

아리랑 2호 탑재 X-Band 안테나 포인팅 오차 검증을 위한 MAPS 궤도예측 오차 분석

김해동*

Orbit Prediction error of the MAPS for the verification of the on-board X-Band antenna pointing accuracy

Hae-Dong Kim*

Abstract

In this study, orbit prediction accuracy of the MPAS for the KOMPSAT-2 was analyzed in order to verify the TPF accuracy and operate the APS of the KOMPSAT-2 successfully. The analysis was performed using flight data of the KOMPSAT-1 in that the KOMPSAT-2 will be operated in the same orbit of the KOMPSAT-1. The periods to analyze were selected according to the solar activity. The results in this study verified the requirement for the TPF accuracy and will be used for the successful operation of the KOMPSAT-2.

초 록

본 기술 논문에서는 아리랑 2호 APS의 안정적인 운용 및 TPF의 정밀도와 관련하여 궤도예측 시스템의 예측오차를 분석하였다. 본 논문에서는 보다 실제적이고 정확한 성능 및 오차 분석을 위하여 아리랑 2호 정상 운용 및 예상되는 연장 운용 시기와 유사한 태양활동을 보인 기간 동안의 아리랑 1호 실제 데이터를 이용하여 궤도결정 및 예측을 수행하였다. 본 기술 논문의 결과들은 아리랑 2호 APS와 지상 X-Band 수신국 간의 인터페이스 문서에서 할당된 "지상 궤도예측 정밀도"에 대한 분석 및 검증 자료로 활용될 수 있으며, 아리랑 2호 APS의 안정적인 운용에 중요한 참고 자료가 될 것으로 사료된다.

키워드 : 아리랑 2호, APS(Antenna Pointing System), 궤도결정, 궤도예측, MAPS(Mission Analysis and Planning Subsystem)

1. 서 론

2005년 말 발사에 예정인 아리랑 2호는 영상데이터의 송신을 위하여 위성체에 탑재된 X-Band

안테나를 이용하게 되며, 이 시스템을 APS(Antenna Pointing System)라 칭한다. 이 안테나는 위성체에 고정되어 있지 않고 대신 김벌(Gimbal) 장치에 의해 방위각, 고각 방향으로 능

* 지상수신관제그룹/haedkim@kari.re.kr

동적으로 움직이게 된다. 이때, 안테나의 지향 방향은 지상에서 미리 위성으로 전송된 TPF (Tracking Parameter File)에 의해 움직이게 된다. 이 TPF는 지상국과의 교신 시 탑재 X-Band 안테나가 시각에 따라 지향해야 할 방위각, 고각정보를 담고 있으며, 이 파일은 지상에서 결정된 궤도를 바탕으로 예측된 궤도정보를 이용하여 생성하게 된다[1]. 따라서, 지상에서 예측된 궤도데이터의 오차가 커지면 커질수록 생성되는 TPF의 정밀도는 저하하게 된다.

본 기술논문에서는 아리랑 2호 APS의 안정적인 운용 및 TPF의 정밀도와 관련하여 궤도예측 시스템의 예측오차를 분석하였다. 아리랑 1호와 2호의 임무궤도는 동일하나 고도 800km 이하의 저궤도 위성이기 때문에 지구중력장을 제외하면 대기저항력의 영향을 가장 많이 받게 된다. 대기저항력은 대기밀도와 관련되며, 대기밀도는 태양활동에 의해 직접 영향을 받는다[2]. 따라서, 본 논문에서는 보다 실제적이고 정확한 성능 및 오차 분석을 위하여 아리랑 2호 정상 운용 및 예상되는 연장 운용 시기와 유사한 태양활동을 보인 기간 동안의 아리랑 1호 실제 데이터를 이용하여 궤도결정 및 예측을 수행하였다.

본 기술 논문의 결과들은 아리랑 2호 APS와 지상 X-Band 수신국 간의 인터페이스 문서에서 할당된 "지상 궤도예측 정밀도"에 대한 분석 및 검증 자료로 활용될 수 있으며, 아리랑 2호 APS의 안정적인 운용에 중요한 참고 자료가 될 것으로 사료된다.

