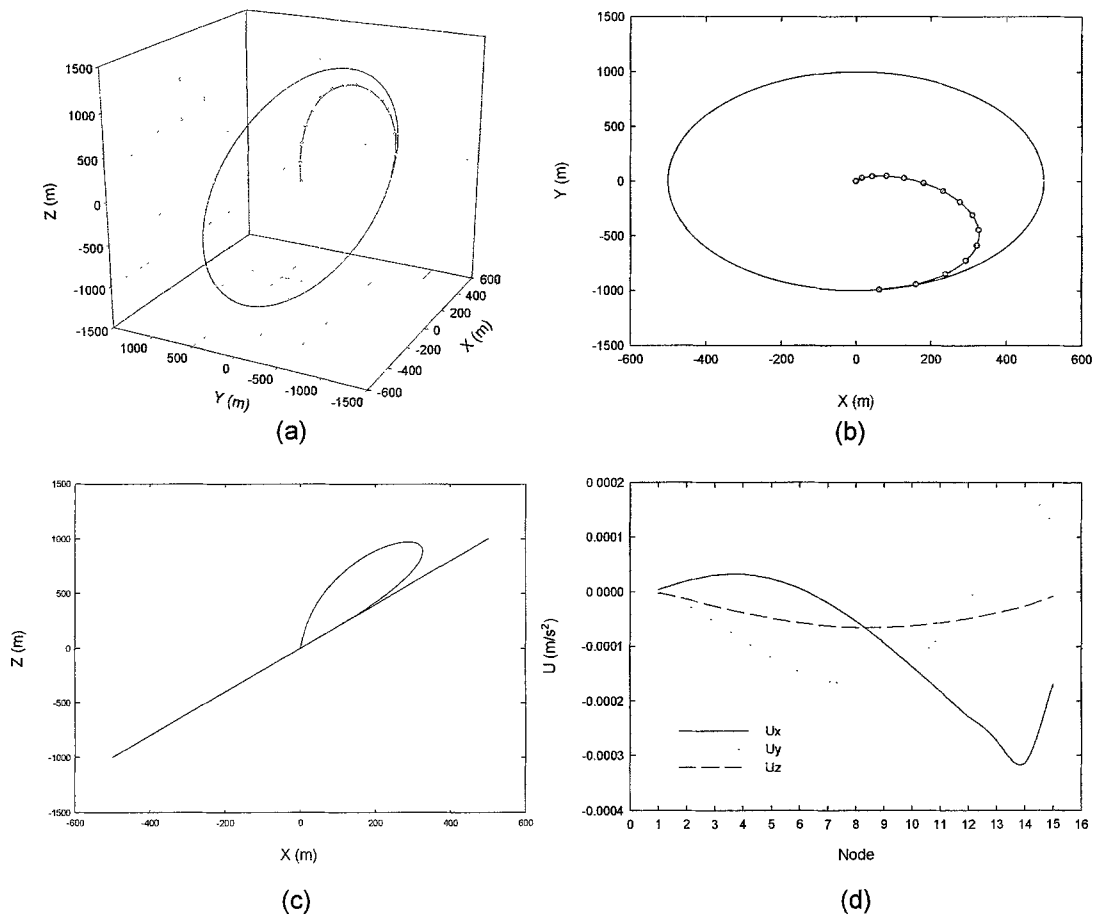


그림 4.1 t_f 가 $P/2$ 일 때 Hill's frame의 중심에서 $R_0 = 1000m$ 인 타원까지의 기동. (b),(c)는 x-y평면과 x-z평면에 투영된 모습이고 (d)는 시간에 따른 u 값의 변화를 나타낸다.

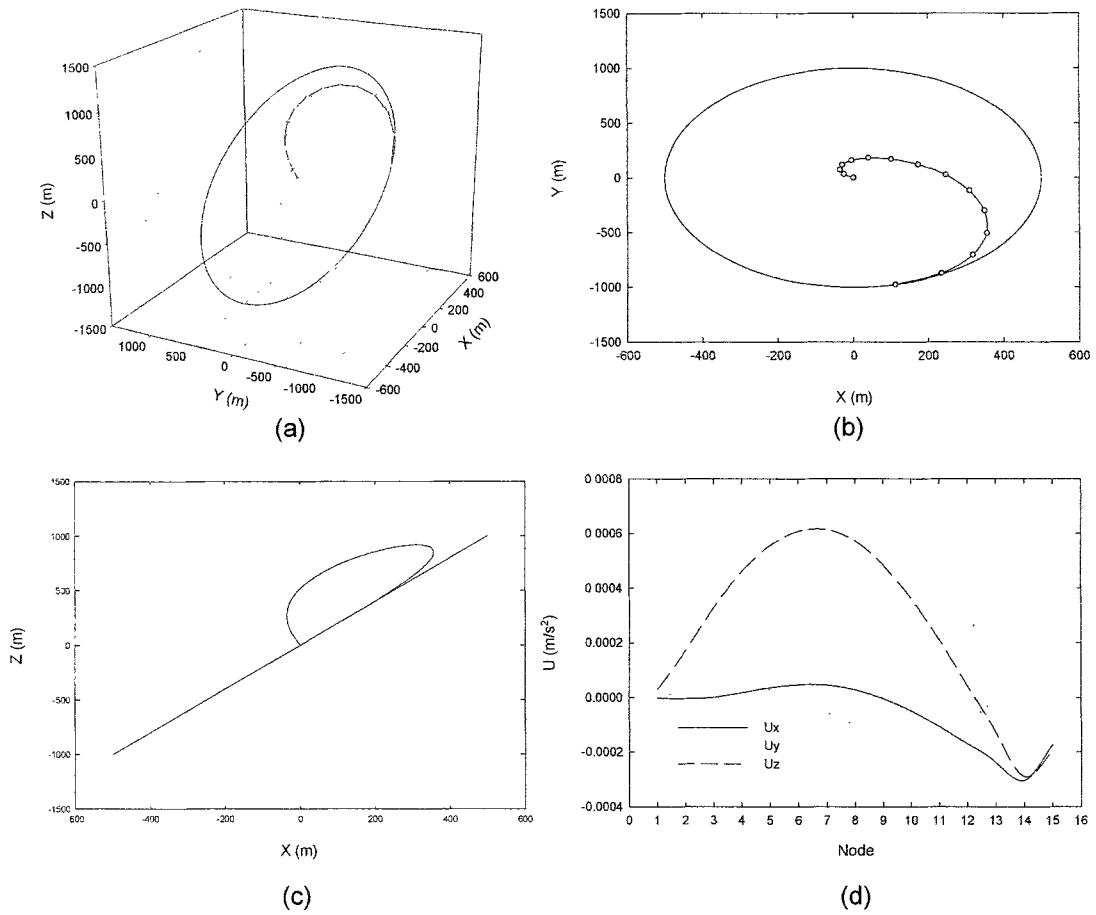


그림 4.2 t_f 가 $2P/3$ 일 때 Hill's frame의 중심에서 $R_0 = 1000m$ 인 타원까지의 기동. (b),(c)는 x-y평면과 x-z평면에 투영된 모습이고 (d)는 시간에 따른 u 값의 변화를 나타낸다.

