論文

아리랑 1호 임무기간 3년 동안의 궤도변화 분석

김해동*, 최해진*, 김은규*

An Analysis of the KOMPSAT-1 Operational Orbit Evolution
Over 3 years

Hae-Dong Kim*, Hae-Jin Choi* and Eun-Kyou Kim*

ABSTRACT

The operational orbit evolution of the KOMPSAT-1 over 3 years was analyzed. During LEOP, four orbit maneuvers were performed to obtain the optimized orbit and eight safe-hold modes happened. The effects of unpredictable occurrence of the safe-hold mode and the highest solar activity on the orbit evolution during the mission life were analyzed. The comparison of orbital elements between long-term predicted orbit and determined orbit from observed data was also performed. The operational orbit started from the optimized one was evolved within the boundary of the designed mission orbit except altitude and it was verified the sun-synchronous orbit was successfully maintained.

초 록

저고도, 태양동기궤도인 아리랑 1호의 최초 임무운영 목표였던 3년 동안 관측된 궤도 변화를 분석하였다. 초기운영기간 동안 최적화된 궤도를 획득하기 위해 총 4회의 궤도조정이 있었으며, 총 8회의 안전모드가 발생하였다. 예상치 않은 안전모드 발생과 임무기간 동안 최고조에 달했던 태양활동이 궤도변화에 미치는 영향을 분석하였고, 초기 궤도조정 완료 직후 임무운영 기간에 대해 예측되었던 장기 궤도예측 결과와 궤도결정을 통해 실측된 궤도와의 차이를 분석하였다. 최적화된 궤도에서부터 운영된 3년의 임무기간 동안 고도를 제외한 나머지 궤도요소들은 설계된 임무궤도 범위 내에서 변화하였고, 태양동기궤도 특성을 유지하였음을 확인하였다.

Key Words : KOMPSAT-1(아리랑 1호), Sun-synchronous orbit(태양동기궤도), Safe-Hold Mode(안전모드), Solar Activity(태양활동)

1. 서 론

지난 1999년 12월 21일 발사된 우리나라 최초의 실용급 위성인 아리랑 1호(KOMPSAT-1)는 초기 운영기간(2개월) 동안 최적화된 임무궤도 진입을 위해 총 4회의 궤도조정이 이루어졌으며,

초기 운영경험 부족으로 인해 첫 1년 동안 총 8회의 안전모드가 발생하였다. 정상임무 궤도진입을 위해 목적을 가지고 수행된 궤도조정과는 달리 예기치 않은 안전모드 진입은 궤도요소의 미세한 변화를 야기하였다. 아리랑 1호는 이상상태(Contingency) 발생 시 안전모드(Safe Hold Submode)로 진입하게 되고, 이를 다시 정상임무 상태로 전환시키기 위해서는 지상국의 명령을 통한 복구절차에 따라 태양지향모드(Sun Pointing Submode), 지구탐색모드(Earth Search Submode), 자세유지모드(Attitude Hold Submode)를 거쳐

† 2003년 7월 10일 접수 ~ 2003년 10월 15일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원 지상수신관제그룹
연락처, E-mail : haedkim@kari.re.kr
대전시 유성구 어은동 45번지

최종적으로 정상모드(Science mode)로 전환하게 된다[1]. 이때, 안전모드 진입에서부터 정상모드 진입 직전까지 위성체는 추력기를 이용하여 각 모드별 자세지향 및 유지를 하게 되는데, 이 기간동안 미세한 궤도변이(orbit drift)가 발생한다. 특히, 안전모드 발생 직후 급격한 자세변화와 추력기 작동은 예측할 수 없는 방향으로 계획되지 않은 미세한 궤도조정을 하는 것과 유사한 현상을 보인다.

또한, 아리랑 1호의 임무기간은 태양활동이 최고조인 시기으로써 특히, 저궤도 위성의 장기간 궤도변화에 큰 영향을 미친다. 태양활동은 대기밀도를 변화시키는 주 요인이 되고, 대기밀도가 커질수록 고도 감쇄율은 크게 증가하기 때문이다. 따라서, 초기운영 기간동안 궤도조정을 수행한 직후 향후 장기간 궤도변화를 예측할 때, 이러한 영향을 반드시 고려해야만 한다.

본 논문에서는 아리랑 1호의 발사 후부터 정상임무 수행 중인 현재까지(2003년 3월 1일 기준) 실측데이터를 이용하여 결정된 궤도를 이용하여 자연적인 섭동에 의한 궤도변화 뿐만 아니라, 초기 궤도조정 및 수회 발생한 안전모드가 임무운영 기간 전체에 미친 영향 등을 분석하였다. 또한, 임무기간 동안 태양활동이 궤도변화에 미친 영향을 분석하였고, 초기 궤도조정 완료 직후에 예측되었던 임무기간 동안의 장기 궤도예측 결과와 실측된 궤도와 차이를 비교, 분석하였다.