2. 분석 방법

2.1 임무 운영 시나리오

아리랑 2호는 현재 운용 중인 아리랑 1호의 무운영 경험을 바탕으로 유사한 시나리오에 준하여 운영될 예정이며, 그림 1은 일상적인 궤도 및 임무운영 시나리오를 보여주고 있다. 아리랑 1호는 일상적인 정상임무 운용 시 지상에서 위성으

로부터 전송 받은 1일 분량의 GPS 데이터를 (그림 1, 1 day GPS data) 이용하여 궤도결정 (그림 1, OD) 후 임무계획 (그림 1, MP)에 필요한 궤도데이터를 얻기 위해 통상적으로 약 3일의 궤도전파(그림 1, OP_3 days)가 필요하다. 즉, 1일 명령계획 (그림 1, Mission_D)을 수립하기 위해 필요한 궤도데이터는 궤도결정 초기 시각 (그림 1, OD Epoch)으로부터 3일의 궤도전파를 수행한 결과를 이용하게 되고, 전파된 궤도는 3일에 해당하는 궤도예측 오차를 포함하게 된다. 이는 궤도결정 프로그램이 일괄처리기법 (Batch) 으로 관측데이터를 모두 전송 받은 후 관측데이터의 최초 시각에서 궤도를 결정하며, 계획된 명령계획은 익일 오전 패스 이후 약 1일 동안의 수행할 내용들을 가지고 동일 패스 (그림 1, Upload_D)에서 전송하기 때문이다.

앞서 언급한 바와 같이 아리랑 2호는 X-Band 송신을 위해 APS를 이용하며, 이를 위해서는 송신 패스의 TPF를 미리 전송해야 하므로 일상적인 운영 시나리오에 따라 전송 전일 (그림 1, D-2)에 명령전송 당일 오후 (그림 1, TPF_1)와 익일 오전 패스 (그림 1, TPF_2)에 해당하는 파일들을 생성하여 명령전송일 오전 패스에 (그림 1, D-1, Upload_D)전송하게 될 것이다. 이때, 당일 오후 패스에 해당하는 TPF (그림 1, TPF_1)는 궤도결정 기산일 (OD Epoch)로부터 약 2.5일 (그림 1, OP_2.5 days) 전파된 궤도에 의해 생성되며, 익일 오전 패스 TPF (그림 1, TPF_2)는 약 3일 전파된 궤도에 의해 생성되어진다. 따라서, 현재 수행하고 있는 일상적인 궤도 및 임무운영 시나리오에 근거하여 TPF 생성 시 발생하는 궤도예측 오차를 평가하기 위해서는 3일간의 궤도전파 후 발생하는 오차를 분석하여야 한다.

그럼에도 불구하고, 일상적인 운용 시나리오에 근거한 3일간의 궤도오차가 안정적인 APS 운용 허용 범위를 벗어날 경우 명령계획 및 TPF를 임무계획 수립일 (그림 1, D-2) 오후 패스 (그림 1, Upload_N)에서 전송할 수도 있다. 이 경우 임무계획 수립일 다음날 (그림 1, D-1) 오전

패스에서 필요한 TPF (그림 1, TPF_0)를 생성하기 위해 사용된 궤도데이터는 2일의 (그림 1, OP_2 days) 예측오차가 포함되어진다. 반대로, 일정기간 동안 궤도결정이 수행되지 못하거나,

를 정량적으로 부가하여 특정한 상황을 모사할 수 있으나, 실제궤도 운영 시 발생하거나 영향을 받을 수 있는 모든 상황을 반영하기에는 한계가 있다. 따라서, 아리랑 2호와 동일한 궤도를 가지