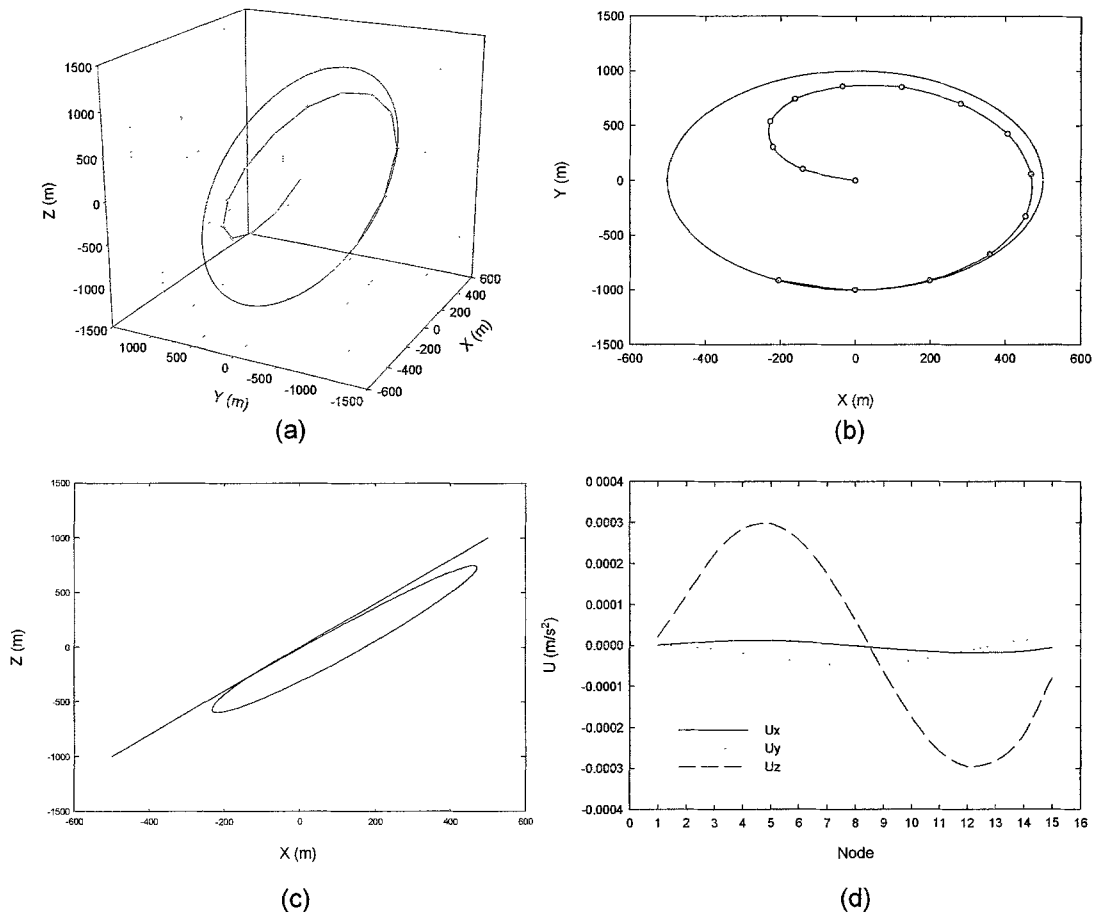


그림 4.3 t_f 가 P일 때 Hill's frame의 중심에서 $R_0=1000m$ 인 타원까지의 기동. (b),(c)는 x-y평면과 x-z평면에 투영된 모습이고 (d)는 시간에 따른 u 값의 변화를 나타낸다.

(2) satellite #: 3 (case I)

여기서는 위성이 하나인 경우를 확장하여 세 개의 위성이 Hill's frame의 원점으로부터 임의의 타원상에 도착하도록 하는 경우를 고려한다. 세 개의 위성이 한 점에서 출발하므로 위성자체의 크기는 고려하지 않았다. (1)의 경우에서 고려한 식(4-40)~(4-44)는 하나의 위성일 경우에만 해당되므로, 세 개일 경우에는 추가적인 제한 조건이 필요하다. 즉, 최종 단계에서는 각각의 위성이 서로 일정한 간격을 유지해야 하므로 인접 위성간의 위상 차이는 정확하게 $360^\circ/N$ 을 이루어야 한다. 여기서 N은 전체위성의 수를 의미한다.

위성편대가 이루는 궤도면은 y-z 평면을 기준으로 γ 만큼 기울어져 있으므로, 최종 도착점의 위치는 y축을 기준으로 γ 만큼 회전변환한 후, 원점으로부터 타원상의 위치를 연결한 벡터간의 위상차를 $360^\circ/N$ 로 맞추어 준다. 따라서 위성이 세 개일 경우는 다음과 같은 세 개의 식이 제한 조건에 추가로 포함된다.

$$\begin{aligned} \frac{x_1x_{2f} + y_1y_{2f} + z_1z_{2f}}{\sqrt{x_{1f}^2 + y_{1f}^2 + z_{1f}^2}\sqrt{x_{2f}^2 + y_{2f}^2 + z_{2f}^2}} - 120^\circ &= 0 \\ \frac{x_1x_{3f} + y_1y_{3f} + z_1z_{3f}}{\sqrt{x_{1f}^2 + y_{1f}^2 + z_{1f}^2}\sqrt{x_{3f}^2 + y_{3f}^2 + z_{3f}^2}} - 120^\circ &= 0 \\ \frac{x_2x_{3f} + y_2y_{3f} + z_2z_{3f}}{\sqrt{x_{2f}^2 + y_{2f}^2 + z_{2f}^2}\sqrt{x_{3f}^2 + y_{3f}^2 + z_{3f}^2}} - 120^\circ &= 0 \end{aligned} \quad (4-45)$$

여기서 x_{1f}, x_{2f}, x_{3f} 는 각 위성의 타원상의 위치를 y축을 기준으로 γ 만큼 회전 변환한 값이다. 다음의 표는 시뮬레이션에 사용된 변수를 나타낸다.