II. 실측궤도 변화분석

2.1 초기 궤도조정 및 안전모드 전후 궤도변화

아리랑 1호 발사 직후 발사체 회사로부터 전송받은 최초의 궤도데이터와 발사 후 약 1시간 뒤 전송되어진 첫 번째 NORAD TLE(Two-line Elements)의 궤도데이터 차이는 RSS(Root Sum Square) 위치오차와 속도오차가 각각 45.65km, 0.008km/s였으며, 장반경, 이심률, 경사각의 차이가 각각 5.792km, 8.33e-05, 0.16688°로 차이가 큰 편이었다. 12월 21일 발사 후 약 24시간 동안 3회 패스의 지상 추적데이터를 얻을 수 있었지만, 데이터양이 매우 제한적이고, 12월 25일부터 GPS 데이터를 이용하여 궤도결정을 할 수 있었지만, 발사 시각으로부터의 예측기간이 길기 때문에 실제 진입궤도를 역으로 추정 시 오차가 매우 클 수 있다. 발사 직후 제한된 추적데이터를

이용하여 생성된 초기 TLE 역시 정확도가 높지는 않지만, 24시간 동안 수회에 걸쳐 지속적으로 추적하여 결정된 결과로서 앞서 언급한 경우들 보다는 신뢰할 수 있을 것이다. 따라서, 발사 후 약 24시간 동안 전송되어진 NORAD TLE를 이용하여 최초 진입한 궤도를 추정하였다. 이때, 최초 약 1시간 뒤에 생성된 첫 번째 TLE는 이후 전송된 TLE들과 최초 진입궤도 결과에 있어 차이가 매우 크므로 이것을 제외한 나머지 6개의 TLE(1999/12/21 14:51:16.38 ~ 1999/12/22 08:53:56.28 UTC)를 이용하였다. TLE마다 결과들은 다소 차이가 있고, 어느 특정 시점의 것이 가장 정확하다고 지정하기 어렵기 때문에 평균적인 값을 취하였다. 표 1은 각 TLE로 계산된 진입 시점에서의 평균궤도 값들을 산술 평균적으로 나누어 추정한 것으로 계획했던 임무궤도와 차이를 알아보기 위해 나타내었다.

표 1. 실측된 진입궤도

Epoch	1999/12/21 07:26:22.06(UTC)
Mean <i>a</i> (km)	7081.054
Mean <i>e</i>	0.00269
Mean <i>i</i> (deg.)	98.27159
Mean Ω (deg.)	251.075
Mean ω (deg.)	188.159
Mean <i>M</i> (deg.)	352.593
Mean Period(sec)	5937.216

3년간의 임무운영 기간동안 경사각 조정없이 승교점 지방시(LTAN)가 임무궤도 설계 범위 내에서(10:50:00 AM +10/-15분) 운영될 수 있도록 초기 궤도조정을 통해 투입하고자 하는 최적화된 임무궤도[2,3]와 비교해 보면 다음 표 2와 같다. 표 2에서 보는 바와 같이, 추정된 진입궤도의 고도는 최적화된 초기 고도보다 약 16.9km 정도 높았으며, 경사각은 약 0.09° 큰 상태임을 알 수 있다. 또한, 초기 이심률도 0.00269로 목표 이심

표 2. 최적궤도 vs. 진입궤도

	진입궤도	최적궤도	차이
Mean Altitude(km)	702.917	686.0	16.917
Mean <i>e</i>	0.00269	Max. 0.001	0.00169
Mean <i>i</i> (deg.)	98.27159	98.180	0.09159

표 3. 최적궤도 vs. 획득궤도
(epoch time, 2000/2/16 02:32:29.0 UTC)

	획득궤도	최적궤도	차이
Mean Altitude(km)	686.12	686.0	0.12
Mean e	0.00107	Max. 0.001	0.00007
Mean i(deg.)	98.1825	98.180	0.0025

를 보다 다소 높음을 알 수 있다. 초기 운영기간 동안 목표한 최적궤도로 진입하기 위해 총 4회의 궤도조정이 수행되어졌으며[4], 정상임무 수행을 시작하기 위한 최종 획득궤도는 표 3과 같다.

표 3에서 보는 바와 같이 본격적인 임무운행을 시작하기 위한 초기 임무궤도는 목표로 하였던 최적화된 궤도에 거의 근접하여 획득한 것을 알 수 있다. 초기운영 기간 동안 궤도조정 전후의 결과는 신속한 분석을 위해 십 여분의 실시간 GPS 데이터 혹은 수행 직후의 몇 십분 혹은 2-3 시간 동안 저장된(Playback) GPS 데이터를 이용하여 수행되어졌다[2].

궤도조정 수행을 위해서는 기동(maneuver) 약 20여분 전부터 자세유지모드로 전환하고, 기동 후 1시간 혹은 수 시간 동안 자세유지모드로 선회하다가 지상국의 명령을 통해 정상모드로 진입하게 된다. 따라서, 궤도기동 기간 동안에는 목표로 하는 기동 이외에 각 모드에서의 자세유지를 위한 추력기 작동에 의해 계획되지 않은 미세한 궤도변이가 포함된다. 이처럼 안전모드 발생과 정상모드로의 전환 과정에서 궤도조정 목적이 아닌 각 모드에 따른 추력기의 순간적인 작동 및 지속적인 작동으로 인해 궤도변이가 발생하고, 정상모드 복구 전까지는 정상적인 GPS 데이터를 얻을 수 없기 때문에 이 기간 동안의 시간 별 궤도를 비교적 정확하게 추정하기는 어렵다[5].

