

技術論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.38.9.914

아리랑위성 2호 초기운용 및 임무기간 중 궤도 분석

김해동*, 정옥철**, 김은규***

Orbit Analysis for KOMPSAT-2 During LEOP and Mission Lifetime

Hae-Dong Kim*, Ok-Chul Jung** and Eun-Kyou Kim***

ABSTRACT

In this paper, results on the orbit analysis for the KOMPSAT-2 satellite using a real orbit data during the LEOP and normal mission lifetime are presented. In particular, the preparation and performance of an orbit operations during the LEOP is emphasized and the effects of space environments (i.e., Solar activity) on orbit evolutions are investigated comparing to those of the KOMPSAT-1 satellite. The summarized results in this paper would be an important reference to improve the stability and effectiveness of satellite operations during the LEOP and normal mission lifetime in case of LEO satellites such as successors of KOMPSAT-2 (i.e., KOMPSAT-3, KOMPSAT-3A, KOMPSAT-5).

초 록

본 논문에서는 지난 2009년 9월 30일 3년간의 정상임무 운영을 성공적으로 종료하고 연장임무 운용 중인 아리랑위성 2호의 실제 궤도데이터를 이용한 초기운용 및 임무기간 중 궤도분석 결과를 기술하였다. 초기 궤도운용을 위한 준비 및 수행결과들에 대해 중점을 두었으며, 동일 임무궤도 상에서 운용되었던 아리랑위성 1호와의 정상임무 기간 동안 서로 다른 우주환경(특히 태양활동)이 궤도변화에 미치는 영향력을 비교, 분석하였다. 본 논문에서 정리된 내용들은 추후 저궤도상에서 운용될 아리랑위성 시리즈(3호, 5호 3A호 등)들의 초기 및 정상 임무기간 동안 궤도운용 시 안정성과 효율성을 높이는데 주요 참고 자료가 될 것으로 사료된다.

Key Words : KOMPSAT-2(아리랑 2호), Orbit Determination(궤도결정), LEOP(초기궤도 운용), Orbit Accuracy(궤도정밀도)

1. 서 론

우리나라의 두 번째 다목적실용위성인 아리랑 위성 2호는 지난 2006년 7월 28일 오후 4시 5분 41초(우리나라 시각)에 발사되어 2006년 9월 30

일까지 초기운용을 수행한 후 2006년 10월 1일부터 2009년 9월 30일까지 정상임무를 성공적으로 수행하였다. 이후 2009년 10월 1일부터 2년간 연장임무를 수행하고 있으며, 위성체의 상태에 따라 추후 2차 연장임무를 수행할 수 있을 것으로 예상된다.

한편, 실제 궤도데이터를 이용하여 최초의 다목적실용위성이었던 아리랑위성 1호에 대한 임무기간 3년 동안의 궤도변화 분석이 저자들에 의해 수행된 바 있으며[1], 실용급 위성에 탑재된 GPS 수신기의 성능 및 궤도결정 성능도 분석된 바 있

† 2010년 4월 30일 접수~2010년 7월 26일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원 우주과학팀

교신저자, E-mail : haedkim@kari.re.kr

대전시 유성구 과학로 115번지

** 정회원, 한국항공우주연구원 저궤도위성관제팀

*** 정회원, 한국항공우주연구원 다목적3호사업단

다[2,3,4]. 또한, 아리랑위성 1호의 정상임무 수행 완료 후 연장임무 수행을 위해 위성체의 궤도상 성능 분석이 이루어진 바 있다[5].

아리랑위성 2호의 경우 발사 전 궤도결정 시스템의 사전 성능 분석을 위해 시뮬레이션 데이터 및 타 위성 데이터를 이용하여 논문 [6,7]에서 분석한 바 있으며, 저자들에 의해 발사 직후 실제 데이터를 이용하여 초기궤도 운용결과를 간략하게 발표한 바 있다[8]. 또한, 아리랑위성 2호의 임무운용을 통해 아리랑위성 1호와의 상대적인 궤도변화 등의 분석을 수행한 바 있다[9,10].

본 논문에서는 지난 2009년 9월 30일부로 3년간의 정상임무 운영을 성공적으로 종료하고 연장임무 운용 중인 아리랑위성 2호의 실제 궤도데이터를 이용한 초기운용 및 임무기간 중 궤도분석 결과를 기술하였다. 특히, 초기 궤도운용을 위한 준비 및 수행결과들에 대해 중점을 두어 자세하게 다룸으로써 기존 연구[1]와의 차별성을 두었다. 또한, 동일 임무궤도 상에서 운용되었던 아리랑위성 1호 및 2호와의 정상임무 기간 동안 서로 다른 우주환경(특히 태양활동)이 궤도변화에 미치는 영향력을 상세하게 비교, 분석하였다.

본 논문에서 정리된 내용들은 추후 저궤도 상에서 운용될 아리랑위성 시리즈(3호, 5호 3A호 등)들의 초기 및 정상 임무기간 동안 궤도운용 시 안정성과 효율성을 높이는데 주요 참고자료가 될 것으로 사료된다.

II. 초기운용 기간 동안의 궤도분석

2.1 초기궤도운용 준비

아리랑위성 2호의 발사 직후 초기 위성추적을 노르웨이의 KSAT社를 통해 스발바드(Svalbard,

SG3), 말린디(Malindi, MAL), 그리고 마스팔로마스(Maspalomas, MAS) 등 3곳의 해외지상국을 이용하였다. 위성추적을 위한 궤도데이터는 발사체 서비스 회사인 EUKOKOT社로부터 제공된 위성체 분리벡터(S/C State Vector at Separation Time)를 이용하여 궤도예측한 후 항우연 관제국 및 해외지상국에서 사용할 수 있도록 TLE(Two-line Elements) 데이터 및 OPM(Orbit Parameter Message) 형태로 변환하였다. 항우연 관제국(KGS, KARI Ground Station)은 아리랑위성 2호 발사 직후 추적을 위한 TLE 및 OPM 데이터 생성을 위해 아리랑위성 1호 및 2호 비행역학시스템으로 운용 중인 KOOPS(KGS Operational Orbit Processing System)를 이용하였다[11]. 참고로 TLE 데이터에서 위성체 식별번호는 임시번호인 "99932"를 붙였으며, 이는 발사 후 노라드(NORAD, North American Aerospace Defense Command)에서 부여하게 될 정식 번호 대신에 사용하였다(이후 노라드에서 부여한 정식 번호는 29268이다). 아리랑위성 2호 관제시스템에서 사용하기 위한 아리랑위성 2호의 식별번호는 "0433322"이며, 이 번호는 OPM 데이터 형식에 그대로 적용되었다. 생성된 데이터들은 발사 48시간 전에 KSAT社으로 전달되어 초기 추적을 준비하도록 하였다.