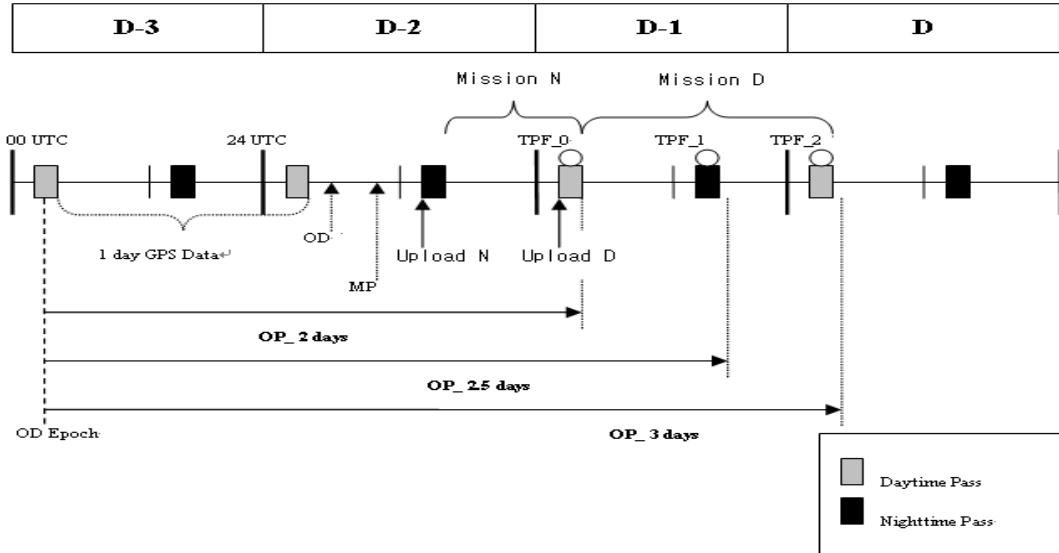


그림 1. 궤도 및 임무 운영 시나리오

일상적인 임무계획 기간을 초과하는 경우에는 3일 이상의 궤도전과가 필요하며, 궤도전과 기간이 늘어남에 따라 궤도예측 오차도 증가하게 된다.

본 기술논문에서는 일상적인 운영 시나리오에 근거하여 3일간의 궤도전과에 의한 궤도예측 오차 분석에 중점을 두었으며, 우주환경에 따른 허용 범위 오차 내 최대 궤도전과 기간 추정을 추후 수행하기로 한다.

2.2 궤도예측 오차 분석 방법

본 기술논문에서는 보다 현실적이고 신뢰성 있는 궤도결정 및 궤도예측 결과 분석을 위해 시뮬레이션이 아닌 아리랑 1호의 실제 데이터를 이용하였다. 시뮬레이션의 경우 궤도에 미치는 섭동력 모델링 오차와 관측데이터 잡음 등의 크기

는 아리랑 1호의 실제 데이터를 이용하되, 아리랑 2호가 운영될 시기의 우주환경과 유사한 시기를 선택한다면 보다 실제적이고 신뢰성 있는 결과를 얻을 수 있다. 이 활동은 태양계내의 우주환경을 변화시키는 가장 직접적인 원인이며, 이 활동은 크게 11년, 작게는 28일을 주기로 최고, 최소 변화를 보인다. 태양활동은 Solar Flux의 세기를 나타내는 F10.7cm의 값으로 표현될 수 있는데, 다음 그림 2에서 보는 바와 같이 지난 96년을 저점으로 고조된 후 11년 후인 2007년에 다시 저점으로 변화할 것임을 알 수 있다. 그림에서 알 수 있듯이 아리랑 1호가 당초 예정된 3년간의 정상임무 운영 기간이었던 2000~2002년은 태양활동이 가장 활발하였던 고조기였으며, 특히 2002년은 최고조를 이룬 해임을 알 수 있다. 성공적인 3년간의 정상임무를 완수한 후 아리랑 1호는 2004년 10월 현재까지 정상적인 상태로 연

