技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(4), 319-326(2013)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.4.319>

다목적실용위성 3호 발사 후 초기 궤도 운영결과 분석

정옥철*, 임현정, 정대원, 김은규, 김학정

Analysis on Orbital Dynamics Operation Results of KOMPSAT-3
during Early Phase after Launch

Ok-Chul Jung*, Hyeonjeong Yim, Dae-Won Chung, Eun-Kyou Kim and Hak-Jung Kim

Korea Aerospace Research Institute

ABSTRACT

This paper describes the orbital dynamics operation results for the launch and early operations phase (LEOP) of KOMPSAT-3, which was successfully launched on May 18, 2012. At the initial phase, operational orbit determination was carried out using ground tracking data and GPS navigation solution. And, both in-plane and out-of plane maneuvers were executed in order to change the orbit from the injection orbit to the mission orbit. In addition, the accuracy of precise orbit determination was indirectly evaluated by overlapping method using GPS raw data of KOMPSAT-3 and international GNSS service data from worldwide-distributed ground stations. Currently, KOMPSAT-3 is operated in pre-defined mission orbit, and its various kinds of orbit data are generated and distributed to support the normal mission operations.

초 록

본 논문에서는 다목적실용위성 3호의 초기 궤도운영 결과를 기술하였다. 다목적실용위성 3호는 2012년 5월 18일 발사된 이후 지상국 추적데이터 및 GPS 수신기 데이터를 이용한 궤도결정을 통해 위성의 초기 궤도정보를 획득하였다. 또한, 발사체 투입 궤도로부터 임무궤도로의 변경을 위한 궤도조정을 성공적으로 완료하였다. 그리고 GPS 수신기 원시데이터 및 IGS 데이터를 이용한 정밀궤도결정을 통해 궤도 정밀도를 확인하였다. 다목적실용위성 3호는 현재 임무궤도에서 정상 운영 중에 있으며, 한국항공우주연구원 지상 관제국에서는 위성 임무 수행에 필요한 궤도 데이터를 매일 생성하여 배포하고 있다. 초기 운영 기간 동안 수행된 궤도운영 결과는 향후 다른 위성의 초기운영의 참고자료로 활용될 예정이다.

Key Words : KOMPSAT-3(다목적실용위성 3호), Orbit Determination(궤도결정), Orbit Maneuver(궤도조정), GPS Navigation Solution(GPS 항법해), Mission Operations(임무운영)

† Received: January 21, 2013 Accepted: March 26, 2013

* Corresponding author, E-mail : ocjung@kari.re.kr

<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

I. 서 론

2004년 8월 개발에 착수한 다목적실용위성 3호(KOMPSAT-3, KOREA Multi-Purpose SATellite)는 2012년 5월 18일 H2A 발사체에 의해 성공적으로 발사되었다[1]. 위성이 발사체로부터 분리된 후 초기 궤도정보를 수집하여 안정적인 궤도정보를 확보하는 것은 위성운영의 첫 번째 단계이다. 이후에는 지상국 추적 데이터나 위성에 탑재된 GPS 수신기 데이터와 같은 다양한 형태의 관측 자료를 통해 궤도결정을 수행하고, 궤도결정 결과를 이용하여 궤도예측을 수행함으로써 초기운영 업무를 지원하게 된다. 또한, 위성이 발사체에 의해 투입된 궤도로부터 미리 정의된 임무궤도로 변경하기 위해서는 궤도조정이 필요하다. 궤도조정은 크게 동일 궤도평면 상에서 고도나 이심률을 조정하기 위한 In-plane maneuver와 경사각(Inclination) 또는 승교점(Ascending Node) 적경을 조정하기 위한 Out-of-plane maneuver로 구분된다. 이를 위해 궤도조정 전반적인 절차를 검증하고, 추력기의 성능을 확인하는 선행절차도 반드시 수행되어야 한다. 궤도조정 이후에는 궤도 조정에 따른 궤도변화의 목표량(계획량) 대비 실제 변화량, 연료 소모량도 확인해야 한다. 위성의 원활한 임무 수행을 위해서는 궤도 정밀도에 대한 확인이 필요한데, 여기에는 궤도결정 정밀도와 궤도예측 정밀도가 포함된다[2,3,4].

본 논문에서는 다목적실용위성 3호 발사 이후 초기운영 기간 동안 한국항공우주연구원(이하 항우연) 지상 관제국에서 수행된 궤도 운영 결과를 기술하였다. 여기에는 초기궤도정보 획득결과, 궤도결정 및 궤도조정 결과, 궤도정밀도 확인 등의 내용을 모두 포함하였고, 발사 이후 현재까지의 궤도변화를 제시하였다.