따라서, 본 논문에서는 장기간에 걸친 궤도변화를 보다 정확하게 분석하기 위해서 궤도조정 및 안전모드 발생 이전의 정상모드에서 1일 동안 GPS 데이터를 이용하여 결정된 평균궤도와 궤도조정 완료 혹은 안전모드 복구 뒤 정상모드 재진입이후 얻은 1일 동안의 GPS 데이터를 이용하여 결정된 평균궤도를 비교, 분석하였다. 궤도조정 전후 및 안전모드 전후 이외의 기간에는 약 1개월 마다 1일 동안의 GPS 데이터를 이용하여 결정된 궤도결과 추이를 분석하였다.

발사 후 첫 정상모드(표 4, 이벤트 1 SM) 진입과 궤도조정 및 안전모드 발생 내용들을 총 11개의 이벤트로 구분하여 이벤트 전후의 평균궤도

표 4. 이벤트 전후 궤도변화량

	이벤트	Δa (km)	Δe	Δi (deg)	$\Delta LTAN$ (sec)
1	1 st SM	+0.305	-0.00005	-0.00032	+46
2	IPM 1	-7.146	-0.00093	-0.00371	+0.4
3	SHM 1,2	-0.729	+0.00031	-0.00687	+14
4	OPM 1	-0.119	-0.00004	-0.03378	+0.1
5	OPM 2	-0.061	-0.00005	-0.04677	+0.8
6	IPM 2	-8.384	-0.00097	-0.00169	+1.8
7	SHM 3	+0.598	+0.00001	-0.00393	+1.2
8	SHM 4	+0.111	+0.00009	-0.00396	+1.0
9	SHM 5	+0.107	+0.00003	-0.00321	+0.3
10	SHM 6,7	+1.036	-0.00006	-0.00130	+2.0
11	SHM 8	+0.776	-0.00003	-0.00232	-2.0

*SM : Science Mode
 *IPM : In-Plane Maneuver
 *OPM : Out-of-Plane Maneuver
 *SHM : Safe-Hold Mode

변화량을 정리하면 표 4와 같다. 1번 이벤트는 발사 후 처음 정상모드로 진입한 것을 의미하는데, 소요시간은 7.5일이었으며, 이 기간 동안 고도는 약 0.3km 정도 증가한 것으로 추정된다. 이는 앞서 언급한 바와 같이 진입 직후부터 정상모드로 전환되기 전까지 몇 차례 자세변화 및 유지를 위해 지속적으로 추진기를 사용하였기 때문인 것으로 추정된다. 반면에, 이 기간 동안의 이심률과 경사각은 안전모드 발생 때와는 달리 상대적으로 변화폭이 크지 않지만, LTAN의 변화는 약 +46초로 초기 궤도추정 정확도가 다소 낮음을 감안하더라도 큰 변동 폭을 보여주고 있다.

한편, 표 4에서 보는 바와 같이 안전모드 발생 직후 고도는 처음 2회를 제외하고 모두 증가하는 경향을 보이며, 그 증가량은 약 0.1km에서 약 1km 까지 큰 차이를 보였다. 이는 추정하기 어려운 안전모드 진입 직후 자세변화 방향과 안전모드 지속기간에 따라 크게 다른 것으로 추정된다. 이심률의 경우 뚜렷한 변화 방향은 없었으며, 연속하여 발생한 안전모드 1, 2회 경우를 제외하면 변화량이 매우 작았다. 경사각의 경우는 안전모드 발생 후 모두 감소하는 방향으로 변화하였는데, 평균 약 0.0036도 가량 감소하였다. LTAN

은 마지막 안전모드 경우를 제외하고는 모두 증가하는 방향으로 변화했는데, 첫 2회 안전모드를 통해 14초 정도 크게 증가한 뒤, 평균 1.1초 씩 증가하는 경향을 보였다.

2.2 궤도진입부터 임무기간 동안 실측된 궤도 변화

Fig. 1에서 보는 바와 같이 초기 고도는 두 번에 걸친 궤도조정(표 4, Fig. 1에서 2, 6번)에 의해 약 15.5km 이상 감소된 686.1km부터 지속적으로 감소하고 있다. 자연적인 섭동에 의한 감소가 지속되는 중에 최초 두 번의 안전모드(3)에서 고도가 다소 크게 감소한 경우를 제외하고는 안전모드 발생 시 마다 고도가 조금 씩 증가한 후 다시 감소하는 것을 볼 수 있다. 그림에서 마지막 궤도조정 이후 약 620일까지는 고도감소 기울기가 비슷하다가 이후부터 약 860일이 되는 시점까지 자연적인 섭동에 의한 고도감소가 급격하게 진행되는 것을 볼 수 있다. 이는 2001년 9월부터 2002년 4월까지 태양활동의 급격한 증가로 인해 대기밀도가 증가하면서 고도 감쇄율이 이전보다 크게 증가하였기 때문이다. 아리랑 1호는 Fig. 2에서 보는 바와 같이 태양활동이 최고조인 기간 동안 운영중인데, 태양활동의 고(high), 저(low)에 따라 자연적인 고도 감쇄율은 큰 차이를 보인다. 태양활동에 따른 고도 감쇄율을 별도로 그려보면 다음 Fig. 3과 같다. 시간에 따라 큰 변화를 보이는 태양플럭스 크기에 따라 고도 감쇄율은 함께 변하고 있으며, 최소 약 120 수준에서 최대 240 수준을 보인다. 이 태양플럭스의 크기에 따라 아리랑 1호의 자연적인 고도 감쇄율은 최소 약 5m/day에서 최대 약 37m/day의 차이를 보이고 있다. 발사 직후부터 2003년 3월 1일까지 궤도조정 및 안전모드 전후를 제외한 기간동안 자연적인 섭동에 의한 평균 고도 감쇄율 약 18.581m/day였다.