표 4.2 크기조정기동에 사용된 매개변수(sat #: 3)

R_0	1000 m
γ	26.57°
위성수	3
노드(node)수	15
t_f	P/2
파라미터수	405
선형구속조건수	0
비선형구속조건수	270

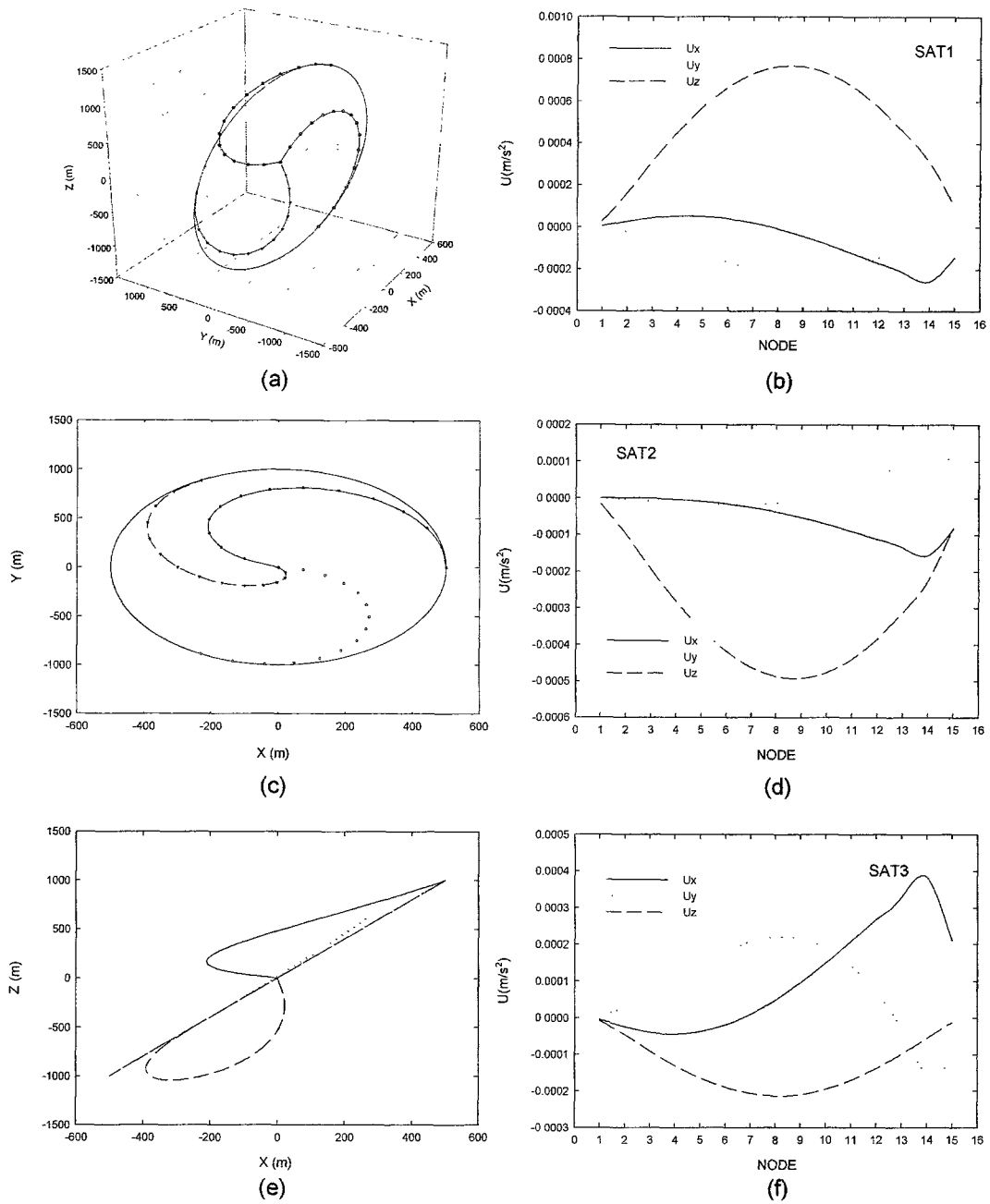


그림 4.4 t_f 가 $P/2$ 일 때 Hill's frame의 중심에서 $R_0 = 1000m$ 인 타원까지의 가동. (c),(e)는 x - y 평면과 x - z 평면에 투영된 모습이고 (b),(d),(f)는 시간에 따른 각 위성들의 u 값 변화를 나타낸다.

(3) satellite #: 3 (case II)

이 경우는 세 개의 위성이 임의의 반경을 가진 타원에서 출발하여 반경이 더 큰 타원으로 이동하는 것을 고려한 것 (250m → 1250m)으로 실질적인 크기 조정 기동 (Resizing maneuver)에 해당된다. 여기서도 앞서와 마찬가지로, 최종 단계에서 위성 간에 일정한 간격을 유지하기 위한 조건식 (4-45)가 포함된다. 또한, 기동중에 일어날 수 있는 충돌을 방지 하는 조건을 고려하여 다음의 식(4-46)으로 표현된 식을 추가 하였다.

$$(x_{nk} - x_{mk})^2 + (y_{nk} - y_{mk})^2 + (z_{nk} - z_{mk})^2 > r_a^2 \quad (4-46)$$

위 식에서 r_a 는 충돌을 방지하기 위한 반경을 나타내며 모든 구간에서 적용된다. 그러나 출발단계에서는 임의의 타원상에서 위성간에 일정 간격을 유지해야하는 상태이므로 이전의 경우와는 차별된다. 다음의 표는 시뮬레이션에 사용된 변수를 나타낸다.

표 4.3 크기조정기동에 사용된 매개변수 ($R_0: 250m \rightarrow 1250m$)

R_0	250 m → 1250 m
γ	26.57°
r_a	50 m
위성수	3
노드(node)수	15
t_f	P/2
파라미터수	405
선형구속조건수	0
비선형구속조건수	315