ISES Solar Cycle F10.7cm Radio Flux Progression
Data Through 30 Sep 04

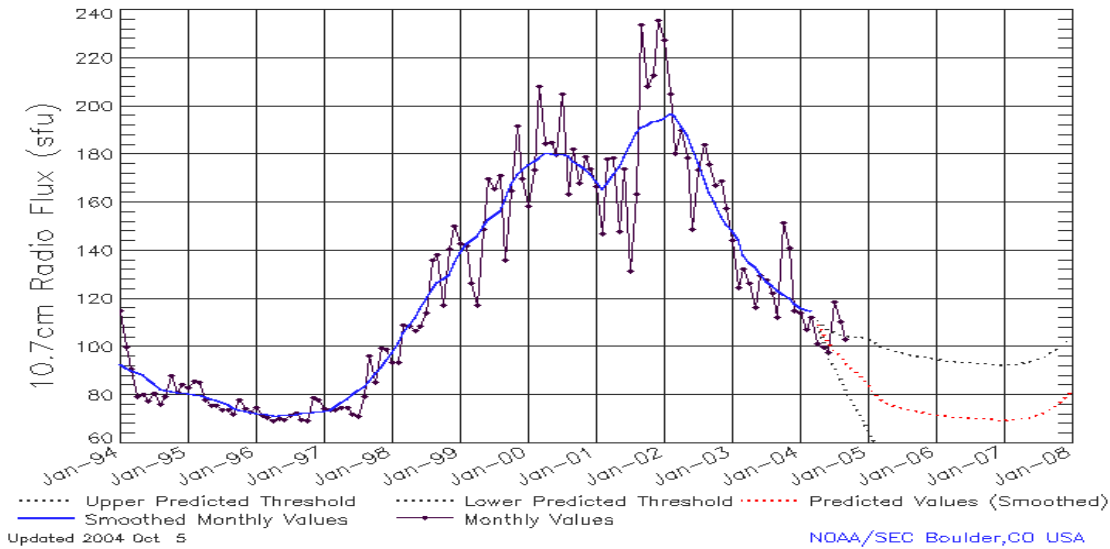


그림 2. 태양활동 주기

장 운영 중이며, 태양활동은 2002년을 정점으로 2004년 2월에는 아리랑 1호 운영 후 처음으로 F10.7cm 수치가 약 100 수준까지 낮아졌음을 알 수 있다.

한편, 아리랑 2호는 태양활동이 저조한 시기에서 운용될 예정인데, 2004년 10월 현재 발사 예정 시기인 2005년 11월부터 설계임무 수명(3년)인 2008년 말까지는 F10.7cm의 예측치 상단(Upper Predicted) 수준 평균이 약 100 정도일 것으로 예측되고, 운영이 5년까지 연장될 경우에는 2009년부터 2010년에는 평균 약 150 수준까지 다시 상승할 것으로 예측할 수 있다. 다시 말하면, 현재 계획된 아리랑 2호의 3년 동안 정상임무 운영 기간 중에는 F10.7cm가 70~80 수준, 최악의 경우 약 100 수준까지 변화할 수 있으며, 2년간의 연장 운영 기간에는 120~130 수준, 최악의 경우 약 150 수준까지 변화할 것으로 예상된다. 따라서, 본 기술논문에서는 다음 표 1에서 보는 바와 같이 아리랑2호의 예정된 정상임무 기간 동안을 "Normal Case", 약 2년 정도 연장 운영이 되어 Solar activity가 다시 고조되는 기간을

"Worst Case"로 나누었으며, 각각 F10.7cm가 약 100, 150 수준인 것으로 정하였다. 실제 데이터를 이용한 궤도예측 오차를 분석하기 위해 아리랑1호 운영 기간 중 F10.7cm의 변화가 이 두 가지 Case와 유사한 시기를 선택하였는데, 표 1에서 보는 바와 같이 "Normal Case"는 지난 2004년 1월 31일 ~ 2월 11일, "Worst Case"는 지난 2002년 6월 18일 ~ 6월 28일이다. 이때, "Normal Case" 시기의 예측되는 F10.7cm 값은 예측치의 상단을 선택함으로써 정상임무 운영기간 중에는 본 기술논문의 결과를 항상 신뢰할 수 있도록 하였다.