경사각의 변화는 Fig. 4에서 보는 바와 같이 두 번의 궤도조정(4, 5)에 의해 약 0.08° 감소된 후 98.18° 에서부터 지속적으로 감소하여 2003년 3월 1일에는 98.092° 까지 감소하였다. 참고문헌 [3]에서 임무궤도 설계 시 LTAN이 10:50:00 AM 일 경우 이론적으로 계산된 $-0.0264^{\circ}/\text{년}$ 값보다 3년 동안 약 0.009° 정도 더 감소하였다. 경사각의 변화는 주로 태양과 달의 섭동에 영향을 받으며, 주기적으로 아주 완만한 계단식 모양으로 자연감소하는 경향을 보여주고 있다. 전체 임무기간 동안 자연적인 감소량에 대해 초기 안전모드

(7,8,9)로 인해 총 0.01° 정도 자연적인 감소보다 추가적으로 감소되었다.

이심율의 경우 Fig. 5에서 보는 바와 같이 초기 고도감소를 위한 궤도조정(2, 6) 전후로 각각 약 -0.0009 정도의 변화가 발생하였으며, 이로 인해 진입궤도 보다 원궤도에 더 근접하였다. 임무기간 동안 안전모드 발생으로 인해 총 $+0.00035$ 의 변화량을 보였으며, 최종 안전모드 발생 이후부터는 약 최대 0.0017에서 최소 약 0.0008 사이를 주기적으로 증감하였으나, 임무기간 동안 뚜렷한 증가추이는 보이지 않았다.

승교점 적경 변화는 Fig. 6에서 보는 바와 같이 초기 궤도조정과 몇 차례의 안전모드 발생에도 불구하고, 임무기간 전체적으로 볼 때는 타 궤도요소에 비해 두드러진 변화를 보여주지는 않는다. 태양동주기성을 반영하여 0° 에서 360° 사이를 1년을 주기로 반복하고 있음을 알 수 있다. 반면에, 초기 안전모드 발생에 의한 승교점 적경의 변화율은 예측결과와 비교해 볼 때, 분명한 차이를 보이는데, 이는 다음 절에서 기술하였다.

승교점 지방시(LTAN)의 변화는 Fig. 7과 같은데, 경사각 조정(4, 5) 시 뚜렷한 변화는 보이지 않았으며, 오히려 안전모드 발생 전후로 상대적으로 더 큰 변화량을 보였다. 안전모드의 발생으로 인해 자연적인 증가분보다 임무기간 동안 총 19.6초가 부가적으로 증가되었다. 승교점 지방시의 변화는 장반경 및 경사각의 변화와 관계되는데, 발사 후 100일까지 초기 안전모드를 거치면서 비교적 급격하게 증가하다가 경사각 조정이후 다소 완만하게 증가한 후 태양활동이 최고조에 달한 600일부터 약 100일 정도 잠시 주춤하다가 다시 증가하는 모습을 보여주었다. 초기 최적 경사각을 획득함으로써 임무운영기간 동안 설계범위($+10/-15$ 분)에 비해 총 6분 정도의 작은 변화를 유지하였음을 알 수 있다.

Fig. 8에서 보는 바와 같이 근지점 인수 대 이심률의 변화는 초기시점과 궤도조정 이후 시점과의 변화가 가장 컸다. 최초 투입시점(1)부터 마지막 궤도조정 직전(2)까지의 변화는 불규칙했으나, 궤도조정 완료 이후(3)의 변화는 근사적인 동결 궤도 특성을 일정기간 유지함을 알 수 있다. 하지만, 2000년 3월 이후 발생한 안전모드 시점부터는 그 변화의 진폭이 점차 커지고 있음을 알 수 있다. 관측 시점 마지막 위치는 (4)이며, 이는 초기 궤도조정 직후 획득한 지점에서부터 변화한 원형에서 가장 바깥쪽이며, 별도의 궤도조정이 없는 경우에는 향후에도 이 진폭은 점차 커질 것으로 예상할 수 있다.

Fig. 1. 실측 고도 변화

Fig. 5. 실측 이심률 변화

Fig. 2. 태양활동주기에 따른 Solar Flux
(<http://www.sec.noaa.gov/SolarCycle/>)

Fig. 6. 실측 승교점 적경 변화

Fig. 3. 태양활동에 따른 고도 감쇄율의 변화

Fig. 7. 실측 승교점 지방시 변화

Fig. 4. 실측 경사각 변화

Fig. 8. 실측 이심률 vs. 근지점 인수 변화

III. 장기 궤도예측 결과와의 비교

3.1 장기예측을 위한 초기궤도 및 설정

초기 운영기간 동안 최적궤도를 획득하기 위해 수행된 총 4회의 궤도조정 완료 직후 결정된 궤도로부터 향후 3년간의 임무기간에 대해 장기간 예측한 평균궤도와 약 1개월 마다 실측데이터에 의해 결정된 실제 평균궤도와의 차이를 비교, 분석하였다. 장기궤도 예측을 위한 초기궤도로 사용하기 위해 궤도조정 완료 직후 결정된 접촉궤도요소(Osculating Orbit)는 다음 표 5와 같다.