2.2 초기궤도결정 결과 분석

아리랑위성 2호 발사 약 10분 후 러시아 발사장에서부터 수신 받은 팩스를 통해 발사예정 시각보다 약 2초 일찍 발사가 됨을 알 수 있었다(당초 07:05:43 UTC 실제 07:05:41 UTC). 발사 직후 처음으로 교신 준비 중인 말린디에서는 발사 시 이러한 발사시각 및 위성체의 궤도진입 오

표 1. 발사 전 초기궤도 정보

Format 0	Parameter	Unit of Measurement	Value
	Date of launch vehicle launching (UTC)	Month, day, year	July 28, 2006
	Lift-off contact time (UTC)	hour, minute, second	7h 05min 43.043sec
Format 3	Parameter	Unit of Measurement	Value
	Separation time of spacecraft from upper stage (after LOC)	hour, minutes, second	0h 48 min 5.957sec
	Roll angle	degree	15.557°
	Yaw angle	degree	-8.130°
	Pitch angle	degree	40.645°
	Angular rate about OX ₁ axis	degree/s	0
	Angular rate about OY ₁ axis	degree/s	0
	Angular rate about OZ ₁ axis	degree/s	0
	Time of "Breeze" US Propulsion System ignition for US de-orbiting (after LOC)	hour, minute, second	1h 43min 10.957sec
	Time of "Breeze" US Propulsion System cut-off for US de-orbiting (after LOC)	hour, minute, second	1 h 44 min 50.957 sec
	Spacecraft injection into the target orbit	No / Yes	
Format 4	Parameter	Unit of Measurement	Value
	Semi-major axis	Km	7061.715
	Eccentricity of orbit	-	0.00000101
	Orbital inclination	degree, minute, second	98° 07' 47"
	Right ascension of ascending node	degree, minute, second	108° 35' 21"
	Perigee argument	degree, minute, second	70° 14' 40"
	True Anomaly	degree, minute, second	159° 06' 38"

차를 고려하여 위성 추적 시 시각오프셋(time-offset)을 최대 30초 정도 조정하여 추적을 준비 중에 있었으므로 발사 48시간 전에 전송하였던 TLE 및 OPM 데이터의 수정 없이 첫 교신을 준비하였다.

말린디에서의 첫 번째 교신은 표 1의 궤도데이터를 이용하여 준비한 교신시각 보다 약 4.4초 일찍 시작되었으며, 정상적인 교신이 성공적으로 이루어졌다. 하지만, 교신 시작 후 명령전송을 준비하는 과정에서 말린디와의 접촉이 끊겼으며, 이후 재접속에 문제가 있어 당초 초기 궤도결정을 보다 정확하게 획득하기 위해 수행하려던 레인징(ranging)을 하지 못했다. 시선거리(Range) 데이터 획득은 실패하였으나, 안테나 추적 시 생성된 고각(Elevation) 및 방위각(Azimuth) 데이터는 획득하였는데 약 5분 분량이었으며, 이를 KOOPS의 궤도결정 프로그램으로 사용 중인 MicroCosm[®]을 이용하여 첫 번째 궤도결정을 수행하였다.

수행 결과, 궤도결정은 수행되었으나 장반경이 7138km, 경사각이 98.098도로 첫 번째 추적에 사용하였던 당초 위성체 분리벡터에 의한 장반경 7061.715km 및 경사각 98.129도와는 매우 큰 차이를 보였다. 이는 실제 추적 결과 얻은 시각오프셋 4.4초와도 크게 차이가 났으므로 다음 두 번째 교신에 반영하지 않았다.

두 번째 교신은 첫 번째 교신 종료 예정시각에서 약 8분 30초 뒤에 이루어졌으며, 별도의 궤도정보 갱신 없이 첫 번째 추적에서 사용한 최초 궤도정보를 동일하게 이용하여 추적이 이루어졌다. 두 번째 스발바드에서의 교신에서는 처음으로 3회의 레인징을 수행하였다. 두 번째 교신 직후 수행한 두 번째 궤도결정은 첫 번째 말린디에서 획득한 각 데이터, 스발바드에서 획득한 시선거리 데이터 및 각 데이터 모두를 포함하여 수행하였다.

수행 결과, 표 2에서 보는 바와 같이 장반경이 7285.1km, 경사각이 98.359도로 성공적인 교신이 가능하였던 당초 위성체 분리벡터에 의한 궤도데이터와는 장반경, 경사각, 이심률 등 모든 궤도요소들이 큰 차이를 보이고 있었다(원인은 2.3절에서 보였듯이 레인징 시스템의 문제가 있으며, 이로 인해 궤도결정 결과에 상당한 오차를 유발하였기 때문이다).

이를 규명하기 위해 시선거리 데이터의 관측잔차(Residual)를 분석한 결과 예상보다 오차가 매우 큰 것을 확인하고 시선거리 데이터를 제외한 두 지상국의 각 추적 데이터만을 이용하여 다시 궤도결정을 수행하였다.

수행 결과, 장반경 7070.1km, 경사각 98.135도로 당초 위성체 분리벡터에 의한 장반경 및 경사각과 각각 8.3km, 0.006도 차이를 보임으로써 처음으로 신뢰할 만한 궤도결정 결과를 얻은 것으로 판단하였다. 결정된 접촉궤도(osculating orbit)를 평균궤도(mean orbit)로 변환한 결과, 평균고도는 688.685km, 경사각은 98.137도였으며, 이러한 결과는 당초 발사체 회사에서 제시한 위성체 목표궤도 진입직후 초기궤도오차 범위 내에 있을 뿐만 아니라, 아리랑위성 1호의 장반경 투입오차가 약 16.9km, 경사각 0.09도였던 것과 비교하면[1] 각각 3.56km, 0.008도로 상대적으로 아리랑위성 2호가 목표궤도에 더욱 정확하게 진입했음을 확인할 수 있었다. 참고로, 표 2에서의 각 관측데이터 RMS(Root Mean Square)는 위성위치에서의 거리오차를 환산한 값이며, 에디팅 RMS는 관측데이터의 에디팅 시그마 값으로 관측잔차를 나눈 값을 의미한다.

한편, 발사 후 약 1시간 10분 뒤 발사체 회사로부터 전송받은 위성체 분리벡터와 비교한 결과, 이 역시 항우연 관제국에서 두 번째 수행한 궤도결정 결과와 크게 상이하였으므로 세 번째 마스팔로마스에서의 교신은 두 번째 궤도결정을 통해 얻은 OPM과 TLE를 이용하도록 하였다.

세 번째 마스팔로마스 교신 결과, 시각오프셋은 약 1초로 감소하였으며, 이를 통해 두 번째 궤도결정 결과가 신뢰할 수 있는 결과임을 다시 확인할 수 있었다. 여기서 레인징 1회 수행되었으며, 연 이은 네 번째 스발바드 교신에서 얻은 3회의 시선거리 데이터와 각 추적데이터들을 동시에 처

표 2. 초기 궤도결정 결과
(Epoch 2006 . 7. 28 08:20:00 UTC)

관측데이터 종류	각 데이터 + 시선거리 데이터	각 데이터
관측데이터 수	1896	1665
관측데이터 RMS	AZ 7072.9m EL 6841.1m Range 116.4m	AZ 105.9m EL 229.0m Range N/A
에디팅 RMS	55.2m	0.726m
위치 RMS	98.709m	140.549m
접촉궤도 요소	a 7285.100km e 0.02866 l 98.35999 deg. Ω 108.257 deg. ω 62.997 deg. MA 266.041deg.	a 7070.106km e 0.0015047 l 98.13581 deg. Ω 108.616 deg. ω 182.874 deg. MA 142.277deg.
평균궤도 요소	a 7281.803km e 0.029012 l 98.362 deg. Ω 108.708 deg. ω 61.196 deg. MA 179.957deg.	a 7066.859km e 0.001114 l 98.137 deg. Ω 108.681deg. ω 172.018 deg. MA 182.533deg.