II. 본 론

2.1 초기 궤도정보

위성이 발사체로부터 분리되면, 발사체 주관 기관에서는 가용한 관측 자료를 토대로 위성 분리벡터(Separation Vector, 위성 분리 시점의 궤도요소 또는 위치 및 속도)를 위성 운영기관에 제공하게 된다. 다목적실용위성 3호의 발사시점 및 발사체로부터 위성 분리시점은 아래와 같다.

- 발사시점 : 2012-05-17 16:39:00.323 (UTC)
- 분리시점 : 2012-05-17 16:55:03.963 (UTC)
- 발사체 비행시간 : 16분 3.640초

Table 1. Separation Vector

구분	요구조건 (A)	획득 값 (B)	차이 (A-B)
장반경(km)	7055.5 (+/-10)	7053.602	-1.298
이심률	0.00142 (0 ~ 0.002)	0.00145	3.8E-05
경사각(도)	98.159 (+/-0.18)	98.17168	0.01268

위성 분리벡터는 분리시점으로부터 약 11분 이후에 전화와 이메일을 통해 제공되었고, 항우연 지상 관제국에서는 제공된 궤도정보를 바탕으로 남극 트롤 지상국과 위성의 첫 번째 교신을 준비하였다. Table 1은 발사 이전에 제시된 목표 값과 실제 발사 이후 제공된 초기 궤도정보와의 차이를 정리한 표로, 장반경은 약 1.3km, 경사각은 약 0.013도 차이가 있으나 위성이 발사체로부터 허용 범위 내에서 성공적으로 투입되었음을 알 수 있다. 지상국에서는 당초 예상된 궤도정보를 이용하여 교신을 준비하고 있었고, 발사체 분리 벡터가 기존 예상 값과 유사한 수준이어서 지상 안테나 추적을 위한 궤도정보를 따로 변경하지 않았다. 결과적으로도 첫 번째 지상 교신을 안정적으로 수행하였고, 지상국에서 파악한 궤도와 위성의 실제 궤도가 유사함을 확인할 수 있었다.

2.2 초기 궤도결정

위성에 탑재된 GPS 수신기가 동작하기 전까지는 초기 궤도결정을 위해 지상추적데이터를 이용하게 된다. 지상추적데이터에는 안테나의 구동 각도정보(방위각 및 고각)이나 레인징(Ranging)을 통한 시선거리정보가 포함되는데, 궤도결정을 위해서는 오차가 크지 않은 충분한 구간의 데이터가 필요하다. 다목적실용위성 3호에서는 초기 지상국 교신 과정에서 기존 궤도예측 정보에 기반을 둔 안테나 운영에 전혀 문제가 없었고, 초기운영 주요 절차 및 일정을 고려하여 지상추적 데이터 확보에는 따로 중점을 두지 않았다. GPS 수신기는 발사 후 약 14시간 이후에 동작하기 시작하였고, 이 시점 이후부터는 GPS 수신기에서 계산된 항법해(Navigation Solution)를 이용하여 궤도결정을 수행하였다. 2시간 30분 분량의 GPS 항법해(위성 위치 및 속도)를 이용하여 궤도결정을 수행한 결과, 발사체에서 제공한 위성 분리벡터와는 고도 약 91미터, 경사각 0.0004도, 이심률은 10E-5 수준의 차이를 나타내었다. 이는 기존 궤도정보 및 새로 결정된 궤도정보가 신뢰할 수준임을 의미하며, 발사 후 11번째 궤도까지 특별한 궤도변화가 없음을 보여준다. 발사 후 12번째

궤도상의 북극 스발바드 지상국 교신부터는 새로 결정된 궤도정보로 갱신하여 교신을 수행하였다.

2.3 궤도조정

위성의 주요 기능점검을 위한 시험을 성공적으로 완료한 이후, 발사체 투입 궤도로부터 임무 궤도로 변경하기 위한 궤도조정을 수행하였다. 궤도조정 1 단계에서는 궤도조정 절차 및 기능을 점검하기 위해 6번의 시험 궤도조정을 순차적으로 수행하였고, 이후 2 단계에서는 임무궤도 진입을 위해 4번의 궤도조정을 실시하였다. 궤도조정을 위해서는 원하는 추력분사 방향을 맞추기 위해 롤(Roll) 방향 또는 피치(Pitch) 방향의 자세 기동이 필요한데, 추력기를 사용하여 자세를 기동하는 모드(Del-V Mode)와 휠을 사용하여 자세를 기동하는 모드(Fine Del-V Mode)로 구분된다. 시험 궤도조정에서는 우선적으로 두 가지 모드에 대한 모드전환 시험을 실시하여 위성체 및 지상국 운영절차에 대한 이상 유무를 점검하였고, 이후 추력이 분사량을 10초로 설정하여 예측 대비 실제 궤도변경 결과 값을 확인하였다.