표 5. 장기 궤도예측 초기값
(epoch time, 2000/2/16 02:32:29.0 UTC)

Osculating $a(km)$	7069.302
Osculating e	0.0013625
Osculating $i(deg.)$	98.17958
Osculating $\Omega(deg.)$	307.40936
Osculating $\omega(deg.)$	91.00525
Osculating $M(deg.)$	297.45981

아리랑 1호와 같은 저궤도 위성의 장기 궤도예측 시 특히, 중요한 섭동요소는 대기저항이며, 이 모델링의 중요인자는 대기밀도이다. 대기밀도 변화는 태양활동에 의해 크게 좌우되며, 앞서 Fig. 2에서 보았듯이 아리랑 1호는 태양활동 최고조 시기에서 운영되었다. 장기궤도 예측 시 특히, 장반경(혹은 고도)의 변화는 태양활동에 따른 대기밀도 모델에 따라 결과가 크게 변화하므로 1976년 표준대기모델 이외에 기준 고도에 따른 대기밀도값을 이용하는 지수대기모델(Exponential)과 Jacchia71 모델들을 고려하였다. 장기 궤도예측은 STK[®]의 LOP[®][6]를 이용하였으며(참고문헌[3]에서도 사용되었음), 적용된 섭동력과 위성 관련 파라미터들은 다음 표 6과 같다.

지수대기모델에 필요한 기준 대기밀도값은 태양활동의 영향을 분석하고자 기존 참고문헌[7]을 참고로 하여 기준고도 686km에 대해 최대($2.5392 \times 10^{-13} (kg/m^3)$), 최소 ($2.4553 \times 10^{-14} (kg/m^3)$), 그리고 평균값($1.39237 \times 10^{-13} (kg/m^3)$)을 각각 적용하였다. 이때, 평균값은 지수함수에 대한 평균값이 아닌 산술적인 평균값으로 개략적인 기준값으로 이용하였다. 참고문헌의 값을 실측값과 비교하기 위해 임무기간 동안 실측데이터를 이용하여 추정한 대기밀도값은 다음 Fig. 9와 같다(참고문헌 [3]의 식 (8)을 이용하여 계산함). 실측된 대기밀도변화는 Fig. 2에서의 태양활동 변화와 유사

Fig. 9. 실측 대기밀도 변화

표 6. 장기 궤도예측을 위한 섭동력과 파라미터

섭동력	지구중력장(36x36) 달, 태양 중력 대기저항력 태양복사압
파라미터	중량, $m=448.83kg$ 대기저항계수, $Cd=2.2$ 태양복사압 계수, $Cr=1.5$ 대기저항 유효면적, $Ad=5.871m^2$ 태양복사압 유효면적, $Ar=6.070m^2$

한 모습을 보이는데, 활동이 고조된 시기에 밀도가 높아지고, 저조한 시기에 밀도가 낮아짐을 확인할 수 있었다. 대기저항계수를 2.2로 설정하여 임무기간 동안 실측되어진 실제 대기밀도의 평균값($1.378310^{-13} (kg/m^3)$)은 2.0으로 설정할 경우 얻어진 실측 대기밀도 평균값($1.5169510^{-13} (kg/m^3)$)보다 앞서 언급한 참고문헌상의 산술적인 평균값에 보다 근접하였는데, 이는 태양활동이 활발한 시기여서 유효한 것으로 보여진다. 본 논문에서는 장기예측을 위한 대기저항계수는 표 6에서 보는 바와 같이 2.2를 사용하였다.

3.2 장기예측 궤도와 실측궤도 비교

초기 궤도조정 이후 자연적인 섭동과 안전모드 발생으로 인한 장기 궤도변화를 살펴보기 위한 장기예측기간은 2000년 2월 16일부터 2003년 3월 1일까지이며, 총 1109일이다. 장반경의 변화는 앞서 언급한 바와 같이 여러 가지 대기밀도모델에 따른 결과들을 비교하였으며, 고도 감쇄율과 직접적인 관련이 있는 요소(Fig. 18, 19)들은 평균 대기밀도값을 적용한 지수모델을 이용하고, 나머지 요소들은 1976 표준대기모델을 적용하였다.

장반경의 장기예측 결과는 Fig. 10에서 보는 바와 같이 대기모델에 따라 차이가 많음을 알 수 있다. 1976 표준대기모델은 대기밀도 평균값을

최소로 적용한 지수모델의 결과와 가까웠으며, 최종예측 시점인 2003년 3월 1일 기준으로 이들 결과는 실측 장반경보다 각각 13.6km, 11.8km 정도 더 컸다. 태양활동이 최고조인 시기를 고려하여 예측 시 지수모델의 대기밀도값을 최고치를 입력하여 예측할 경우에는 실제보다 약 32.9km 더 낮은 결과를 보였다. 실제 결과와 근접한 결과를 보인 모델은 Jacchia 71로써 태양플럭스 예측치를 normal과 +1 σ 로 가정한 경우였으며, 최종시점에서 차이는 각각 +2km, -1.85km 였다. Fig. 10에서 보는 바와 같이 실측 장반경은 예측 초기 시점과 219일, 280일 부근에서 두드러지게 증가한 것을 볼 수 있는데, 이는 앞서 언급한 바와 같이 안전모드 발생으로 인해 증가한 부분이다. 만일 안전모드로 인한 자연적이지 않은 장반경 증가가 없었다면, 타 모델과 전체적인 추세와 평균적인 고도감쇄율을 상대적으로 비교했을 때, 실제적인 감소는 Jacchia 71의 +2 σ 와 평균 대기밀도값을 적용한 지수모델(Exp. Ave. Density)의 경우와 거의 유사했을 것으로 추정되며, 이 경우 최종시점에서의 장반경은 실측값보다 6.5km 정도 더 낮았을 것으로 추정할 수 있다. 태양활동과 평균고도의 변화를 비교하면 Fig. 11과 같다. 평균 대기밀도값을 적용한 지수모델의 장기예측 결과는 지속적으로 감소하는 반면, 실측 고도는 태양활동이 고조되는 시기에 크게 감소하고 저하되는 시기에 감쇄율이 다소 저하되는 것을 뚜렷하게 볼 수 있다.