표 3. 초기궤도결정 종류에 의한 진입궤도

데이터 종류	각 데이터 사용 (교신패스 1~4)	24시간 동안 GPS 항행해 사용
궤도결정 기준시각	2006. 7. 28 08:20:00 UTC	2006. 7. 30 02:40:00 UTC
평균궤도 요소	a 7065.611km (Alt. 687.474km) e 0.001172 l 98.138 deg. LTAN 10:51:03	a 7065.637km (Alt. 687.5km) e 0.00156 l 98.136 deg. LTAN 10:51:06

리하였음에도 불구하고, 여전히 시선거리 데이터의 관측잔차가 컸으므로 이후 레인징을 제외한 각 추적데이터만을 이용하여 궤도결정을 수행하도록 하였다. 결국 각 데이터들만 이용한 세 번째 궤도결정 결과는 두 번째 수행한 궤도결정 결과와 연속성을 보였으며, 역으로 실제 교신 시각을 계산한 결과 실제 시작값셋이 1초 미만이었다.

이때, 계산된 아리랑 2호의 진입궤도는 평균고도가 687.474km로 정상임무고도 685.13km보다 약 2.34km 높은 것을 확인할 수 있었다. 총 4회의 교신을 통해 확보한 각 추적데이터만을 이용하여 결정된 궤도요소들의 오차범위는 장반경 26m, 이심률 0.0004, 경사각 0.02도, LTAN(승교점 지방시) 3초를 보였다. 또한, 발사 후 2일이 지난 후 GPS 데이터를 이용한 궤도결정결과를 통해 발사체가 목표한 궤도와 실제 진입궤도의 차이를 살펴보면 표 3과 같은데, 진입궤도 시 목표로 한 오차범위 안에 충분히 들어가며, 그 수준 또한 매우 작음을 알 수 있었다.

2.3 관측데이터 종류에 따른 궤도결정정밀도 분석

2.3.1 궤도결정 방법 및 정밀도 평가

일상적으로 지상에서 수행하는 궤도결정은 아리랑위성 2호의 경우 탑재된 GPS 수신기로부터 전송 받은 GPS 항행해(Navigation solutions data)와 GPS 원시데이터(Raw data, i.e., C/A pseudo-range, Carrier phase)를 이용하게 된다. GPS 항행해는 아리랑위성 1호와 마찬가지로 일상적인 임무계획 및 위성추적을 위한 데이터 생성에 사용하며, GPS 원시데이터는 고해상도 영상을 처리하기 위해 보다 정밀한 위치 정보를 얻고자 할 때 이용한다. 관측국에서는 KOOPS 시스템의 궤도결정 소프트웨어로 사용하고 있는 MicroCom[®]을 사용하였다.

GPS 수신기는 발사 2일째 시험 작동을 시작했으며, 같은 날 처음으로 아리랑위성 2호 GPS 항행해를 이용한 궤도결정을 수행한 이후 초기 운용 기간 동안 위성추적 및 임무계획 수립을 위한 궤도결정은 GPS 항행해를 이용하였다. 정상운용 전환 이후에도 GPS 항행해를 이용한 궤도결정 결과를 이용한다.

실제 관측데이터를 이용한 궤도결정 정밀도를 판단하는 방법은 실제(Observation) 관측데이터와 궤도결정을 통해 계산된(Calculation) 관측데이터와의 차이(O-C 잔차), 보다 정밀한 관측데이터를 이용한 결과와의 비교, 서로 다른 궤도결정 소프트웨어 처리 결과와의 비교, 궤도결정 구간이 일부 겹치도록 함으로써 내부 일치성(Internal consistency)를 판단하는 중첩법(Overlapping method), 그리고 서로 다른 기관에서 수행한 궤도결정 결과와의 비교 등이 있다. 이들은 모두 상대적인 정밀도를 판단하는 것이며, 실제 위성궤도를 알 수 없으므로 절대적인 정밀도를 판단하는 것은 불가능하다.

아리랑위성 2호의 경우 우선 일상운용에서 사용하게 될 GPS 항행해를 이용한 궤도결정 결과를 중첩법을 이용하여 정밀도를 판단하고, 동일한 단일 주파수 GPS 수신기를 이용했던 아리랑위성 1호 결과와 비교를 통해 이상여부를 살펴보았다. 정밀도가 가장 높은 것으로 기대되는 단일 GPS 원시데이터를 이용한 결과에 대한 평가를 위해서 이보다 더 정밀한 관측데이터 (예, 이중 GPS 수신기 원시데이터 혹은 레이저 레인징 데이터)를 이용한 결과를 얻을 수 없으므로 중첩법에 의해 평가된 GPS 항행해를 이용한 궤도결정 결과와 비교 및 타 소프트웨어 결과와의 비교를 통해 정밀도를 평가하였다.

아리랑위성 2호에 탑재된 TOPSTAR 3000 GPS 수신기에 내장된 항행소프트웨어 (DIOGENE)의 궤도계산 결과와 GPS 항행해는 GPS 항행해를 관측데이터로 사용한 지상궤도결정 결과와의 직접 비교를 수행하였다. 또한, 앞서 언급한 바와 같이 레인징을 통해 얻은 데이터를 이용한 궤도결정의 문제점을 파악하기 위해 지상궤도결정결과를 이용하여 계산된 레인징 데이터와의 비교결과를 기술하였다.

2.3.2 GPS 항행해를 관측데이터로 한 지상궤도결정

중첩법에 의한 간접적인 정밀도를 평가하기 위해 두 번의 30시간 동안의 GPS 항행해를 이용한 궤도결정을 수행하였다. 첫 번째 궤도결정은 2006년 8월 12일 21시부터 8월 14일 3시까지 데이터를 이용하여 수행하였으며, 두 번째 궤도결

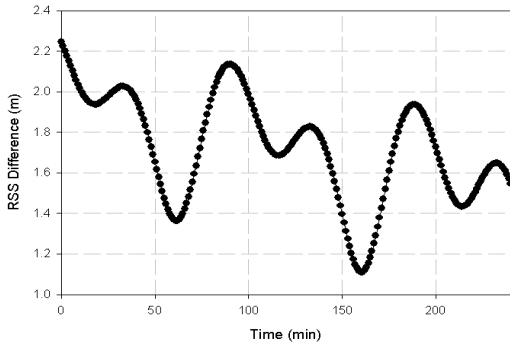


그림 1. 중첩법에 의한 지상궤도결정 정밀도 (2006년 8월 13일~22시8월 14일 2시, UTC)

정은 2006년 8월 13일 21시부터 8월 15일 3시까지 데이터를 이용하여 수행하였다. 두 번의 궤도 결정에 의해 생성된 연속되는 궤적은 6시간의 중첩기간을 가지게 된다. 이때, 중첩기간의 첫 1시간과 마지막 1시간 동안의 궤적은 궤도결정 시 발생할 수 있는 끝부분 효과 (End-effect)로 인해 궤적정밀도 평가에 부정적인 영향을 미칠 수 있으므로 제외하고, 2006년 8월 13일 22시부터 8월 14일 2시까지 4시간 동안의 중첩결과를 그려보면 다음 그림 1과 같다. 4시간 동안 중첩법에 의한 위치차이 평균은 1.73m로 각 일자 별 궤도결정 결과 사이의 연속성(Consistency)이 잘 보장되는 것을 알 수 있었다.