시험 궤도조정의 결과를 토대로, 본 궤도조정에서는 임무궤도를 획득하기 위한 경사각 조정 및 고도 조정을 수행하였다. 경사각 조정 계획 단계에서는 경사각 조정 뿐만 아니라 승교점 지방시의 변화율도 같이 고려하였다. 경사각(i) 변경을 위해 필요한 속도 증분량에 대한 해석적인 해는 식(1)로 표현할 수 있다. 식에서 v_i 는 승교점 또는 강교점에서의 궤도 속도를 나타낸다.

$$\Delta v = 2v_i \sin\left(\frac{i}{2}\right) \quad (1)$$

Figure 1은 경사각 조정을 위한 개념을 나타낸 것으로, 초기 98.18도의 경사각을 목표 값인

Fig. 1. Inclination Maneuver at Node

98.13도로 0.05도 감소시키기 위해 궤도 강교점 (Descending Node)을 기준으로 Roll 방향으로 90도 자세기동을 수행한 후 추력을 사용하였다. 경사각 조정을 위해 2012년 6월 1일 총 2 회에 걸쳐 180초(속도 증분량 2.7m/s) 및 300초(속도 증분량 4.4m/s) 동안 추력을 분사하였고, 경사각 조정에 총 2.58kg의 연료가 사용되었다.

Figure 2와 Fig. 3은 경사각 조정 이전 1주일과 이후 1주일에 대한 경사각 및 승교점지방시의 변화를 각각 나타낸 것이다. 그림을 통해 경사각이 목표 값을 획득하였음을 알 수 있고, 승교점 지방시도 경사각 조정 이전에는 하루 약 2-3초씩 늦어졌으나, 경사각 조정 이후에는 하루 약 1-2초씩 늦어지게 되어 궤도운영에도 유리하게 작용함을 확인할 수 있었다. 승교점지방시의 변화율은 식 (2)에 나타낸 J_2 교란력에 의한 승교점적경 변화율이 경사각 감소에 따라 줄어들었기 때문이다[5]. 식 (2)에서 J_2 는 Second Zonal Harmonics 계수로 약 0.0011이며, Ω 는 승교점적경, n 은 평균운동(Mean Motion), a 와 b 는 궤도 장반경 및

Fig. 2. Inclination Change after Maneuver-I

Fig. 3. LTAN Change after Maneuver-I

단반경, r_{eq} 는 지구평균반경, r 은 궤도반경, θ 는 근지점이각(Argument of Perigee)과 진이각(True Anomaly)의 합을, i 는 경사각을 각각 나타낸다.

$$\frac{d\Omega}{dt} = -3J_2 n \frac{a^2}{br} \left(\frac{r_{eq}}{r} \right)^2 \sin^2 \theta \cos i \quad (2)$$

고도 조정 단계에서는 연료 사용량 및 이심률 변화를 최소화 할 수 있도록 전형적인 호만 궤도 천이(Hohmann Transfer) 방식을 적용하였다. 아래 식(3)-(5)는 호만 궤도 천이 방식에서 속도 증분량에 대한 해석적인 값을 나타낸다.

$$\Delta v_i = v_{c,i} \left(\sqrt{\frac{2(r_f/r_i)}{1+(r_f/r_i)}} - 1 \right) \quad (3)$$

$$\Delta v_f = v_{c,f} \left(\sqrt{\frac{1}{r_f/r_i}} - \sqrt{\frac{2}{r_f/r_i [1+(r_f/r_i)]}} \right) \quad (4)$$

$$\Delta v_{total} = \Delta v_i + \Delta v_f \quad (5)$$

위 식에서 $v_{c,i}$ 와 $v_{c,f}$ 는 초기 및 목표 원형 궤도(Circular Orbit)에서의 속도를 나타낸다. Fig. 4는 고도 조정을 위한 개념을 도시한 것으로, 초기궤도의 원지점(Apogee)에서 첫 번째 추력(420초, 속도 증분량 5.4m/s)을 사용하였고, 천이 궤도에서 2.5 궤도를 비행한 후 다시 원지점에서 두 번째 추력(360초, 속도 증분량 4.4m/s)을 사용하였다. 두 차례의 고도 조정에서 사용한 총 연료는 3.8kg이다.