경사각의 장기예측 결과와 실측 결과 비교는 Fig. 12와 같다. 경사각의 장기 변화 추세는 실측 변화와 유사하였으며, 안전모드 발생 지점에서 약간 증가한 것을 알 수 있다. 최종 시점에서 실측 경사각은 예측된 경사각보다 0.019° 더 낮았다. 예측결과와 비교적 큰 차이를 보였으며, 이는 Fig. 15에서의 LTAN 예측치와 실측치의 두드러진 차이를 야기하는 요인이기도 하다.

이심률의 경우는 Fig. 13과 같다. 장기예측 결과는 초기부터 최종시점까지 0.001에서 0.014 사이에서 주기적으로 반복하는 경향을 보여주고 있지만, 실측값은 예측 초기 시점에서부터 다소 불규칙한 모습을 보이고 있는데, 이는 예측시작 시점 직후 발생한 안전모드가 원인이다. 33일 이후 0.0012 부근에서 다소 안정적인 모습을 보이다가 219일과 280일 부근에서 발생한 안전모드로 인해 진동의 폭이 대폭 증가하였음을 알 수 있다. 증가된 진폭은 최대 0.017에서 최소 0.0007이었으며, 임무기간 동안 뚜렷한 증가추세는 보이지 않았다.

승교점 적경은 Fig. 14에서 보는 바와 같이 태

양동주기성을 반영하여 1년을 주기로 0°~360° 사이를 반복한다. 임무기간을 모두 표현한 전체 그림에서는 안전모드 발생에 의한 실측값의 작은 변화가 장기예측된 추세와 비교해 볼 때 실측 변화추세에 큰 변화를 주지는 않았다는 것을 알 수 있다. 그럼에도 불구하고, 실측된 승교점 적경 변화율과 승교점 지방시의 변화에서는 뚜렷한 차이를 확인할 수 있다.

장반경과 경사각의 변화와 관계되는 승교점 지방시는 Fig. 15에서 보는 바와 같다. 승교점 지방시의 변화는 승교점 적경 변화율에 의해 직접적인 영향을 받는데, Fig. 14와는 달리 뚜렷한 추세의 차이를 볼 수 있다. 예측된 승교점 지방시는 완만하게 증가하다가 10:54:16 AM에서 최고를 보이면서 다시 감소하는 경향을 보이는 반면, 실측값은 예측치보다 낮은 증가율로 증가하다가 태양활동이 상대적으로 낮았던 500일에서 620일 사이 고도감쇄율은 작아지고, 경사각 감쇄율은 커지면서 일정기간 승교점 지방시가 유지되는 모습을 보여주고 있다. 이후부터는 다시 지속적인 증가를 보였으며, 최종시점에서의 예측값과 실측값은 각각 10:52:50 AM과 10:52:47 AM으로 거의 비슷하였다.

안전모드는 2000년 11월 25일 마지막으로 발생하였는데, 이 영향을 배제하였을 경우 예측값과 실측값을 비교하기 위해 2000년 12월 1일을 시작으로 예측한 결과를 Fig. 16에서 보면 최대 10:51:46 AM을 기점으로 임무기간 말기에는 10:49:45 AM까지만 변화할 것으로 추정되었다. 또한, 임무기간 3년을 앞둔 시점인 2003년 1월 1일을 기점으로 향후 추세를 추정해보면 최대 10:54:01 AM까지만 증가하였다가 점차 감소하더라도 10:52:00 AM 부근에 이를 것으로 예측되었다. 승교점 지방시의 장기추세 예측결과는 초기 궤도에 의해 다소 변화가 있기는 하지만, 임무기간 동안, 혹은 임무기간 이후에도 최대 10:55:00 AM 부근까지 증가하였다가 점차 감소할 것으로 예측되었다.

아리랑 1호는 임무운영 개념상 인위적으로 동결궤도(Frozen Orbit)를 목적으로 하거나 유지하지는 않았으며, Fig. 17에서 보는 바와 같이 초기 궤도조정 직후 근지점 인수 약 90°, 이심률 0.0012에서 근사적인 동결궤도를 잠시 유지하는 듯 하다가 2000년 3월 17일 안전모드 발생 후인 33일부터는 근지점 인수와 이심률의 진폭이 점점 커지는 경향을 보여주고 있다. 마지막 안전모드 발생 시기인 2000년 11월 23일 이후에는 근지점 인수 63.7°, 이심률 0.001 지점으로 변화한 후 나

머지 임무운영기간 동안 이심률 0.0017 ~ 0.0007과 근지점 인수 $65^{\circ} \sim 113^{\circ}$ 범위를 가지는 큰 변동폭을 보여주고 있다. 반면, 예측결과는 이심률 0.0014 ~ 0.0009, 근지점 인수가 $80^{\circ} \sim 100^{\circ}$ 사이로 궤도조정 완료 직후 획득한 근사 동결궤도 진폭보다는 약간 더 큰 변동폭을 가지며 움직일 것으로 예측되어졌다. 결국, 초기궤도 조정 완료 이후 발생한 안전모드는 초기 획득한 근사 동결궤도의 특성 유지실패에 큰 영향을 미친 것을 알 수 있었다.