궤도예측 오차 평가를 위해서는 전파된 시점에서 기준이 되는 실제 궤도 측, 참값을 알아야 하지만, 시뮬레이션이 아닌 실제 데이터를 이용하는 경우에는 실제 궤도를 알 수 없다. 그럼에도 불구하고, 비교 시점에서 궤도결정을 통해 얻은 궤도를 실제 궤도와 근접한 참값으로 하고, 이전 궤도로부터 전파된 예측궤도와 비교함으로써 궤도예측 오차를 평가할 수 있다. 30시간 분량의 아리랑 1호 GPS 위치 데이터를 이용하여

대기저항계수 (Cd) 및 태양복사압 계수 (Cr) 만 추정 파라미터로 하여 일상적인 궤도결정을 수행할 경우 궤도 정밀도는 약 4~5 m 수준이며, 일반 가속도까지 추정하고 Box-wing 모델까지 적용할 경우 태양활동 저조기에서는 약 1.6 m 정도 된다[4,5]. 따라서, 본 기술논문에서 비교 시점의 기준 궤도는 실제 궤도와 약 4~5 m 정도 차이가 나는 참값으로 인지하고, 예측된 궤도와의 차이를 분석하였다.

궤도예측 프로그램 모델링에는 지구중력장 (JGM 2), 달과 태양의 인력, 대기저항력 (Jacchia 71), 태양복사압 등이 포함되어 있다. 특히, 지구중력장 모델의 크기 (degree & order)는 최고 70x70으로 설정할 수 있으나, default로는 36x36으로 셋팅되어져 있다. 본 기술논문에서는 일상적인 운영 시 별도의 조정없이 default 값을 이용할 것이므로 36x36으로 설정한 후 궤도전파를 수행하였다.

APS의 지향정밀도는 TPF의 정밀도뿐 만 아니라, 위성체의 자세오차, 탑재시계 오차 등에 의해서도 영향을 받을 수 있는데, 지상에서 계산되는 궤도데이터의 예측 오차 허용 범위는 각 축 방향으로 0.05도 (3σ) 이다[3]. 이는 아리랑 2호의 평균 고도 685km에 대해 한 방향에 대한 거리 예측 오차가 약 597.7m 이하 여야 함을 의미한다. 실제 안테나 시스템이 작동하는 시각은 탑재시계에 의해 수행되는데, 이 탑재시계 정밀도에 의한 지향 위치 오차는 7.5cm (탑재시각 오차 10ms x 위성 비행 속도 7.5km/s) 수준이므로 전체 허용 범위에 비해 무시할 수준이다.

실제 궤도예측 시 우주환경 등의 급작스런 변화, 임무수행 내용 (촬영지속 시간, 촬영횟수에 따른 자세변화 및 대기저항면적의 변화로 인한 예측하지 못한 오차 유발)에 따라 오차수준이 일정 범위로부터 편차를 가질 수 있으므로 본 기술 논문에서는 예측 오차 허용 범위에 대해 15%의 여유를 가지는 값을 (508m) 기준으로 하여 궤도예측 기간에 따른 예측 오차 초과 여부를 판단하기로 한다.

표 1. 태양활동에 따른 케이스 분류

Normal Case (Upper Predicted)		Worst Case	
Date	F10.7	Date	F10.7
2004/1/31	91.6	2002/6/18	147.5
2004/2/1	94.5	2002/6/19	150.5
2004/2/2	98.5	2002/6/20	149.8
2004/2/3	96.6	2002/6/21	144.2
2004/2/4	98.6	2002/6/22	146.6
2004/2/5	102.5	2002/6/23	147.5
2004/2/6	103.7	2002/6/24	155.3
2004/2/7	108.1	2002/6/25	149.5
2004/2/8	113.1	2002/6/26	148.6
2004/2/9	114.7	2002/6/27	143.2
2004/2/10	113.5	2002/6/28	141.9
2004/2/11	111.2	2002/6/29	147.5
2004/2/12	109.3	2002/6/30	151.4
Average	104.3	Average	147.9

3. 결과 분석

2절 표 1에서 보는 바와 같이 아리랑 2호 정상 운영 기간 및 연장 기간에 해당하는 태양활동 수준을 고려하여 두 가지 CASE로 나누어 궤도예측 오차를 분석하였다. 아리랑 위성과 같은 저궤도 위성의 궤도예측 오차는 태양활동 및 대기밀도의 변화에 민감하며, 동일한 우주환경인 경우에도 임무운영 내용에 의해서도 차이가 발생할 수 있다. 따라서, 본 기술논문에서는 두 가지 CASE에 대해 각각 연속되는 10회의 궤도예측 오차를 평가하였다.