2.3.3 GPS 수신기 항행소프트웨어 궤도결정

아리랑 2호에 탑재된 GPS 수신기는 DIOGENE이라는 항행소프트웨어가 있어 자체적으로 동역학모델을 적용한 궤도결정을 수행할 수 있는데, S/A (Selective Availability)가 해제된 상태에서는 약 10m 수준까지 정밀도를 기대할 수 있다. 그림 2는 2006년 8월 9일 24시간 동안 지상국에서 GPS 항행해를 이용한 궤도결정 결과

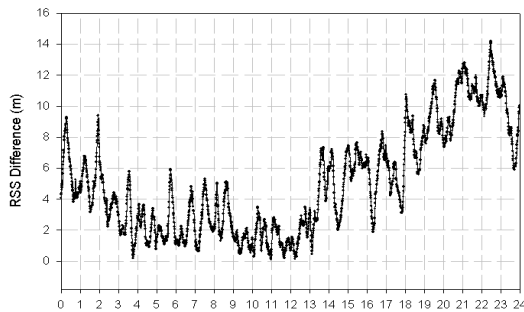


그림 2. DIOGENE과 지상궤도결정 비교 (2006년 8월 9일 00시~8월 10일 00시, UTC)

와 위성 GPS 수신기 내 DIOGENE의 궤도결정 결과와 비교한 것이다. 그림에서 보는 바와 같이 상호 간의 차이 평균은 약 5.04m 수준이었으며, 이 결과는 앞서 중첩법을 이용하여 분석한 24시간 GPS 항행해를 이용한 궤도결정 정밀도가 약 2~3m 수준으로 판단하는 바 각각의 궤도결정 정밀도가 설계 요구조건을 만족하는 타당한 결과로 사료된다.

2.3.4 GPS 항행해

한편, GPS 항행해는 앞서 기술한 바와 같이 GPS 수신기가 별도의 궤도모델링을 고려하지 않은 상태에서 GPS 위성 신호 정보를 이용하여 최소자승법을 통해 위성 위치를 계산한 결과이다. 그림 3은 2006년 8월 13일24시간 동안 지상궤도 결정 결과와의 차이를 보여주고 있다. 이때, Y축 범위는 100m 까지만 보여주도록 제한한 것이며, 실제로는 수백 m 혹은 수 km의 오차를 가진 항행해가 일시적으로 발생하기도 한다. 1km 이상 편차를 가지는 질 낮은 데이터를 배제한 평균값은 20.9m이고, 표준편차는 78.6m로써 아리랑위성 1호가 각각 22.1m와 35.727m인 경우[2]와 다소 차이를 보이고 있으나, 아리랑위성 1호와 2호 모두 단일주파수를 가진 GPS 수신기를 이용한다는 점에서 아리랑위성 2호의 GPS 항행해 정밀도에 특이점이 없음을 확인하였다.

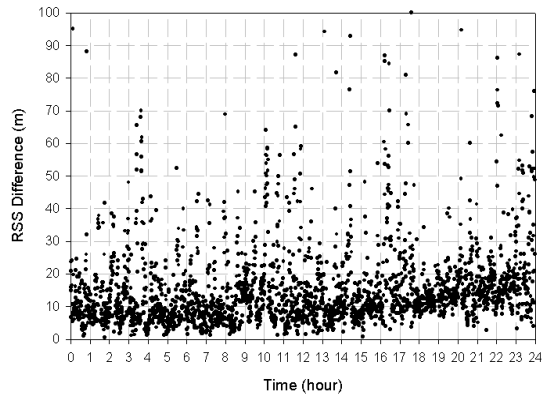


그림 3. GPS 항행해와 지상궤도결정 비교 (2006년 8월 13일 00시~8월 14일 00시, UTC)

2.3.4 GPS 원시데이터를 이용한 궤도결정

아리랑위성 2호는 아리랑위성 1호와 달리 GPS 원시데이터 즉, carrier phase 데이터와 pseudo-range 데이터를 이용하여 3m (3 σ) (1m, 1 σ) 수준의 정밀도를 얻을 수 있는 정밀궤도결정 (POD, Precise Orbit Determination)이 가능하다.

정밀궤도결정 성능에 대한 판단을 하기 위해서는 레이저 혹은 도플러, 이중주파수 GPS 원시데이터 등과 같은 관측정밀도가 높은 타 데이터를 이용한 고정밀 궤도결정 결과와의 비교가 필요하다. 아리랑위성 2호의 경우 불가능하므로 GPS 항행해를 이용한 지상궤도결정 결과와의 상대적인 비교를 하거나 중첩법에 의한 내부연속성 등을 분석하여 가능할 수밖에 없다.

우선 GPS 항행해를 이용한 지상궤도결정 결과와의 비교를 2006년 8월 17일 24시간 동안 획득한 데이터를 이용하여 수행하였다. 수행 결과, Radial 방향으로 0.8m, In-track 방향으로 0.27m, Cross 방향으로 2.84m 차이를 보였으며, RSS (Root Sum Square) 차이는 그림 4에서 보는 바와 같으며, 평균 2.96m의 차이를 보이고 있다. 약 3m의 차이는 GPS 항행해를 이용한 지상궤도결정 정밀도가 2~3m (1 σ) 수준으로 추정할 때, GPS 원시데이터를 이용한 정밀궤도 결정 결과가 시스템적으로 큰 바이어스(Systematic Bias)를 가지고 있지는 않은 것으로 판단된다.