지상궤적의 변이(Ground Track Deviation)는 고도 감쇄율과 승교점 적경 변화율과 관련되는데 [8], 장기예측 초기시점에서의 지상궤적 간격을 기준으로 예측되어진 지상궤적과 실측된 지상궤적의 차이를 비교하면 Fig. 18과 같다. 그림에서 보는 바와 같이 실측값은 최종시점에서 약 -9.844km이었으며, 예측값은 -13.79km였다. 고도 변화에서 보는 바와 같이 안전모드 발생으로 고도가 증가하는 시점에서는 변이의 폭이 줄어들었으며, 고도 감쇄율이 크게 증가한 시점에서는 변이의 폭이 함께 증가하는 것을 알 수 있다. 고도 혹은 장반경의 변화와 마찬가지로 안전모드의 발생으로 인해 지상궤적 변이의 폭은, 발생하지 않았을 경우보다 약 3km 정도 덜 증가한 것으로 추정할 수 있다. 지상궤적의 조정 제한 폭을 1km로 유지하였다면 안전모드 발생이 없었을 경우에는 86일이 경과했을 때 첫 번째 지상궤적 조정이 필요하였으며, 실측값에 의하면 175일 쯤 첫 지상궤적 조정이 필요하였을 것으로 추정된다.

노드주기 변화는 Fig. 19에서 보는 바와 같이 지상궤적 변화 그림과 유사한 경향을 보여주는 데, 이는 고도 감쇄율에 따른 노드주기에 따라 지상궤적의 변이를 추정할 수 있기 때문이다. 노드주기는 초기예측 시점에서 5916.153초였으며, 최종시점에서 실측값은 5894.5초로 예측값 5886.5초 보다 8초 정도 덜 감소하였다. 이는 노드주기 역시 고도감쇄 변화처럼 안전모드 발생으로 몇 차례 오히려 증가한 영향이 큰 것으로 추정된다.

장기간의 경사각과 승교점 적경 변화율은 태양과 달의 인력에 의해 크게 영향을 받는데, 실측된 이들 변화를 함께 비교하면 다음 Fig. 20과 같다. 그림에서 보는 바와 같이 안전모드 발생 전후의 경사각의 변화는 전체 임무기간의 추세에 비해 크게 두드러지지 않는 반면, 승교점 적경 변화율은 초기 안전모드 종료 직전까지 큰 변화율을 보이는 것을 알 수 있다. 마지막 안전모드 발생 후 정상모드로 재진입한 287일 이후부터 승교점 적경 변화율은 Fig. 21에서 보는 바와 같이 $1.044^{\circ}/\text{day}$ 에서 $0.9864^{\circ}/\text{day}$ 로 줄어든 뒤

$0.989^{\circ}/\text{day} \sim 0.985^{\circ}/\text{day}$ 범위 내에서 변화하였다.

반면에, 안전모드의 영향이 반영되지 않은 장기예측 된 결과는 Fig. 22에서 보는 바와 같이 경사각의 감소추세와 승교점 적경 변화율 추세가 거의 동일한 모습을 보이는 것을 알 수 있으며, 승교점 적경 변화율이 초기시점부터 지속적으로 감소하고 있음을 알 수 있다. 승교점 적경 변화율의 뚜렷한 차이는 Fig. 23에서 보다 극명하게 보여지며, 이를 부분 확대한 Fig. 24에서 보는 바와 같이 실측된 값은 시간이 갈수록 최고점이 낮아지기는 하나 예측한 결과 달리 지속적인 감소를 보이지는 않았다. 반면에 경사각 변화율의 차이는 Fig. 25에서 보는 바와 같이 초기 안전모드 발생시기를 제외하면 예측된 추세의 변화 범위보다 작은 범위 내에서 변화하였음을 알 수 있다.

실측된 경사각 변화율과 승교점 적경 변화율을 함께 비교하면 Fig. 25에서 보는 바와 같이 비슷한 추세를 보인다. 두 요소 모두 초기 300일 정도까지 안전모드에 의한 불안정한 모습을 보이다가 이후부터는 일정범위 내에서 주기적인 증감을 보여주고 있다. 반면에, Fig. 26에서 보는 바와 같이 예측된 결과는 경사각 변화율이 $+0.0003^{\circ}/\text{day} \sim -0.0004^{\circ}/\text{day}$ 사이에서 주기적으로 변화하는 반면, 승교점 적경 변화율은 $0.989^{\circ}/\text{day}$ 에서 지속적으로 감소하여 최종시점에서는 $0.984^{\circ}/\text{day}$ 로 감소할 것으로 예측되어졌다.

결과적으로 궤도조정 완료 이후 3년간의 임무기간 동안 장반경, 경사각, 그리고 LTAN의 실측 및 예측결과의 총 변화량은 다음 표 7과 같이 정리된다.