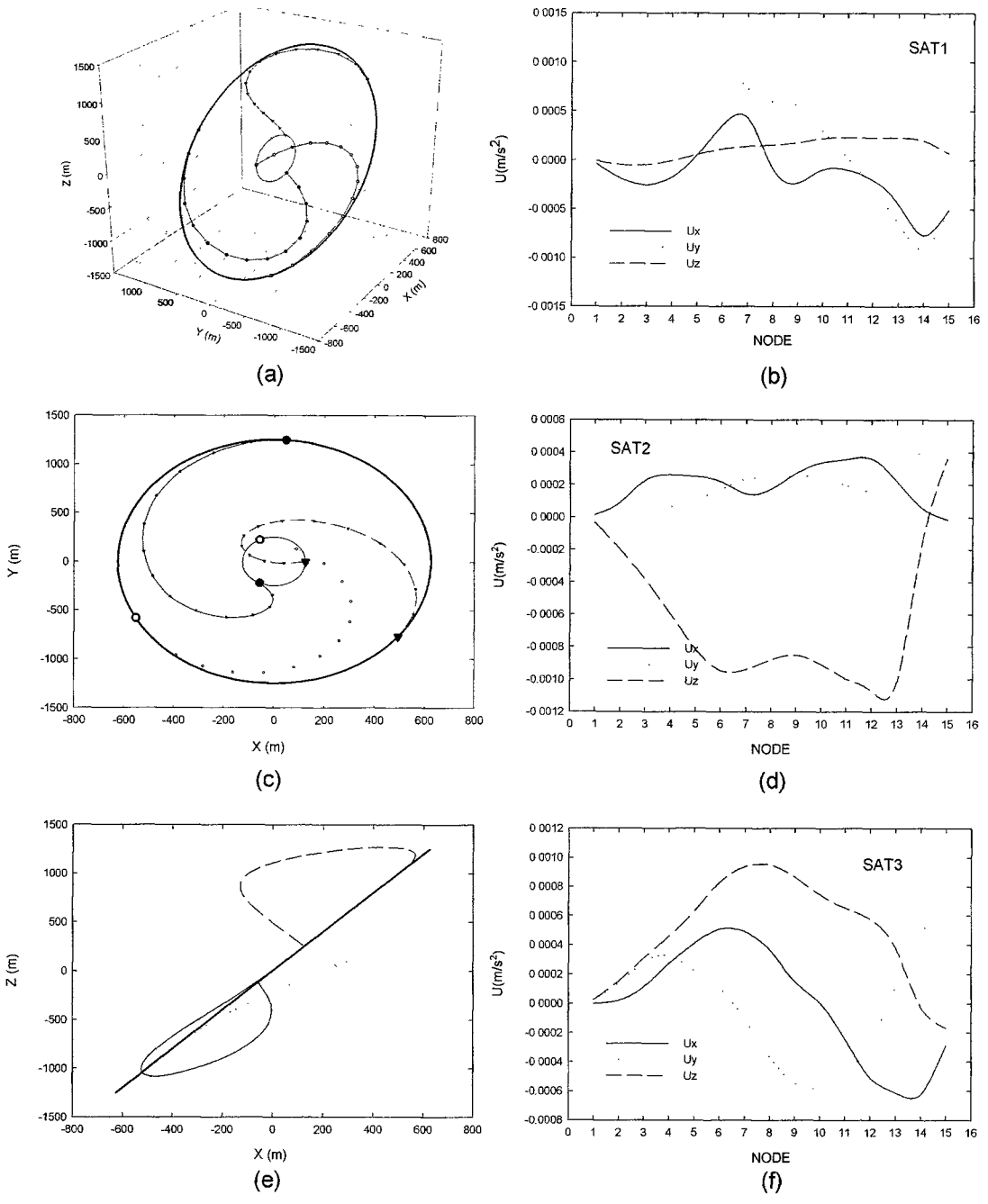


그림 4.5 t_f 가 $P/2$ 일 때 R_0 가 $250m$ 인 타원에서 $1000m$ 인 타원까지의 기동. (c),(e)는 x-y평면과 x-z평면에 투영된 모습이고 (b),(d),(f)는 시간에 따른 각 위성들의 u 값 변화를 나타낸다.

라. 표적 조정 기동 (Retargeting maneuver)

표적 조정 기동은 위성 편대가 이루는 궤도면이 지향하는 방향을 변화시키는 것으로, 편대가 구성하는 간섭계의 관측대상을 변경하기 위해 반드시 필요한 기동이다. 여기서는 초기 γ 값을 26.57° 에서 60° 로 변경하는 경우를 가정하였다. 다음의 표는 시뮬레이션에 사용된 변수를 나타낸 것이다.

표 4.4 표적조정기동에 사용된 매개변수($\gamma:26.57^\circ \rightarrow 60^\circ$)

R_0	1000 $m \rightarrow$ 1000 m
γ	$26.57^\circ \rightarrow 60^\circ$
위성수	3
노드(node) 수	15
t_f	P/2
파라미터수	405
선형구속조건수	0
비선형구속조건수	315

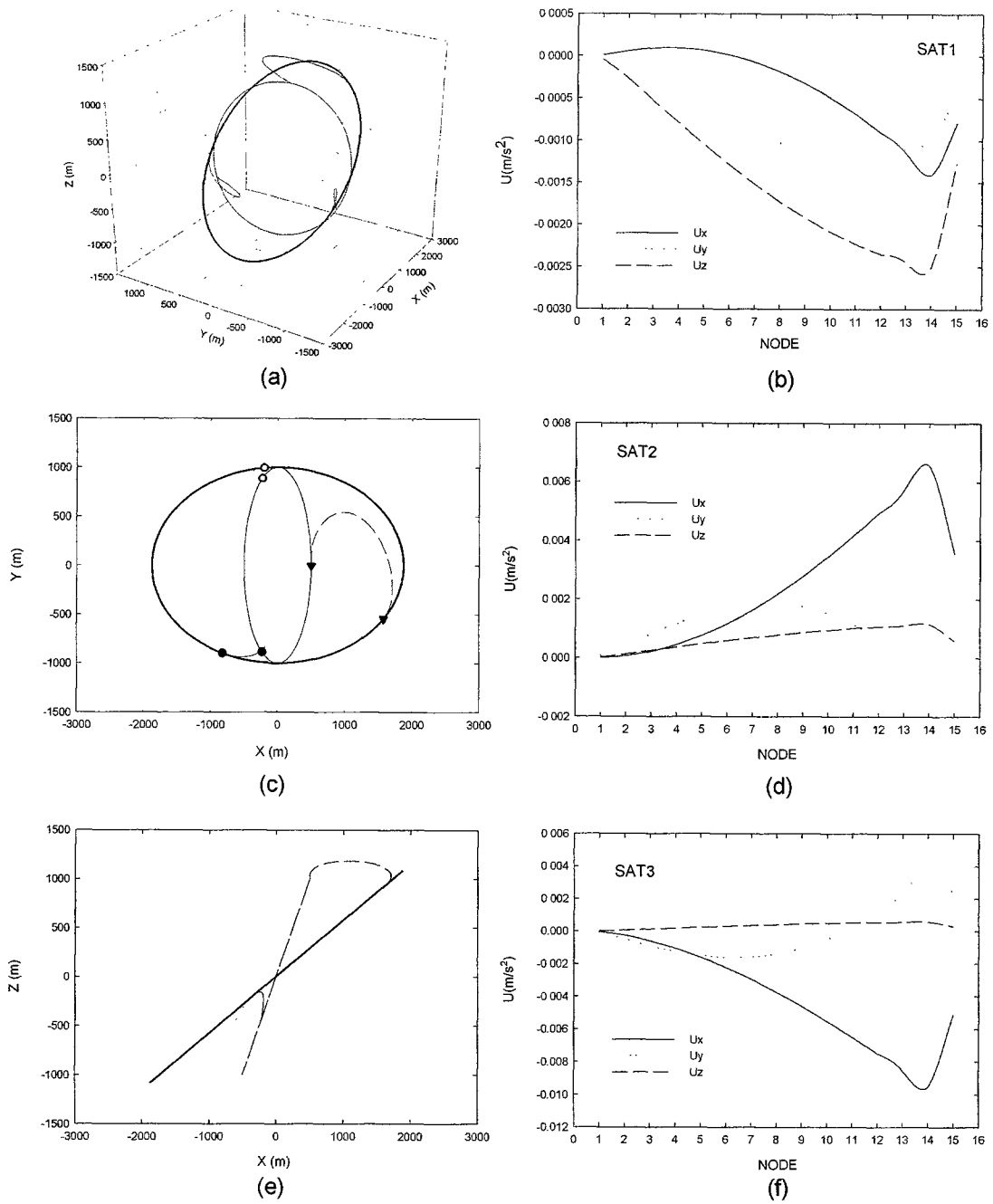


그림 4.6 t_f 가 $P/2$ 일 때 γ 가 26.57° 에서 60° 까지의 변화를 나타내는 기동. (c),(e)는 x-y 평면과 x-z평면에 투영된 모습이고 (b),(d),(f)는 시간에 따른 각 위성들의 u 값 변화를 나타낸다.