관계국 비행역학시스템으로 이용 중인 MicroCosm[®] 수행 결과와 아리랑 2호의 일상적인 운용에 사용하기 위해 개발된 MAPS(Mission Analysis Planning Subsystem)의 정밀궤도결정 프로그램 수행 비교 결과는 그림 5와 같다. Radial과 In-track 방향으로 0.88m 차이가 났으며, Cross 방향으로 가장 1.2m 차이를 보였다. 전체 평균 RSS 차이는 1.74m 였으며, 상호 프로그램 간의 궤도모델링 종류 및 파라미터를 정확하게 일치시키지 않은 상태에서 Quick-look 평가를 위해 수행한 결과 차이이므로 어떤 소프트웨어 결과가 실제 궤도(True orbit)에 근접한지, 그리고 프로그램 상의 어떤 차이에 의해 1m 이상

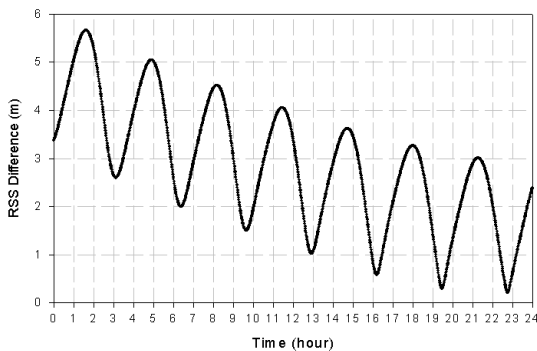


그림 4. GPS 원시데이터 이용 정밀궤도와 GPS 항행해를 이용한 궤도 비교 (2006년 8월 17일 00시~8월 18일 00시, UTC)

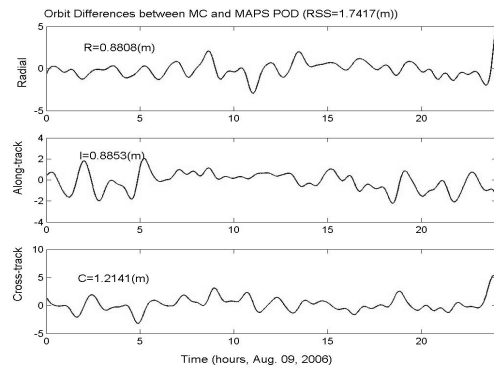


그림 5. MAPS vs. MicroCosm[®] 비교 (한국전자통신연구원 위성관제기술연구팀 제공)

의 차이를 보이는지를 판단하기는 어렵다. 한편, 각 소프트웨어들의 중첩법에 의한 정밀도 평가 결과는 MicroCosm[®]의 경우 1.1m 였으며, MAPS의 경우 1.05m 수준이었으므로 중첩법에 의한 정밀도 평가 결과는 약 1m (1 σ) 수준을 만족하는 것으로 사료된다. 결론적으로, 초기궤도 운용 중 아리랑위성 2호 GPS 원시데이터를 이용한 정밀궤도결정 결과는 설계 요구 사항인 3 σ 기준 3m 정밀도를 만족한 것으로 판단되었다.

2.3.5 레인징 데이터를 이용한 궤도결정

아리랑위성 2호 시선거리 데이터의 관측 오차를 추정하기 위해 2006년 7월 28일 GPS 항행해를 이용한 지상궤도결정 결과를 이용하여 계산한 시선거리 데이터와 스발바드에서 획득한 실측 시선거리(Actual range) 데이터와 비교를 수행하였다. 그림 6에서 보는 바와 같이 실측 시선거리 데이터와 참값으로 가정한 궤도결정결과를 이용한 시선거리 데이터(OD range)는 상호 간에 약 30km 수준의 차이가 전체 교신시간에 걸쳐 거의

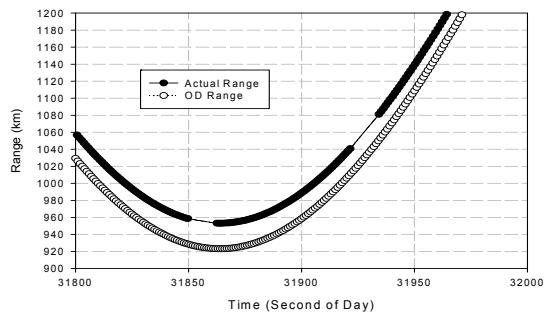


그림 6. 실측 시선거리 데이터 및 궤도결정에 의한 시선거리 데이터 비교 (2006년 7월 28일 08:49:50~08:53:13, UTC)

동일하게 보이고 있음을 알 수 있다. 이러한 차이는 항우연 관제국 뿐만 아니라 말린디, 마스팔로마스에서 획득한 시선거리 데이터를 이용하여 비교하여도 유사한 결과를 얻을 수 있었다. 따라서, 아리랑위성 2호에 대해 레인징을 수행한 관측데이터는 약 30km 바이어스를 가지고 있음을 확인하였다. 추적한 모든 지상국에서 동일하게 보이는 바이어스이므로 지상국 시스템의 문제이기 보다는 위성체에서 레인징 신호를 지상으로 되돌려 전송할 때 오차를 발생시키는 것으로 추정되나 뚜렷한 원인은 밝혀지지 않았다.

2.4 초기 궤도조정 결과 분석

아리랑위성 2호 발사 3일째인 2006년 7월 30일 24시간 동안의 GPS 항행해를 이용한 지상궤도 결정을 통해 얻은 실제 진입궤도는 앞서 기술한 바와 같이 발사체 궤도투입 오차 범위 내에 있었으며, 이는 아리랑위성 1호가 장반경 +16.9km, 경사각 +0.09도, 이심률 0.0017 수준이었던 것에 비하면[1] 아리랑위성 2호의 궤도진입은 매우 성공적으로 발사체로부터 분리되어 목표궤도에 진입이 되었음을 의미한다. 하지만, 초기궤도조정 없이 운용될 경우 그림 7에서 보는 바와 같이 임무궤도상의 주요 특징인 28일 주기 특성을 가지고 있지 못하기 때문에 원활한 임무수행에 영향을 미칠 수 있다.

궤도경사각은 자연적인 궤도섭동력에 의해 장기적으로 점차 감소할 것이므로 별도의 궤도조정이 필요하지 않을 것으로 판단한 반면, 장반경의 자연적인 고도감쇄율(Decay rate)은 임무기간 동안의 태양활동 수준을 고려할 때 1 m/day 수준이므로 28일 주기로 정착하기 위해서는 상당 기간 소요될 것으로 판단됨에 따라 인위적인 궤도조정에 의해 고도를 감소시켜야 할 것으로 판단되었다. 만일, 궤도조정을 수행하지 않을 경우 초기 진입 궤도는 5일 주기와 유사한 지상궤적을 보이고 있었으며, 이 경우 한반도 지역에서 롤

(Roll) 방향 기동 10도 이내에서 촬영할 수 있는 지역이 매우 한정될 수밖에 없다.

정밀한 궤도조정을 위해 우선 시험(Test) 궤도조정을 2006년 8월 24일 05:42:00 UTC에 수행하였다. 이때, 실제 추력기를 이용한 Del-V는 수행하지 않았으며, 고도 감소를 위한 자세기동 방향 즉, -90도 Pitch 기동 후 10초 동안 자세를 유지, 다시 정상자세로 전환하는 과정을 수행하였다. 수행 결과, Del-V를 수행하지 않았음에도 불구하고 약 0.326km의 고도 감소가 발생하였으며, 타 궤도요소 방향으로는 변화량이 미미하였다.

이는 아리랑위성 1호가 고도 증가를 위해 Del-V 수행 없이 +90도 Pitch 방향으로 기동한 후 다시 정상자세로 전환 시 0.78km의 고도 증가를 유발하는 것에 비해서는 상대적으로 작은 값이며, 이는 아리랑위성 1호에 비해 2호의 자세 제어 성능이 다소 향상되었기 때문인 것으로 분석되었다. 시험을 위한 궤도조정 절차 수행에 소모된 추진제는 약 0.15kg 이었다.