Fig. 4. Altitude Maneuver at Apogee

Fig. 5. Altitude Change after Maneuver-II

Fig. 6. LTAN Change after Maneuver-II

고도 조정을 위한 목표 값은 경사각 98.13도를 갖는 태양동기궤도의 고도인 685km보다 약 0.3km 높은 값으로 설정하였는데, 이는 고도 조정 후 대기항력(Atmospheric Drag)에 의한 고도 감소를 미리 대비하고, 시간에 따라 점차 늦춰지는 승교점지방시를 앞당기기 위함이다. Fig. 5와 Fig. 6은 고도 조정 이전 1주일과 이후 1주일에 대한 위성의 고도 및 승교점지방시의 변화를 각각 나타낸 것이다. Fig. 6을 통해 고도 조정 시점을 기준으로 승교점 지방시가 변화하는 방향이 계획대로 달라졌음을 확인할 수 있다.

경사각 조정 및 고도 조정의 목표 값과 실제 변경 값은 Table 2에 정리하였다. 표에서 효율은 당초 목표 값 대비 실제 변화 값의 비율로서, 약 90% 수준의 정확도를 확인할 수 있는데, 이는 추력 사용 구간에서 위성 자세제어에 따른 분력이 발생하였고 추력기 위치 및 정렬 계산오차나 추진계 성능 특성에 기인한 것으로 판단된다. 향후 궤도조정 시에는 효율 값을 고려함으로써, 보다 정밀한 궤도조정이 가능할 것으로 예상된다.

Table 2. Orbit Maneuver Results

구분	No.	목표 값	실제 값	효율(%)
경사각	1	-0.0199°	-0.0184°	92.4
	2	-0.0328°	-0.0293°	89.3
고도	1	+10.2km	+9.5km	93.1
	2	+8.3km	+7.7km	92.8

2.4 정밀궤도결정

일반적으로 궤도정밀도는 다양한 방법으로 평가되는데, 실제 궤도정보를 정확하게 알 수 없기 때문에 정밀궤도결정 결과를 바탕으로 상대적으로 측정하게 된다. 다목적실용위성 3호에는 단일 주파수 GPS 수신기가 장착되어 있어, 위성에서 수집된 Pseudo-range 및 Carrier phase와 세계 각지에 분포된 IGS(International GNSS Service) 데이터를 이용하여, 이중차분에 의한 정밀궤도결정을 수행할 수 있다[6]. 다목적실용위성 3호의 경우 정밀궤도결정 요구사항이 8미터(3-sigma)인 점을 감안하여, GPS 위성 궤도력(Ephemeris)은 1미터 수준의 오차를 갖는 Broadcasting Orbit을 이용하였고, IGS 지상국은 데이터 가용도 및 기하학적 배치 형상을 고려하여 Fig. 7과 같이 20 개를 선정하였다.

정밀궤도결정은 NASA GSFC(Goddard Space Flight Center)의 GEODYN 기반의 상용 소프트웨어인 MicroCosm을 이용하였다[7]. MicroCosm에서 정밀궤도결정은 총 3단계로 구성되는데, 1 단계에서는 IGS 지상국 데이터와 GPS 궤도력을 이용하여 시간보정을 수행한 후 GPS 위성에 대한 정밀 궤도력을 생성한다. 2단계에서는 다목적실용위성 3호의 궤도정보를 생성하고, 이후 3단계에서는 1단계 및 2단계에서 각각 생성된 궤도정보를 이용하여 다목적실용위성 3호에 대한 정밀궤도결정을 수행한다. 정밀궤도에 사용된 주요 모델링 파라미터 및 데이터 정보는 Table 3에 나타내었다. 정밀궤도결정 결과의 정밀도를 판단하

Fig. 7. Distribution of IGS Stations

기 위해 Fig. 8과 같이 일부 구간이 중첩되는 두 개의 독립된 그리고 연속된 시점의 데이터를 이용하여 궤도를 결정한 후 서로 비교 평가하는 중첩방식(Overlapping Method)을 적용하였다. Fig. 9는 2012년 7월 1일부터 12월 31일까지 6개월(약 180일) 동안 매일 수행한 정밀궤도결정 결과를 이용하여 중첩구간(4시간)에 대한 궤도 오차를 반경(Range)방향으로 나타내었고, Table 4는 월 평균값으로 환산한 것이다. 중첩방식을 이용한 하루 궤도 차이는 평균 1-2미터 수준으로 확인되었다.