마. 방향 조정 기동 (reorienting maneuver)

방향 조정 기동의 경우 위성 편대의 크기와 편대면의 방향에는 변함이 없으며, 편대를 이루는 각각의 위성이 동일 평면상에서 서로간의 일정간격을 유지한 채 타원이나 원의 경로를 따라 이동하는 기동이다. 여기서는 γ 값이 있는 경우와 영(zero)인 경우(projected-circular formation)로 나누어 살펴보았으며 이동경로는 위성의 최초 위치에서 120° 로 제한하였다.

(1) satellite #: 1 ($\gamma = 26.57^\circ$)

표 4.5 방향조정기동에 사용된 매개변수($\gamma = 26.57^\circ$)

R_0	250 m
γ	26.57°
ϕ (phase angle)	$0^\circ \rightarrow 120^\circ$
# of satellite	1
# of node	15
t_f	P/3
# of parameter	135
# of linear constraints	0
# of non-linear constraints	90

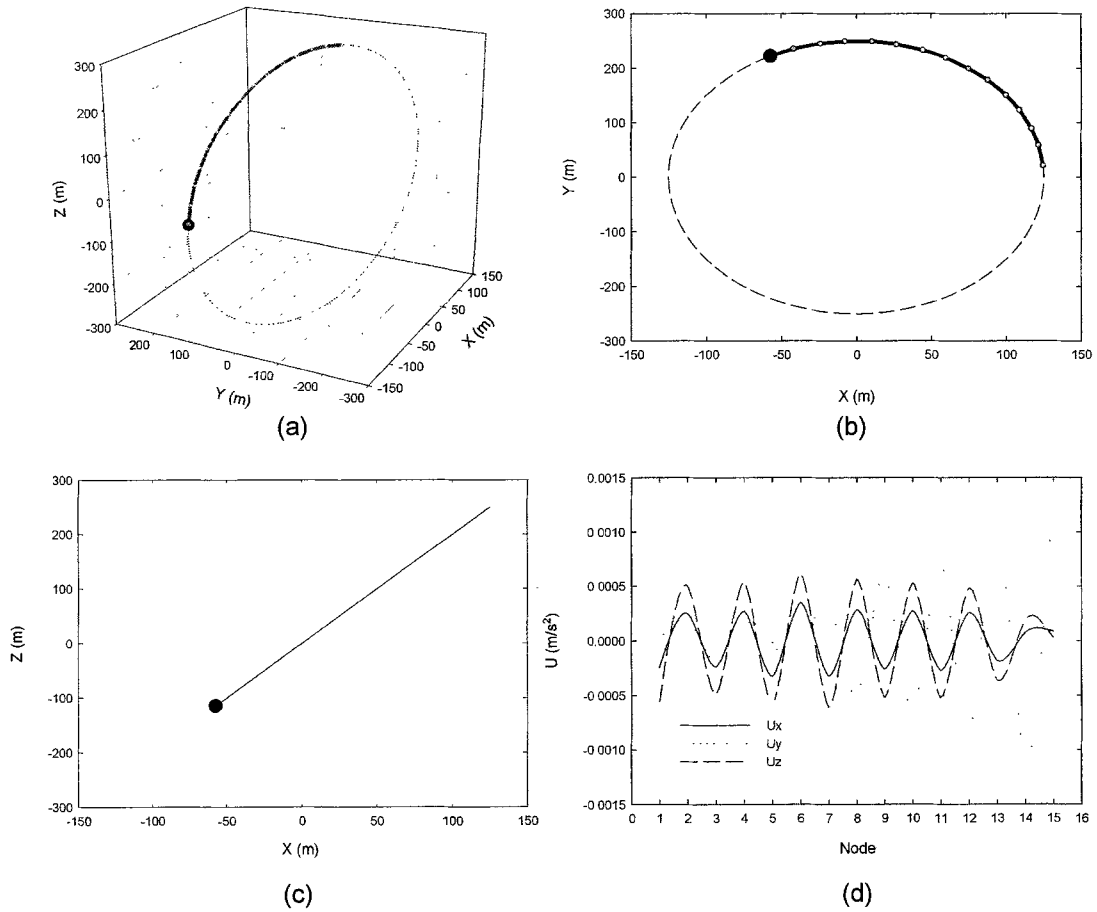


그림 4.7 t_f 가 $P/3$ 일 때 타원상의 한 점에서 Hill's frame의 원점을 중심으로 120° 이동하는 기동. (b),(c)는 x - y 평면과 x - z 평면에 투영된 모습이고 (d)는 시간에 따른 u 값의 변화를 나타낸다.

(2) satellite #: 1 ($\gamma = 0^\circ$)

표 4.6 방향조정기동에 사용된 매개변수($\gamma = 0^\circ$)

R_0	1000 m
γ	0°
ϕ 위상각변화(phase angle)	$0^\circ \rightarrow 120^\circ$
위성수	1
노드(node)수	15
t_f	P/3
파라미터수	135
선형구속조건수	0
비선형구속조건수	90