우선 아리랑 2호의 정상운영 기간 동안 예측되는 태양활동 수준의 상단 범위를 가정한 시기에서의 아리랑 1호의 실제 궤도예측 오차를 정리하면 표 2와 같다. 표 2에서 보는 바와 같이 일상적인 궤도 및 임무운영을 위해 필요한 3일간의 궤도전파를 수행할 경우 3D RSS (Root Sum Square)의 값은 10회 모두 300m 이내임을

알 수 있다. 유사한 우주환경을 가지는 연속되는 기간임에도 불구하고 궤도예측 오차는 최소 67.4m에서 최대 290m 까지 편차가 큼을 알 수 있다. 이는 궤도예측을 시작하는 시각에서 궤도전과 시 예측된 Solar flux 및 geomagnetic index (지구자기장)의 값들이 궤도전과 기간 동안 실제와 유사한 경우에는 오차가 작은 반면, 실제 궤도전과 기간 동안 우주환경의 변화 및 임무운영의 내용 등에 의해 예측된 값들과 달라지는 경우 예측 오차가 증가하기 때문이다.

궤도결정 및 예측에 사용되는 대기밀도 모델의 경우 위성 고도에 따른 평균값을 취하고, 예측하여 사용하기 때문에 궤도예측 오차는 궤도전과 기간 및 궤도전과 수행 시점 등에 따라 이와 같이 다소 큰 편차를 보일 수 밖에 없다. 3D RSS의 경우 총 10회 중 4회는 200m를 초과하였으나, 각 축 방향으로 오차를 평가할 경우 Z축 방향에 대해서 단 1회만이 200m 를 초과함을 알 수 있었다.

결론적으로, 아리랑 2호의 정상 임무 운영 기간 동안 예측되어지는 우주환경에서는 일상적인 궤도 및 임무운영 시나리오에 따라 3일간의 궤도전과를 할 경우 3D RSS 위치 오차가 약 300m 수준의 정밀도를 가지는 궤도예측 데이터를 이용하여 TPF를 생성하여 사용할 수 있을 것으로 판단된다. 이 시기에서 만일 4일간의 궤도전과를 수행하여 TPF를 생성할 경우에는 표 3에서 보는 바와 같이 궤도예측 오차가 약 500m 수준까지도 증가할 수 있으므로 주의가 필요할 것으로 예상된다. 이 경우 각 축 방향으로 300m 오차를 초과하는 횟수가 4회로 늘어났으며, 3D RSS 위치오차가 300m를 초과하는 횟수는 절반인 5회인 것을 알 수 있다.

2005년 말 발사되어 3년간의 예정된 정상임무를 종료한 후 연장 운영이 시작되는 시기부터는 앞서 언급한 그림 2에서 보는 바와 같이 태양활동이 점차적으로 활발해질 것으로 예측된다. 연장 운영 2년 동안에는 평균적으로 Solar flux의 수치가 150 수준 안팎으로 예상되어지며, 이와 비슷한 시기에서의 아리랑 1호의 실제 데이터를 이용한 궤도예측 오차는 다음 표 4와 같다. 표 4

에서 보는 바와 같이 3일간의 궤도전과 예측 오차 수준은 표 2, 3에 비해 뚜렷하게 증가하였음을 알 수 있다. 3D RSS 위치오차는 약 650m 수준까지 증가할 수 있으며, 10회 중 총 4회가 500m를 초과하였다. 각 축 방향에 대해서만 살펴보면 500m를 초과하는 경우가 2회지만, 전체 위치오차 측면에서는 TPF 정밀도 허용 오차 범위를 고려할 때 매우 주의해야 함을 알 수 있다.