Table 3. Parameters used in POD

Categories	Description
Geo-potential	JGM3 (70x70)
Atmospheric Density	Jacchia 1971
Third Body Attraction	Sun, Moon, 7 Planets
Solar Radiation Pressure	Box-wing model
Reference Coordinate	True of Date (TOD)
Ground Coordinate	ITRF2005
Earth Orientation	IERS Bulletin
Applied Options	Cycle slip removal Tidal Effects (Solid/Ocean) Elevation cut-off (20 deg.) Tropospheric refraction

Fig. 8. Overlapping Method

Fig. 9. POD Accuracy Results

Table 4. POD Difference (Monthly Average)

Date	R(m)	I(m)	C(m)	Range(m)
2012-07	0.4067	1.2956	0.2831	1.4084
2012-08	0.4100	1.1802	0.2786	1.3047
2012-09	0.4127	1.6558	0.3078	1.7554
2012-10	0.5657	2.0220	0.3433	2.1533
2012-11	0.4654	1.7664	0.3117	1.8724
2012-12	0.4643	1.9372	0.3620	2.0513
Average	0.4541	1.6429	0.3144	1.7576

(Note) R: Radial, I: In-track, C: Cross-track

앞서 설명한 바와 같이 정밀궤도결정은 다목적실용위성 3호 GPS 수신기의 원시 데이터, IGS 데이터, GPS 위성의 궤도력을 사용하여 이중차분을 통해 위성의 위치 및 속도를 추정한다. 이에 비해 상대적으로 간단한 형태의 운영궤도결정(Operational Orbit Determination)에서는 관측자료로 다목적실용위성 3호의 GPS 수신기에서 제공하는 항법해만을 이용하여 지구비대칭중력장, 대기항력, 태양과 달의 인력, 태양복사압을 고려한 동역학 모델로 최소자승법을 통해 궤도를 추정할 수 있다. 이 방식은 정밀궤도결정에 비해 정밀도는 저하되지만, 빠르고 간단하게 궤도를 결정할 수 있다는 장점이 있다. 운영궤도결정의 정밀도를 확인하기 위해 정밀궤도결정 결과와 비교를 수행하였다. Fig. 10은 2012년 5월 29일 하루 24시간에 대하여 정밀궤도결정으로 추정된 위성의 위치와 운영궤도결정으로 추정된 위성의 위치 간의 차이를 지구중심고정좌표계(ECEF, Earth Centered Earth Fixed)에서 X, Y, Z 각 방향으로 나타낸 것으로, 최대 오차가 5미터 수준으로 나타남을 확인할 수 있다.

Table 5는 2012년 5월 24일부터 5월 29일까지 다목적실용위성 3호의 정밀궤도결정 값과 운영궤도결정 값의 차이를 RMS(Root Mean Square)로 나타내었다. Table 4에서 하루 정밀궤도결정 데

Fig. 10. Difference between POD and OOD

Table 5. Daily Difference btw. POD and OOD

Date	R(m)	I(m)	C(m)	Range(m)
2012-05-24	0.3626	0.9764	0.2783	1.0781
2012-05-25	0.1507	1.9887	0.3279	2.0212
2012-05-26	0.3675	1.0599	0.1949	1.1387
2012-05-27	0.2199	3.0659	0.2875	3.0872
2012-05-28	0.5453	1.7973	0.1416	1.8835
2012-05-29	0.1308	1.1868	0.4784	1.2862
Average	0.2961	1.6792	0.2848	1.7492

(Note) R: Radial, I: In-track, C: Cross-track

Fig. 11. Difference btw. OOD and GPS Data

이터의 차이가 1-2미터 수준이고, Table 5에서 두 궤도결정의 결과 값 차이(RMS)가 2-3미터임을 고려할 때, 운영궤도결정의 정밀도는 5미터 이내로 판단된다. 평상 시 위성 임무계획이나 안테나 운영과 같은 관제 운영에 필요한 궤도정보는 운영궤도결정 결과 값을 초기조건으로 궤도예측을 통해 산출된 값을 이용한다. 발사 후 현재까지 확인된 하루 궤도예측 정밀도는 위성 진행방향(In-track)으로 최대 약 300-400미터 수준으로 나타나고 있다.