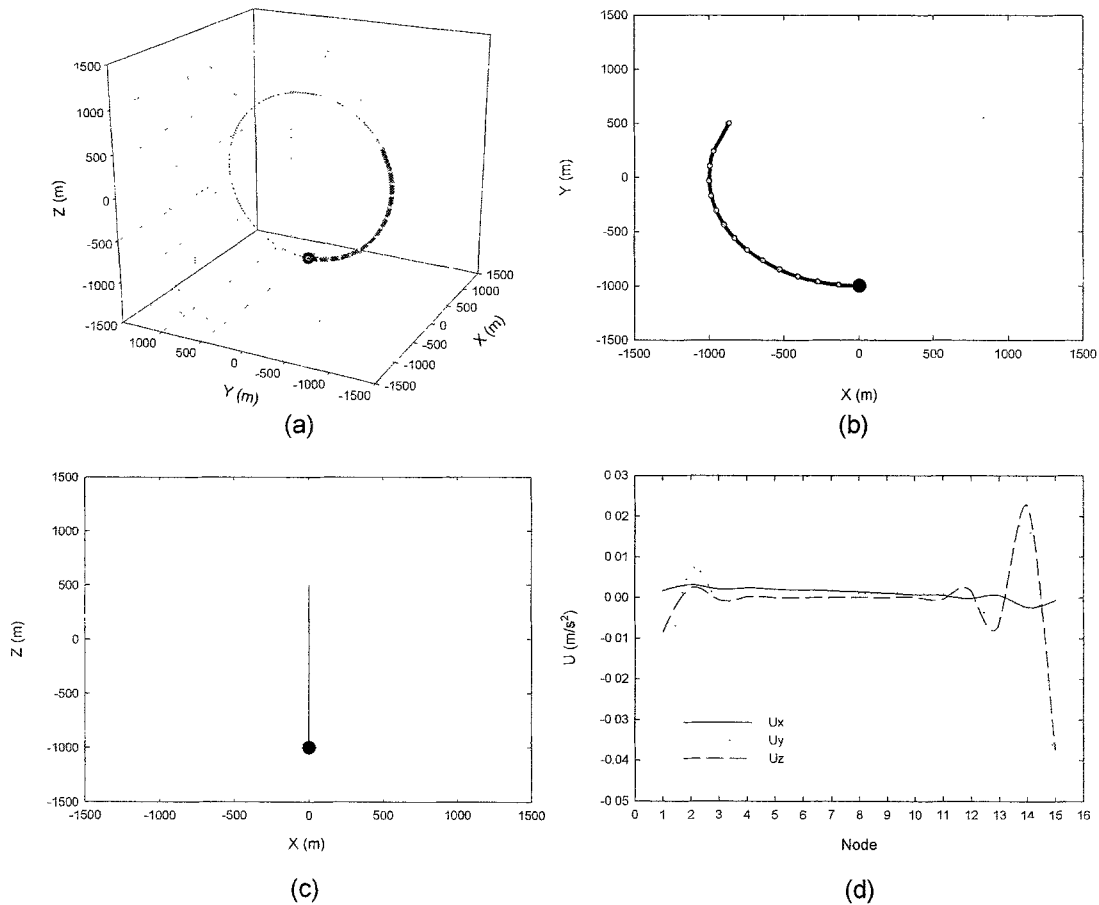


그림 4.8 t_f 가 P/3일 때 y-z평면에 위치한 원상의 한 점에서 Hill's frame의 원점을 중심으로 120° 이동하는 기동. (b),(c)는 x-y평면과 x-z평면에 투영된 모습이고 (d)는 시간에 따른 u 값의 변화를 나타낸다.

(3) satellite #: 3 ($\gamma=0^\circ$)

표 4.7 방향조정기동에 사용된 매개변수($\gamma=0^\circ$, sat #:3)

R_0	1000 m
γ	0°
r_a	50 m
ϕ 위상각(phase angle)	$0^\circ \rightarrow 120^\circ$
위성수	3
노드(node)수	15
t_f	P/3
파라미터수	405
선형구속조건수	0
비선형구속조건수	315

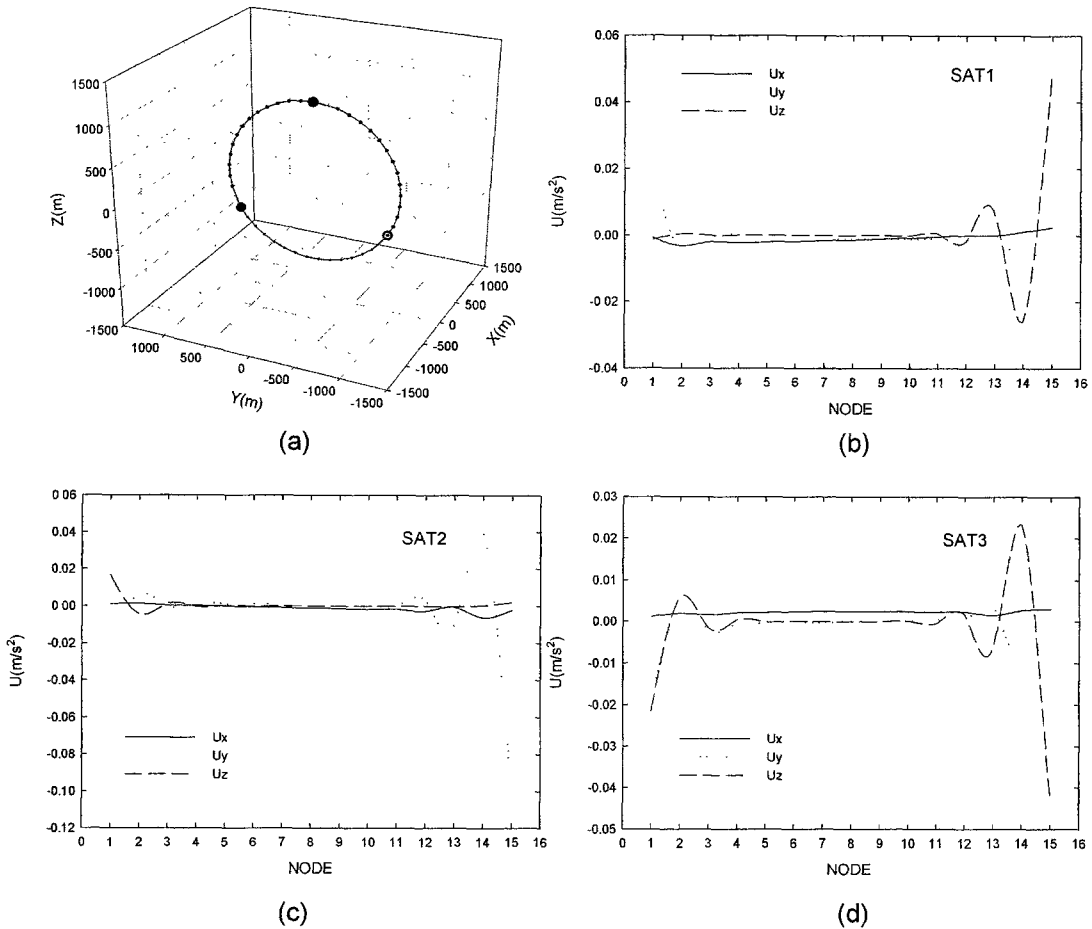


그림 4.9 t_f 가 P/3일 때 y-z평면에 위치한 원상의 한 점에서 Hill's frame의 원점을 중심으로 세 개의 위성이 120° 이동하는 기동. (b),(c),(d)는 각 위성들의 시간에 따른 u 값 변화를 나타낸다.