표 7. 궤도조정 완료 이후 3년간의 궤도변화량

	실측궤도에 의한 변화량	장기예측에 의한 변화량	안전모드에 의한 변화량
<i>a</i>	-17.17km	-23.799km	+2.628km
<i>i</i>	-0.0897°	-0.07°	-0.0146°
LTAN	+284.6초	+301초	+2.5초

Fig. 10. 대기모델에 따른 장반경 변화예측

Fig. 11. 태양활동 및 실측 vs. 예측 고도변화

Fig. 15. 실측 vs. 예측 LTAN 변화

Observed vs. Predicted Mean LTAN

Fig. 12. 실측 vs. 예측 경사각 변화

Fig. 16. 예측 시기에 따른 LTAN 변화

Fig. 13. 실측 vs. 예측 이심률 변화

Fig. 17. 이심률 vs. 근지점 인수 변화

Fig. 14. 실측 vs. 예측 승교점 적경 변화

Fig. 18. 실측 vs. 예측 지상궤적 변이

Fig. 19. 실측 vs. 예측 노드 주기 변화

Fig. 23. 실측 vs. 예측 $\dot{\Omega}$ 결과

Fig. 20. 실측 경사각 vs. $\dot{\Omega}$

Fig. 24. Fig. 23의 부분 확대

Fig. 21. Fig. 20의 부분 확대

Fig. 25. 실측 vs. 예측 $\dot{i}$ 결과

Fig. 22. 예측 경사각 vs. $\dot{\Omega}$

Fig. 26. 실측 $\dot{i}$ vs. $\dot{\Omega}$

Fig. 27. 예측 $\dot{i}$ vs. $\dot{\Omega}$

IV. 결 론

본 논문에서는 아리랑 1호의 발사 이후 약 2개월간의 초기운영 기간과 정상임무 수행 시작 후 3년이 조금 넘는 1109일의 임무기간 동안 실측데이터를 이용하여 결정된 궤도를 통해 관측되어진 장기간의 궤도변화를 분석하였다. 예측하지 못했던 수회의 안전모드 발생과 운영기간 동안 최고조에 달했던 태양활동이 아리랑 1호의 장기적인 궤도변화에 미친 영향을 분석하기 위하여 초기궤도 조정 직후 획득한 궤도로부터 장기예측된 결과와 비교, 분석하였다. 분석결과, 최적화된 초기임무궤도로부터 정상임무를 수행한 3년 동안 경사각과 승교점 지방시는 임무궤도 설계 범위 내에서 변화하였음을 확인하였다. 장기예측 궤도와 비교한 결과 극심한 태양활동은 장반경의 감소에 직접적인 영향을 주었으며, 안전모드 발생에 의한 작은 궤도변화는 다행스럽게도 임무기간 동안의 장기궤도 변화에 있어 바람직하지 않은 방향으로 영향을 미치지 않는 것을 알 수 있었다. 태양활동이 최고조인 시기동안 장반경의 감소는 안전모드의 영향으로 인해 Jacchia 71의 태양플럭스 +2 σ 예측모델과 예측 초기고도인 686km에서의 평균 대기밀도를 적용한 지수모델을 적용한 경우보다 실제로는 덜 감소하였으나, 안전모드의 발생이 없었다면 이들 모델에 의해 장기적으로 예측 시 정확성이 가장 높았을 것임을 알 수 있었다. 본 논문의 결과들은 향후 동일한 궤도를

이용하게 될 아리랑 2호의 초기 궤도조정 및 장기예측을 통한 장기 임무계획 및 운영에 유용한 참고자료가 되리라 사료된다.

후 기

본 논문은 과학기술부의 특정연구과제 연구비 지원에 의해 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

참고문헌

- 1) 김정수, 최환석, 한조영, "다목적 실용위성 1호 추진시스템 궤도성능 분석", 한국항공우주학회 춘계학술발표논문집, 2000, pp. 634-637.
- 2) Byoung-Sun Lee, Jeong-Sook Lee, and Jae-Hoon Kim, "Quick Evaluations of the KOMPSAT-1 Orbit Maneuvers Using Small Sets of Real-time GPS Navigation Solutions", Transactions on Control, Automation and Systems Engineering, Vol. 3, No. 3, September, 2001, pp. 196-202.
- 3) 이상률, 김응현, 김학정, "태양동기특성을 고려한 다목적실용위성의 최적 초기 경사각", 한국항공우주학회지, 제 27권, 제 6호, 1999, pp. 66-72.
- 4) Byoung-Sun Lee, Sanguk Lee, Ho-Jin Lee, Jong-Ah Kim, Eun-Kyou Kim, and Hae-Jin Choi, "Near Frozen Orbit Achievement of the KOMPSAT-1 Spacecraft", Proceedings of the KSAS Spring Annual Meeting 2000, pp.127-130.
- 5) 김해동, 김은규, 최해진, "아리랑 1호의 궤도변화 분석", 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집, 2002, pp. 476-479.
- 6) http://www.stk.com/products/explore/products/stkpro_prod_desc.htm
- 7) Oliver Montenbruck and Eberhard Gill, *Satellite Orbits*, Springer, 2001.
- 8) David A. Vallado, *Fundamentals of Astrodynamics and Applications*, Kluwer Academic Publishers, 2001.