고도 조정을 위한 본격적인 궤도조정은 2006년 8월 25일 03:16:00 UTC에 수행되었다. 궤도조정 계획 시 목표는 2.3km 고도 감소였으며, 앞서 수행한 시험 궤도조정 결과를 반영하여 0.3km는 자세기동에 의한 바이어스 효과로 인해 부가적으로 이득을 얻을 수 있을 것으로 판단하여 실제 궤도조정 프로그램을 이용한 Del-V 계산은 2.0km 고도 감소를 목표로 수행하였다. 수행 결과, 추력기 사용시간은 59초였으며, 예측된 연료 소모량은 0.3896kg 이었다.

이때, 계산에 사용된 Isp 보정 계수 및 추력 성능 보정 계수는 1.0으로 가정하였다. 고도는 1.722km 감소하였는데, 이중 0.3km 고도 감소는 자세기동 시 추력기 사용에 의한 바이어스로 볼 수 있으므로 추력기 Del-V에 의해 직접적으로 감소된 고도는 1.422km로 추정할 수 있다. 이는 Del-V 계산 시 목표로 한 2.0km에 대해 71% 효율을 보인 것으로 이를 통해 Isp 및 추력기 성

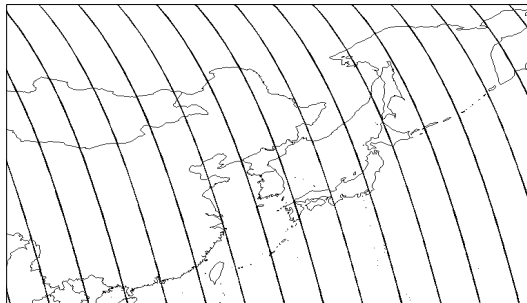


그림 7. 궤도조정 전 지상궤적

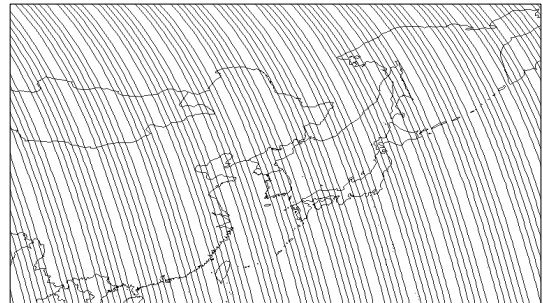


그림 8. 궤도조정 후 지상궤적

궤도조정 후 변경된 고도는 28일 주기를 가지는 고도인 685.13km 보다 0.315km 가 높은 상태이며, 그림 8에서 보는 바와 같이 여전히 정확한 28일 주기의 지상궤적과는 약간 차이가 있었다.

즉, 일부 지점에서의 지상궤적간 사이가 균등하지 못한 것을 알 수 있는데, 이는 현재 변경된 고도가 정상임무고도 보다 높기 때문이며, 고도를 정확 하게 0.315km 감소시키는 추가 궤도조정을 수행 한다면 정확한 28일 주기의 지상궤적을 유지할 수 있다.

하지만, 초기운용 기간 동안 추가적인 궤도 조정 수행에 대한 운용 부담 및 추진기 성능오차를 고려하여 자연적인 고도 감쇄에 의해 정상임무고도로 진입시키기로 하였다. 더군다나, 조정된 이후 궤도에서 운용하더라도 궤도 조정 전 보다 한반도 지역뿐만 아니라 전 세계 지역에 대해 대부분 지역을 10도 미만 롤 기동으로도 촬영이 가능하므로 추가적인 궤도조정은 수행하지 않기로 하였다.

III. 정상임무운용 기간 동안의 궤도분석

3.1 3년간의 임무궤도변화

그림 9에서 보는 바와 같이 아리랑위성 1호가 지난 2000년부터 2003년 태양활동이 정점에 달했던 시기에 정상임무를 수행한 반면, 아리랑위성 2호는 태양활동 저조기에서 정상임무를 수행함으로써 동일 궤도상에서 임무를 시작한 두 위성의 임무궤도변화를 실측데이터를 이용하여 비교, 분석하는 것은 향후 동일 저궤도 상에서 임무운용시 중요한 참고자료가 될 수 있을 것이다. 그림 10은 아리랑위성 2호의 평균고도 변화를 보여주고 있다. 앞서 기술한 바와 같이 초기운용 기간

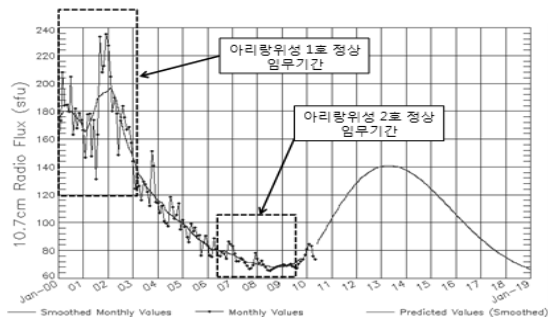


그림 9. 태양활동(Solar flux) 변화
(<http://www.swpc.noaa.gov/SolarCycle>)

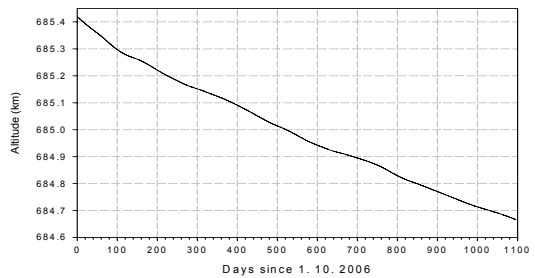


그림 10. 평균 고도 변화

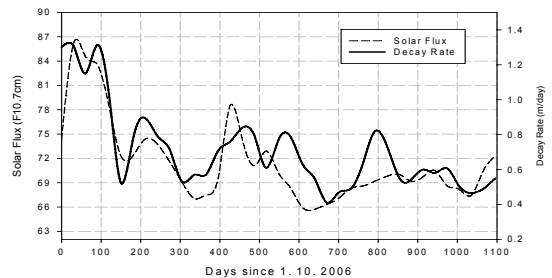


그림 11. 태양활동에 따른 고도감쇄율 변화

중 수행한 궤도조정 시험 1회 및 고도조정 1회를 통해 획득한 초기 임무고도 685.4km로부터 자연감소하여 정상임무 종료 시에는 684.6km까지 총 0.76km가 감소하였다. 이에 반해 아리랑위성 1호는 초기 임무고도 686.1km에서부터 시작하여 3년 경과 후 궤도조정 없이 670km까지 16.1km가 감소하였다.

즉, 아리랑위성 2호와 유사 고도에서 시작한 아리랑위성 1호의 자연적인 고도감소가 약 21배 많았음을 알 수 있었다. 이는 그림 11을 통해서도 확인할 수 있는데, 태양활동 정도를 알 수 있는 태양플럭스(Solar flux)에 따라 아리랑위성 1호의 경우 1일 자연 감쇄폭이 최소 5m에서 최대 37m였던 반면, 아리랑위성 2호는 0.4m에서 최대 1.4m 정도에 머물렀던 것을 알 수 있다. 또한, 그림에서 보는 바와 같이 이 기간 동안 87 ~ 66 사이에서 변화를 보인 태양플럭스 변화와 비교적 잘 일치하는 것을 볼 수 있다.