4. 결 론

이상에서 살펴본 바와 같이 본 절에서는 위성 편대 비행임무 수행중에 필요한 여러 가지 기동의 종류에 대하여 살펴보고, 최소의 에너지를 사용하는 최적궤도를 각 기동별로 산출해 보았다. 또한, 이러한 최적 궤도의 산출을 위하여, 각 기동별로 적용 가능한 적절한 제한 조건을 제시하였다. 편대의 재배치 기동은 크게 크기조정, 표적 조정, 방향조정으로 나누어 분류하였으며, 각 기동별로 임무시간의 변화, y-z평면상의 기울기를 나타내는 γ 값의 변화, 편대의 크기변화, 이심률의 변화등에 따른 최적 궤적의 형상 및 제어값 u 의 변화를 살펴보았다. 크기 조정 기동에서는 Hill's frame의 원점에서 출발하는 하나의 위성을 우선적 고려하여 문제해결 가능성과 수렴가능 범위를 산출하여 나머지 기동에 적용토록 하였다. 여기서는 최종단계에서 도착하는 위성의 위치와 속도가 원하는 반경의 타원상에 존재하도록 식(4-40)~(4.44)로 표현되는 제한 조건을 설정하였다. 그림4.1, 4.2, 4.3에서 보여지듯이, 정해진 기동 시간이 늘어남에 따라 목적지까지 도착하는 최적 궤적의 경로는 증가하지만 전체적으로 소모된 연료량은 감소함을 알 수 있다. 그림 4.4와 4.5에서는 그림 4.1~4.3의 결과를 바탕으로 세 개의 위성으로 확대한 결과를 보여준다. 그림 4.4는 Hill's frame의 원점에서 출발한 경우이고, 그림 4.5는 초기에 일정크기의 타원상에서 출발하는 크기 조정 기동을 나타낸 것이다. 세 개의 위성으로 확대한 경우에는, 기동과정에서 충돌을 방지하기 위한 제한 조건과 최종 단계에서 세 개의 위성이 동일한 위상각의 차이를 가질 수 있도록 하는 조건을 추가하였다. 표적 조정 기동에서도 앞서와 마찬가지로 제한 조건이 적용되며 그림 4.6을 통해 결과를 확인해 볼 수 있다. 그림 4.6은 γ 값이 25.67° 에서 60° 로 변화하는 경우만을 나타낸 것이며, γ 값의 변화와 회전축의 변화에 따라 결과는 다르게 나타날 수 있지만, 다른 경우에도 적용이 가능하다. 마지막으로 방향 조정 기동의 경우는 25.67° 의 γ 값을 가지는 타원상에서의 경우와 흔히, 투영 반경 유지 편대 비행(projected circular formation flying)이라고 불리는 γ 값 0° 의 원형 편대일 경우로 나누어 결과를 살펴보았다. 방향 조정 기동의 경우 위성의 이동경로가 이미 정해져 있으므로, 식(4-38)로 표현되는 목적함수를 적용하였다. 이 경우는 궤적의 산출 보다는 Hill 방정식을 따르는 제어값(u)의 변화가 중요한 의미를 지니게 되는데, 투영 반경 유지 편대의 경우에는 x축으로의 변화가 없으므로 제어값의 변화에서도 u_x 의 경우는 거의 0의 값을 가짐을 알 수 있었다.

제 4 장 목표 달성도 및 관련분야에의 기여도

제 1 절 기술적 측면

위성 편대 비행 계획 단계에서, 사용자가 원하는 편대의 형상에 따라 작용하는 섭동력의 영향을 미리 가늠하게 함으로써 전체 임무 수명에 대한 예상을 가능토록 한다. 그리고 섭동의 영향을 최소로 하는 위성 편대의 초기 조건을 결정함으로써 효율적인 임무 수행 및 임무 수명 연장을 가능하게 한다. 또한, 최소의 에너지를 사용한 편대의 재배치 기동에 대한 정보를 미리 습득하여 예상 경로를 확보하고 연료의 양을 가늠할 수 있게 한다. 이와 같은 연구를 통하여 소형위성 편대비행 기술의 기틀을 마련함으로써 다음과 같은 편대비행 임무 수행이 가능하게 한다.

1. 편대위성을 이용하여 다양한 지구관측 시나리오 가능.
2. 지상의 한 지점에 대한 3차원 입체 영상 획득.
3. 간섭효과를 이용한 우주용 레이더 기술실현.
4. 고해상도의 우주망원경 시스템 구축.
5. 다수의 소형위성이 단일 대형위성 이상의 기능을 구현가능.

제 2 절 경제 · 산업적 측면

소형위성을 이용한 편대 비행이 가능하도록 함으로써 우주임무의 효율적 수행으로 인한 우수한 결과를 도출하는 것이 가능하다. 또한, 여러 대의 위성을 다수 제작함에 따라 경제적, 산업적으로 더 많은 고부가 가치를 창출할 수 있으며, 무엇보다도 편대 비행 기술을 국산화함으로써 현재의 우주기술에 대한 국가 차원의 경쟁력을 확보할 수 있다.

제 5 장 연구개발결과의 활용 계획

제 1 절 활용 분야

우리나라가 소형위성을 개발하고 운용하는데 있어서, 효율적인 위성운용을 할 수 있는 연구의 토대를 마련하였으며, 이를 바탕으로 우주임무의 더 우수한 성과를 이끌어 낼 수 있다. 더군다나 여러 개의 소형위성을 편대비행에 응용함으로써 더 고차원적인 과학임무와 지구관측 임무의 수행을 가능케 한다. 이러한 응용은 우주용 레이더, 지구관측 입체영상 습득 등에 쓰일 수 있기 때문에, 해양, 기상, 재해감시, 군사첩보, 우주과학 등 여러 분야에 이용될 수 있다.

제 2 절 향후 연구 계획

본 연구가 위성 편대 비행 기술의 기본적인 바탕이 되기는 하지만 실제 운용을 위해서는 제어기법이나 추진 시스템등에 대한 연구가 더 필요하다. 또한, 위성 편대의 정확한 상태 파악을 위하여, 편대 위성간의 상대적인 위치를 알기위한 기법(relative navigation)등에 관한 연구도 반드시 필요하다. 그리고 간섭계 구현을 위한 편대 비행 임무를 위해서는 편대 위성의 자세에 대한 연구도 반드시 이루어 져야 한다. 자세의 경우도 마찬가지로 정확한 자세상태 파악을 위한 자세 결정 알고리즘과 센서의 개발이 필요하며, 간섭계를 구현하여 관측대상을 지향하기 위해서는 각 편대 위성의 자세를 일치시키는 자세 동기화 제어기법에 대한 연구역시 필요하다.

제 6 장 참고 문헌

유성문, "위성편대비행을 위한 궤도 설계와 수치적 방법을 이용한 동역학 모델의 검증", 한국항공우주학회, 2003, 04.

Alfriend, K. T., Schaub, H., and Gim, D. W., "Gravitational Perturbations, Nonlinearity and Circular Orbit Assumption Effects on Formation Flying Control Strategies", 23rd Annual AAS Guidance and Control Conference, Feb 2-6, 2000, Breckenridge, CO, AAS 00-012

Battin, R. H., An Introduction to the Mathematics and Methods of Astrodynamics, AIAA Education Series, AIAA, New York, 1987.

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

Betts, J. T., "Using sparse nonlinear programming to compute low thrust orbit transfers", Journal of the astronautical sciences, Vol. 41, No. 3, 1993, pp. 349-347.

Betts, J. T., "Survey of numerical methods for trajectory optimization", Journal of guidance, control, and dynamics, Vol. 21, No. 2, 1998, pp. 193-207.

Brouwer, D., "Solution of the Problem of Artificial Satellite Theory without Drag", 1959AJ, 64, 378-397.

Carter, T. E., "State Transition Matrices for Terminal Rendezvous Studies: Brief Survey and New Example", Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol. 21, No.1, January-February 1998.

Chichka, D. F., "Satellite Clusters with Constant Apparent Distribution", Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 24, No. 1, 2001, pp. 117-122.

Colombo, O.L., Altimetry Orbits and Tides, NASA Technical Memorandum NASA-TM- 86180, 1984.