만일 운용 시 이처럼 태양활동 수준이 증가하게 되고, 3일간의 궤도전과 오차가 500m 이상을 초과하는 경우가 자주 발생하는 경우에는 궤도전과 기간을 3일 미만으로 줄여야 하며, 이를 위해서는 일상적인 궤도 및 임무운영 시나리오를 수정하여야 한다. 즉, 일상적인 운영 시나리오에서 명령계획 기간이 1일인 것을 약 12시간으로 줄이고, 오전, 오후 패스에서 각 1회 이상의 명령을 전송할 수 있도록 해야 한다.

그림 1에서 궤도결정 및 임무계획을 수행한 후 (그림 1, OD, MP), 명령계획 기간을 (그림 1, Mission_N) 임무계획 수립일 (그림 1, D-2) 오후 패스 이후부터 익일 (그림 1, D-1) 오전 패스까지로 한정하고, TPF도 익일 (그림 1, D-1) 오전 패스에 해당하는 것만 생성하여 임무계획 수립일 (그림 1, D-2) 오후패스에 전송하도록 한다 (그림 1, Upload_N). 이 경우 궤도전과 기간은 2일로 단축된다. 따라서, 2년의 연장 운영 기간에서 2일간의 궤도전과 오차를 평가하면 다음 표 5와 같이 정리된다.

표 5에서 보는 바와 같이 궤도전과 오차는 표 4에 비해 현저히 감소함을 알 수 있으며, 10회 모두 400m 이내의 3D RSS 위치오차를 보이고 있다. 이 경우 오차 수준은 정상운영 기간에서 보일 수 있는 오차 수준보다는 다소 크지만, 안정적인 APS 운용 및 TPF 정밀도 허용 범위 유지에는 문제가 없을 것으로 판단된다.

표 6과 7에서는 두 CASE에 대한 궤도예측 오차 통계 특성을 보여준다. 정상운영 시기에서는 3일간의 궤도예측 오차 평균이 183.7m, 표준편차 79.89m이며, 최대값은 290m 정도였다. 같은 시기에 4일간의 궤도예측을 수행하는 경우 오차 평균, 표준편차는 각각 270.6m, 169.56m이며, 최대 517m

정도 오차를 가질 수 있음을 알 수 있다.

앞 절에서 언급한 바와 같이 15% 여유를 가지는 위치 오차 허용 최대값 508m를 기준으로 총 10회의 오차 평가 결과, 표 8에서 보는 바와 같이 정상운영 기간에서 확률적으로 1σ에서는 4일 궤도전파 데이터로 생성한 TPF 정밀도를 항상 신뢰할 수 있으며, 3σ에서는 3일 궤도전파 결과를 항상 신뢰할 수 있음을 알 수 있다.

한편, 연장 운영 기간에는 3일 간의 궤도전파 오차가 허용 기준을 넘는 비율이 40%가 되므로 안정적인 APS 운영에 문제가 발생할 여지가 있음을 알 수 있으며, 이 경우 2일간의 궤도전파 결과를 이용할 경우에는 3σ에서 만족함을 알 수 있다.

4. 결 론

본 기술논문에서는 아리랑 2호 APS 운영과 관련하여 TPF 생성을 위한 궤도예측 프로그램의 오차를 분석하였다. 보다 실제적이고 신뢰할 만한 결과를 얻기 위해 아리랑 2호의 정상운영 기간 및 연장 가능 시기의 우주환경과 유사한 시기에서 동일한 궤도에서 운영하였던 아리랑 1호의 실제 데이터를 이용하여 궤도예측 오차를 평가하였다. 분석결과, 아리랑 2호의 정상 운영 시기에서는 일상적인 궤도 및 임무운영 시나리오에 의해 생성되는 3일간 전파된 궤도의 오차는 항상 TPF 정밀도에서 요구하는 범위를 만족하였으며, 연장 운영 시에는 운영 시나리오를 변경하여 2일간 전파된 궤도를 사용할 경우 항상 요구 범위를 만족할 수 있는 것으로 판단된다.