지상국에서 추정된 운영궤도결정 결과와 위성의 GPS 수신기에서 계산된 항법해의 차이는 Fig. 11에 나타낸 바와 같이 하루를 기준으로 95% 이상의 데이터가 20미터 이내의 오차특성을 나타내었다. 그림에서 오차특성이 주기성을 나타내고 있는데, 오차가 주기적으로 커지는 이유는 위성이 일식(Eclipse)에 진입할 때 태양지향 자세에서 지구지향 자세로 기동을 수행하고, 일식을 빠져 나올 때 지구지향 자세에서 다시 태양지향 자세로 기동을 수행하면서 위성의 GPS 수신기에서 추적되는 GPS 위성의 개수가 순간적으로 4개 미만으로 줄어들었기 때문이다.

2.5 궤도변화 분석

Figure 12-15에는 다목적실용위성 3호의 발사

후 2013년 1월 현재까지의 궤도변화를 고도, 이심률, 경사각, 승교점지방시로 각각 나타내었다. 고도는 투입궤도로부터 약 18km를 증가시켜 임무고도인 685km로 조정된 이후 하루 약 2-3미터씩 감소하고 있고, 이심률은 0-0.0025 이내의 값을 갖는다. 경사각은 초기 약 0.05도 감소시켜 임무경사각인 98.13도에 도달한 이후 매일 0.005도씩 증가 추세를 보이고 있다. 승교점지방시는 당초 13시30분을 기준으로 증가하다가 고도조정 이후에는 당초 계획대로 감소하는 방향으로 변화하고 있다.

Fig. 12. Mean Altitude Variation

Fig. 13. Mean Eccentricity Variation

Fig. 14. Mean Inclination Variation

Fig. 15. Mean LTAN Variation

III. 결 론

본 논문에서는 다목적실용위성 3호의 발사 후 초기 궤도운영 결과를 기술하였다. 위성 발사 직후 교신에서는 위성 분리백터를 이용하였고, 이후 GPS 수신기 데이터가 이용 가능한 시점부터는 본격적인 궤도결정을 수행하여 보다 정밀한 궤도정보를 확보할 수 있었다. 또한, 궤도 경사각 및 고도를 성공적으로 조정하여 당초 계획한 임무궤도를 획득할 수 있었다. 궤도정밀도 측면에서는 정밀궤도결정 데이터의 경우 약 1-2미터 수준임을 확인할 수 있었고, GPS 항법해를 이용한 간단한 형태의 운영궤도결정은 5미터 수준의 정밀도를 갖는 것으로 확인되었다. 또한, GPS 수신기에서 계산된 항법해의 정밀도는 20미터 수준이었고, 임무운행을 위한 하루 궤도예측 정밀도는 최대 300-400미터 수준으로 확인되었다. 현재 다목적실용위성 3호는 발사 후 초기운행을 통해 임무궤도 상에서 정상적으로 운영되고 있으며, 초기운영 결과를 토대로 궤도 데이터 처리에 필요한 파라미터 최적화, 비행역학 소프트웨어 기능 개선 등을 지속적으로 수행할 예정이다.

References

- 1) H.S. Kim, "KOMPSAT-3 Development and Operation", KSAS Magazine(ISSN1975-9525), Vol. 6, No. 2, pp.59-68, 2012.
- 2) H.D. Kim, O.C. Jung, and E.K. Kim, "Orbit Analysis for KOMPSAT-2 During LEOP and Mission Lifetime", Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 38, No. 9, pp.914-924, 2010.
- 3) H.D. Kim, O.C. Jung, E.K. Kim, and H.C.

Bang, "Orbit Determination and Orbit Maneuver Performance for the KOMPSAT-2", Proceeding of the 2006 KSAS Fall Conference, 2006.

4) O.C. Jung, S.J. Choi, Y.J. Cheon, H.D. Kim, D.W. Chung, Y.S. Chun, H.J. Kim, and B.S. Lee, "Analysis on Orbit Maneuver Result of KOMPSAT-2", Proceeding of the 2011 KSAS Spring Conference, 2011.

5) H. Schaub and J. L. Junkins, Analytical Mechanics of Space Systems, AIAA, 2003.

6) Y.L. Hwang, B.S. Lee, Y.R. Kim, K.M. Roh, O.C. Jung, and H.D. Kim, "GPS-Based Orbit Determination for KOMPSAT-5 Satellite", ETRI Journal, Vol. 33, No. 4. 2011.

7) MicroCosm(2009) Operations Description Document (Vol. 3), Van Martin Systems, U.S.A., 2009.