Coverston-Carroll, V., and Williams, S. N., "Optimal low thrust trajectories using differential inclusion concepts", *Journal of the astronautical science*, Vol. 42, No. 4, 1994, pp. 379-393.

Enright, P. J., and Conway, B. A., "Discrete approximations to optimal trajectories using direct transcription and nonlinear programming", *Journal of guidance, control, and dynamics*, Vol. 15, No. 4, 1992, pp. 994-1001.

Enright, P. J., and Conway, B. A., "Optimal finite-thrust spacecraft trajectories using collocation and nonlinear programming", *Journal of guidance, control, and dynamics*, Vol. 14, No. 5, 1991, pp. 981-985.

Fletcher, R., *Practical methods of optimization*, second edition, John Wiley and Sons, Chichester and New York, 1987.

Gill, P. E., Murray, W., Saunders, M. A., and Wright, M. H., "Some theoretical properties of an augmented lagrangian merit function", In P. M. Pardalos, editor, *Advances in optimization and parallel computing*, pp. 101-128, North Holland, 1992.

Gim, D. W., and Alfriend, K. T., "The State Transition Matrix of Relative Motion for the Perturbed Non-Circular Reference Orbit", *AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting* 11-15 February 2001.

Hargraves, C. R., and Paris, S. W., "Direct Trajectory Optimization Using Nonlinear programming and collocation", *Journal of guidance, control, and dynamics*, Vol. 10, No. 4, 1987, pp.338-342.

Hedin, A. E., *Extension of the MSIS-86 Thermospheric Model into the Middle and Lower Atmosphere*, *J. Geophys. Res.* 96, 1159, 1991.

Herman, A. L., and Conway, B. A., "Direct optimization using collocation based on high-order Gauss-Lobatto quadrature rules", *Journal of guidance, control, and dynamics*, Vol. 19, No.3, 1996, pp. 592-599.

Hill, G. W., "Researches in the Lunar Theory", *American Journal of Mathematics*, Vol. 1, No. 1, 1878, pp. 5-26.

Hull, D. G., "Conversion of optimal control problems into parameter optimization problems", *Journal of guidance, control, and dynamics*, Vol. 20, No. 1, 1997, pp. 57-60.

Inalhan, G., Tillerson, M., and How, J. P., "Relative Dynamics and Control of Spacecraft Formation in Eccentric Orbits", *Journal of Guidance, Control and dynamics*, vol. 25, No. 1, January-February 2002.

Kaula, W. M., *Theory of Satellite Geodesy*, Blaisbell Publishing Co., Waltham, Mas., 1966.

Kechichian, J. A., "The Analysis of the Relative Motion in General Elliptic Orbits with Respect to a Dragging and Processing Coordinate Frame", Paper presented at the AAS/AIAA Astrodynamics Conference, August 4-7, Sun Valley, Idaho, AAS 97-733.

Kirk, D. E., *Optimal control theory - An introduction*, Prentice-Hall Inc, 1970.

Lemoine, F.G. et al., *The Development of the NASA GSFC and NIMA Joint Geopotential Model*, *The International Symposium on Gravity, Geoid and Marine Geodesy* Vol.117, 1997, pp.461-469.

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.

Kong, E. M. C., "Spacecraft Formation Flight Exploiting Potential fields", PhD Thesis, Department of Aeronautics and Astronautics, MIT, 2002.

Lawton, J. R., "Synchronized Multiple Spacecraft Rotations", *Automatica*, Vol. 38, No. 8, 2002, pp. 1359-1364.

Marshall, J.A., Luthcke, S.B., *Journal of Spacecraft and Rockets* Vol.31, No.1, 1994, pp.99-105.

Martin, M. and Stallard, M. J., "Distributed satellite missions and technologies -

The TechSat21 program", AIAA Paper No. 99-4479, 1999.

Melton, R. G., "Time-Explicit Representation of Relative Motion Between Elliptical Orbit", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 23, No. 4, July-August 2000.

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.

Sabol, C., Burns, R., and Mclaughlin, C. A., "Satellite Formation Flying Design and Evolution", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 38, No. 2, March-April 2001.

Schaub, H., and Alfriend, K. T., "Impulsive Feedback Control to Establish Specific Mean Orbit Elements of Spacecraft Formations", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 24, No. 1, July-August 2001.

Schaub, H., and Alfriend, K. T., "J2 Invariant Relative Orbit for Spacecraft Formation", *Celestial Mechanics and Dynamics Astronomy* 79: 77-95, 2001.

Schaub, H., Vadali, S. R., Junkins, J. L., and Alfriend, K. T., "Spacecraft Formation Flying Control Using Mean Orbit Elements", AAS/AIAA Astrodynamics Specialists Conference, Girdwood, Alaska, Aug. 16-19, 1999, Paper No. AAS 99-310.

Schweighart, S. A., "Development and Analysis of a High Fidelity Linearized J2 Model for Satellite Formation Flying", Massachusetts Institute of Technology, 2001.

Standish et al., JPL Planetary and Lunar Ephemerides: DE403/LE403, JPL IOM 314.10 -127, 1995.

Vadali, S. R., Alfriend, K. T., and Vaddi, S., "Hill's Equation, Mean Orbital Elements, and Formation Flying of Satellites", AAS Paper00-258, presented at the R.H. Battin Astrodynamics Conference, Colledge Station, TX, March 20-21, 2000

Vadali, S. R., Vaddi, S. S., and Alfriend, K. T., "An Intelligent Control Concept for Formation Flying Satellites", *International Journal of Robust and Nonlinear control* 2002; 12:97-115.

Vadali, S. R., Vaddi, S. S., Naik, K., and Alfriend, K. T., "Control of Satellite Formations", AIAA 2001-4028.

Vaddi, S. S., Vadali, S. R., and Alfriend, K. T., "Formation Flying: Accommodating Nonlinearity and Eccentricity Perturbations", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 26, No. 2, March-April 2003.

Vallado, D. A., *Fundamentals of Astrodynamics and Applications*, McGraw-Hill, New-York, 1997.

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

Wang, P. K. C., "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.

Wang Sang Koon, et al., "J2 Dynamics and formation flight", AIAA paper No. 2001-4090, 2001.

Wiesel, W. E., *Spaceflight Dynamics*, McGraw-Hill, New-York, 1997.

Wiesel, W. E., "Relative Satellite Motion About an Oblate Planet", *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 25, No. 4, 2002, pp. 776-785.

Yamanka, K., and Ankersen, F., "New State Transition Matrix for Relative Motion on an Arbitrary Elliptical Orbit", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 25, No. 1, January-February 2002.

주 의

1. 이 보고서는 과학기술부에서 시행한 특정연구개발사업의 연구보고서입니다.
2. 이 보고서 내용을 발표할 때에는 반드시 과학기술부에서 시행한 특정연구개발사업의 연구결과임을 밝혀야 합니다.
3. 국가과학기술 기밀유지에 필요한 내용은 대외적으로 발표 또는 공개하여서는 아니됩니다.