향후에는 TPF 정밀도에서 요구하는 허용 궤도예측 오차 범위를 만족하는 최대 궤도전파 기간을 우주환경과 연계하여 분석할 필요가 있다.

참 고 문 헌

1. Porat, Z., Guberman, A., MSC Operation Handbook (OP-2), IO-4961-0000-00, ELOP, 2003.

2. Vallado, D. A., Fundamentals of Astrodynamics and Applications, Microcosm Press, CA, 2001.
 3. MSC X-Band Tracking System Interface Control Document (XTS-ICD), GC-4983-6000- 00, Rev. B. 2001.
 4. 김해동, 최해진, 김은규, "GPS 항행해를 이용한 아리랑 1호의 궤도결정 성능분석 연구", 한국항공우주학회지, 제32권, 제4호, 2004, pp.43-52.
 5. Kim, H. D., Kim, E. K., Choi, H. J., Orbit determination for the KOMPSAT-1 Spacecraft during the period of the solar maximum, presented at 35th COSPAR, Paris, 2004.

표 2. F10.7cm 평균 100 시기에서의 3일 궤도예측 오차 (단위, m)

No	X	Y	Z	3D RSS
1	73	113	81	157.0
2	26	56	27	67.4
3	6	10	77	77.8
4	84	127	109	187.3
5	97	195	104	241.4
6	7	23	108	110.6
7	91	114	111	183.3
8	134	163	199	290.0
9	12	48	259	263.7
10	135	159	153	258.7

표 3. F10.7cm 평균 100 시기에서의 4일 궤도예측 오차 (단위, m)

No	X	Y	Z	3D RSS
1	148	240	183	336.1
2	79	164	87	201.8
3	3	10	73	73.7
4	90	132	105	191.2
5	132	274	145	336.9
6	23	58	373	378.2
7	10	10	15	20.6
8	74	85	103	152.7
9	22	96	508	517.5
10	257	302	300	497.2

표 4. F10.7cm 평균 150 시기에서의 3일
궤도예측 오차 (단위, m)

No	X	Y	Z	3D RSS
1	160	327	359	511.3
2	38	80	462	470.4
3	29	172	99	200.6
4	186	554	254	637.2
5	44	46	206	215.6
6	5	92	109	142.7
7	52	227	14	233.3
8	143	331	499	615.6
9	49	219	605	645.3
10	44	354	115	374.8

표 7. F10.7cm 평균 150 시기에서의 궤도예측
오차 통계 (단위, m)

궤도전파 기간	X (평균/ 표준편차/ 최대)	Y (평균/ 표준편차/ 최대)	Z (평균/ 표준편차/ 최대)	3D RSS (평균/ 표준편차 / 최대)
2일	34.9	136.4	121.0	206.4
	28.0	113.8	99.8	121.0
	80	324	284	377
3일	75	240.2	272.2	404.7
	59.7	147.6	189.3	186.7
	186	554	605	645

표 5. F10.7cm 평균 150 시기에서의 2일
궤도예측 오차 (단위, m)

No	X	Y	Z	3D RSS
1	17	43	40	61.1
2	24	49	284	289.2
3	61	324	183	377.1
4	42	122	58	141.5
5	12	14	53	56.1
6	1	57	65	86.5
7	75	317	16	326.1
8	80	185	277	342.6
9	14	62	170	181.5
10	23	191	64	202.7

표 8. Case 별 TPF 허용 궤도예측 오차 범위
만족하는 전파기간

CASE	
Normal (Max. F10.7cm = 100)	36 3일 16 4일
Worst (Max. F10.7cm = 150)	36 2일

표 6. F10.7cm 평균 100 시기에서의 궤도예측
오차 통계 (단위, m)

궤도전파 기간	X (평균/ 표준편차/ 최대)	Y (평균/ 표준편차/ 최대)	Z (평균/ 표준편차/ 최대)	3D RSS (평균/ 표준편차 / 최대)
3일	66.5	100.8	122.8	183.7
	50.5	63.4	65.9	79.9
	135	195	259	290
4일	83.8	137.1	189.2	270.6
	78.9	105.5	155.8	169.6
	257	302	508	517