태양활동에 따른 직접적인 고도감쇄율의 큰 변화는 임무운용에 영향을 미칠 수 있는데, 궤도유지폭이 좁은 경우 태양활동이 커짐에 따라 잦은 궤도조정이 수행되어야 하며, 안정적인 위성추적 및 정밀한 임무계획 수행을 위한 운용부담이 상대적으로 늘어나게 된다.

그림 12는 평균 경사각 변화를 보여주고 있다. 임무시작 초기 경사각은 98.13도이며, 3년 이후

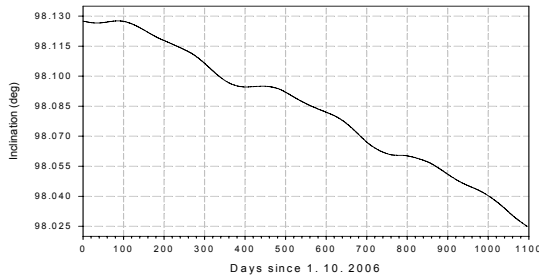


그림 12. 평균 경사각 변화

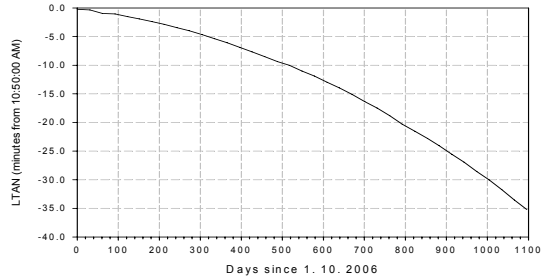


그림 15. 승교점 지방시(LTAN) 변화

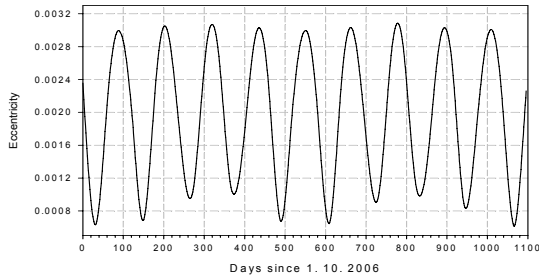


그림 13. 평균 이심률 변화

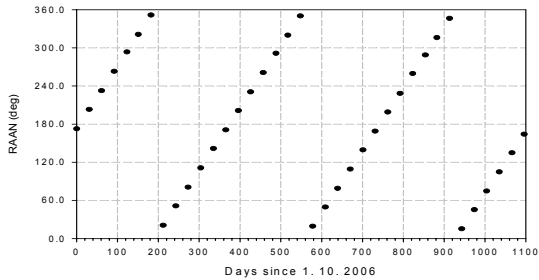


그림 14. 평균 승교점 적경 변화

98.025도까지 0.105도 감소가 있었다. 이는 아리랑위성 1호가 98.18도부터 시작하여 98.09도까지 0.09도 감소한 것에 비해 0.015도 더 많이 자연 감소한 것으로 나타났다. 경사각의 변화는 태양과 달의 섭동에 의해 주로 영향을 받으므로 고도 변화처럼 태양활동에 따른 직접적인 영향이 없음을 보여주고 있다.

그림 13은 이심률의 변화를 보여주고 있는데, 임무기간 3년 동안 0.003에서 0.0006 사이에서 변화하고 있음을 알 수 있으며, 일정 방향으로 증가하거나 감소하는 추세는 없다. 아리랑위성 1호의 경우에도 0.0017에서 0.0008 사이에서 움직였으며, 두 위성 모두 원형 궤도를 임무기간 동안 잘 유지하고 있었음을 알 수 있다.

그림 14는 평균 승교점 적경의 변화를 보여주고 있다. 2006년 평균 변화율은 0.9829deg./day,

2007년 0.9807deg./day, 2008년 0.9768deg./day, 그리고 2009년에는 0.9732deg./day로 지속적으로 감소하는 경향을 보여주고 있는데, 이는 경사각과 장반경의 감소에 의한 영향을 받기 때문이다. 아리랑위성 1호의 경우에는 초기운용 기간 궤도 조정 이후 임무기간 동안 0.989deg./day ~ 0.985deg./day 사이에서 유지되었다.

그림 15는 승교점 지방시(LTAN)의 변화를 보여주고 있다. 아리랑위성 1호와 동일한 10:50 AM을 기준으로 3년 동안 변화 추이를 보여주고 있는데, 3년 동안 지속적으로 감소하여 중국에는 당초 지방시보다 35분 빠른 시각인 10:15 AM이 되었음을 알 수 있다. 한편, 아리랑위성 1호의 경우 초기궤도조정 이후 10:48 AM에서 시작하여 정상임무기간 종료 시점에는 10:52:30 AM까지 변화하였으나, 당초 +10/-15분의 설계범위를 고려하면 궤도유지 조건을 잘 만족하였다.

이는 아리랑위성 1호의 경우 임무 경사각 보다 약간 높은 98.18도에서, 임무 고도 역시 설계범위 상단의 686.1km부터 출발함으로써 승교점 지방시가 당초 설계범위의 상단에서 시작하여 증가하는 방향으로 진화한 반면, 아리랑위성 2호의 경우는 발사 직후 획득한 초기 경사각 98.13도가 당초 임무 경사각과 일치하였으므로 마진을 주지 않았고, 초기궤도조정 직후 고도인 685.4km 역시 임무 고도와 거의 일치하는 시점에서 시작함으로써 승교점 지방시 감소가 마진 없이 시작하였기 때문이다.

마지막으로 그림 16은 이심률과 근지점 인수(Arguement of perigee)의 변화를 보여주고 있다. 아리랑위성 2호와 1호는 동결궤도(Frozen orbit)에 대한 요구조건이 없으므로 이심률과 근지점 인수의 상관관계가 일정 형태로 반복할 필요는 없다. 하지만, 이들 상관관계가 인위적인 궤도조정 없이 어떻게 진화하였는지를 살펴보면 임무기간 동안 지구선회 시 동일지점에 대한 고도의 변화폭을 짐작할 수 있다. 아리랑위성 1호의

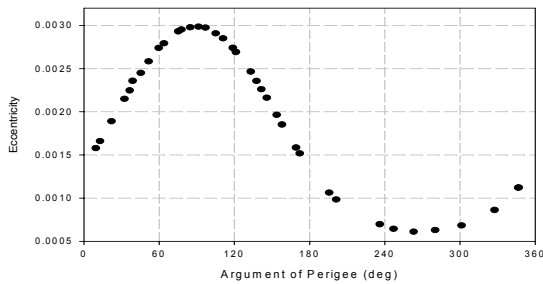


그림 16. 이심률 vs. 근지점 인수 변화

경우 초기궤도조정 및 안전모드 등의 영향으로 일정 형태를 유지하지 못했으나, 이후 근지점 인수 60도 ~ 120도 사이, 이심률 0.0005 ~ 0.0017 사이에서 진화하였음을 알 수 있다.

이에 반해, 아리랑위성 2호의 경우는 전혀 다른 진화양상을 보이고 있는데, 그림 16에서 보는 바와 같이 3년 기간 동안 일정 범위 내에서 반복 혹은 간헐적인 형태가 아닌, 지속적으로 변화하는 양상을 보이고 있음을 알 수 있다. 아리랑위성 1호의 경우에도 동결궤도를 고려하거나 유사한 진화형태를 고려한 것은 아니나 이심률과 근지점인수가 비교적 일정 범위 내에서 진화한 것처럼 추후 유사 궤도에 발사될 위성들의 경우에 아리랑위성 1호의 궤도변화 형태를 참고하여 초기궤도 조정에 반영하는 것이 바람직할 것으로 사료된다.

3.2 궤도결정 정밀도 및 예측 정밀도

그림 17은 임무기간 동안 일상적인 임무운용과 위성추적을 위해 24시간 동안의 GPS 항행해를 이용한 궤도결정 결과를 보여주고 있다. 중첩법에 의한 상대적인 정밀도 수준은 그림에서 보는 바와 같이 위치 3D RSS(Root Sum Square) 값이 약 0.8 ~ 4.6m 사이에서 평균 약 2.5m로 비교적 잘 유지되고 있음을 알 수 있다. 이는, 아

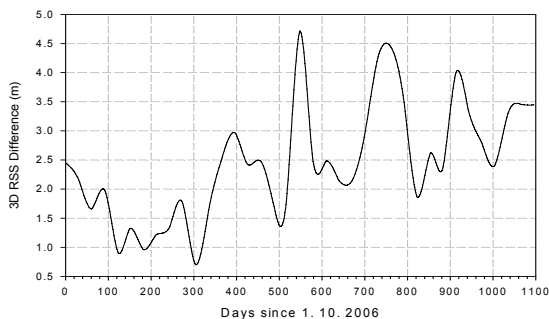


그림 17. 궤도결정 정밀도 추이

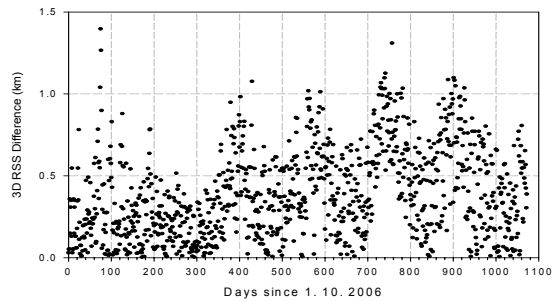


그림 18. 궤도예측 정밀도 추이

리랑위성 1호의 경우 태양활동에 따라 궤도결정 정밀도 수준이 최대 5배 이상 차이가 났던 것에 비교하면 상대적으로 임무기간 3년 동안 안정적인 궤도정밀도를 유지하였음을 알 수 있다.

그림 18은 2006년 10월 1일부터 2009년 9월 30일까지 매일 수행된 궤도결정 결과를 바탕으로 3일간의 궤도예측 정밀도를 보여주고 있다. 임무기간 동안 위치 3D RSS 값이 평균 약 0.5km 이고, 최대 오차도 1.5km를 벗어나지 않았음을 보여주고 있다. 이는 아리랑위성 1호의 경우 태양활동 고조기 동안 1일 궤도예측 오차가 최대 1~2km 수준이었던 것과 비교하면 매우 안정적인 궤도예측 데이터를 이용하여 임무운용을 할 수 있었음을 알 수 있다.

IV. 결 론

본 논문에서는 3년간의 정상임무를 성공적으로 수행한 아리랑위성 2호의 실제 궤도데이터를 이용하여 초기운용 및 임무기간 동안의 궤도변화, 궤도결정 및 예측 정밀도 추이에 대한 분석 결과를 기술하였다. 또한, 저궤도 특성 상 태양활동에 직접적인 영향을 받는 것을 고려하여 동일 궤도상에서 운용되었던 아리랑위성 1호의 궤도변화와 상세하게 비교, 분석함으로써 태양활동 극대기와 저조기에서의 궤도특성을 실측자료를 이용하여 재조명하였다. 태양활동에 따른 아리랑위성 1호와 2호의 각 궤도요소와 지방시승교점의 진화특성 등을 참고한다면 향후 위성들의 궤도유지에 필요한 연료버짓 최적화에 도움을 줄 수 있을 것으로 사료된다. 특히, 초기운용 시 안정적이고 효율적인 궤도운용을 위해 필요한 준비 및 분석 작업, 그리고 결과들을 정리함으로써 추후 동일 저궤도 상에서 운용될 3호, 5호, 3A호등 후속 아리랑위성들의 초기운용에 유용한 참고자료가 될 수 있도록 하였다.

참고문헌

- 1) 김해동, 최해진, 김은규, "아리랑 1호 임무 기간 3년 동안의 궤도변화 분석", *한국항공우주학회지*, 제 31권, 제 10호, 2003, pp. 40~50.
- 2) 김해동, 최해진, 김은규, "GPS 항행해를 이용한 아리랑 1호의 궤도결정 성능분석 연구", *한국항공우주학회지*, 제 32권 제 4호, 2004, pp. 43~52.
- 3) 김해동, 이진호, 김은규, 최해진, "아리랑 1호 탑재 GPS 수신기의 궤도상 성능 분석", *한국항공우주학회지*, 제 33권, 제 7호, 2005, pp. 92~97.
- 4) Kim, H. D., Choi, H. J., and Kim, E., K., "Orbit Determination for the kOMPSAT-1 Spacecraft during the period of the solar maximum", *KSAS International Journal*, Vol. 6, No. 1, 2005, pp. 71~76.
- 5) 최해진, 김해동, 이명신, 백현철, 이정배, 박선주, 김은규, "아리랑 1호 서브시스템의 궤도상 성능 분석", *한국항공우주학회지*, 제 32권, 제 1호, 2004, pp. 90~97.
- 6) Lee, B. S., Yoon, J. C., Hwang Y., and Kim, J., "Orbit Determination System for the KOMPSAT-2 using GPS Measurement Data", *Acta Astronautica*, Vol. 57, Issue 9, 2005, pp. 747~753.
- 7) 윤재철, 김응현, 이상률, 김학정, 정원찬, "다목적실용위성 2호 GPS 데이터의 GPS 시간 기준 1Hz 비동기에 의한 정밀궤도결정 영향 분석", *한국항공우주학회 춘계학술발표회 논문집*, 2004, pp. 838~841.
- 8) 김해동, 정옥철, 김은규, 방효충, "아리랑 2호 궤도결정 정밀도 및 궤도조정 결과 분석", *한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집*, 2006, pp. 579~583.
- 9) 정옥철, 김해동, 김은규, "아리랑 위성 1호 및 2호 상대 궤도변화 분석", *한국항공우주학회 춘계학술발표회* 2007, pp. 605~608.
- 10) 정옥철, 김해동, 최수진, 정대원, 김학정, 천용식, "아리랑 2호의 궤도변화 분석", *한국항공우주학회 추계학술발표회*, 2009, pp. 1046~1049.
- 11) 김해동, 정옥철, 김은규, 방효충, "자동 궤도운용 시스템 개발", *한국항공우주학회지*, 제 35권, 제 9호, 2007, pp. 836~842.