技術論文

저궤도 위성의 추진제 소모율 계측에 관한 고찰

김인태*, 허환일**, 김정수***

An Investigation on the Propellant Consumption Rate Gauged from the Low-Earth-Orbit Spacecraft

In-Tae Kim*, Hwanil Huh** and Jeong-Soo Kim***

ABSTRACT

During the mission operation time, it is very important to estimate the spacecraft propellant remaining as accurately as possible. This is because the quantity of propellant is related directly to how long the satellite can be operated in orbit. There are two different methods for spacecraft propellant gauging; the PVT method and the book-keeping method. This paper describes the characteristics and applications of these methods using the flight operation data of KOMPSAT-1. Additionally, propellant consumption rates in delta-V maneuvering and each attitude control submode are analyzed according to spacecraft operation modes. The earth search submode shows the highest propellant consumption rate.

초 록

위성의 추진제량은 위성의 임무운용기간을 결정하는 주요 변수들 중의 하나이며, 현재 운용중인 위성의 추진제 잔량을 정확하게 예측하는 일은 향후 위성의 운용계획을 수립함에 있어 매우 중요하다. 일반적으로 인공위성의 추진제 소모량을 계측하기 위해서는 PVT 방식이나 회계식 방법이 이용되어지며, 본 논문에서는 다목적실용위성 1호의 실제 원격 측정 자료에 근거하여 상기의 두 가지 계측법을 비교, 분석하고 각각의 특징들에 대해 고찰하고 있다. 또한 위성의 주된 추력기 작동 모드인 안전모드에서 추력기를 사용하지 않는 과학임무모드로 복귀하는 과정에서 여러 단계의 자세제어모드에 따른 추진제 소모율에 대해 상세히 검토하였다. 계산결과 지구찾기모드에서 추진제 소모율이 최고치를 보였다.

Key Words : Propellant Gauging Method(추진제 계측방법), Spacecraft Operation Mode (위성운용모드), Propellant Consumption Rate(추진제 소모율), KOMPSAT-1 (다목적실용위성 1호), LEO Spacecraft(저궤도 위성)

† 2003년 3월 12일 접수 ~ 2002년 12월 2일 심사완료

* 정회원, 충남대학교 항공우주공학과 대학원

** 정회원, 충남대학교 항공우주공학과
연락처자, E-mail : hwanil@cnu.ac.kr

대전시 유성구 궁동 220번지

*** 정회원, 한국항공우주연구원

Nomenclature

M_{prop} = 남아있는 추진제의 질량
 ρ_{prop} = 추진제의 밀도
 P = 탱크의 압력
 V_g = 가압가스의 체적
 M_g = 가압가스의 질량
 V_{total} = 탱크의 총체적
 R = 특정기체상수

T = 온도
 M_p = 사용된 추진제의 질량
 F_i = 펄스 i에서의 추력
 t_i = 펄스 i에서 작동하는 추력기의
 작동 펄스 시간
 g = 중력 가속도
 $I_{sp, i}$ = 펄스 i에서의 비추력

I. 서 론

한국항공우주연구원에서 현재 운용중인 다목적 실용위성 1호(KOMPSAT-1)와 같은 저궤도위성의 경우, 일반적으로 안정화된 과학임무모드(science mode)인 경우에는 반작용휠(reaction wheel assembly)을 이용하여 위성의 자세제어를 수행하지만 과학임무모드상태가 아닌 안전모드(safe mode)에서는 위성의 추력기(thruster)를 사용하여 여러 단계의 자세제어 서브모드를 거치면서 과학임무모드로의 복귀를 수행하게 되며 이 때 추진제를 소모하게 된다. 따라서 위성의 남아있는 추진제의 양을 예측하는 일은 대단히 중요한 일인데 이는 남아있는 추진제의 양이 위성의 임무운용기간을 결정하는 데 중요한 요인이 되기 때문이다.

일반적으로 사용되는 위성의 추진제 계측방법(propellant gauging method)으로는 PVT 방법(PVT method)과 회계식 방법(book-keeping method)을 들 수 있는데 PVT 방법은 이상 기체의 상태방정식으로부터 유도되며 회계식 방법은 비추력-추력(specific impulse-thrust) 관계식을 이용한다. PVT 방법은 위성으로부터의 원격측정 데이터를 통해 간단하고 보다 신속하게 추진제의 양을 알 수 있다는 장점이 있고, 그에 반해 회계식 방법은 위성의 임무기간동안 추력기의 운용에 대한 상세한 관찰과 기록이 요구된다는 특징을 가지고 있다[1,2].

회계식 방법은 임무기간에 걸쳐 소모되는 추진제의 유량을 적산하게 되므로 추진제 잔량 예측과 관련된 오차 역시 임무기간동안에 누적되게 된다. 따라서 회계식 방법은 잔여 임무연한 예측의 정확도를 점차적으로 감소시킨다. 예컨대 10~15년의 임무연한을 갖는 위성에서 있어 임무기간의 말기에 잔여 임무수명의 불확도는 1~2년을 초과 할 수 있다. 그에 반해 PVT 방법은 초기 질량에 비해 상대적으로 적은 추진제의 소모가 전체 임무기간에 걸쳐 이루어지므로 탱크의 압력

변화율 역시 작게 되어 측정되는 압력의 정확도에 의해 추진제 계측의 정확도도 변하게 된다. 또 이 방법은 필연적으로 추진제 초기 충전량의 정확도에 의존하고 가압기체의 추진제로의 용해, 연료온도 조건 등도 추진제 계측에 영향을 미치게 되는 단점을 가지고 있다[3]. 그러나 다목적실용위성 1호와 같이 격막(diaphragm)에 의해 추진제가 가압제와 분리되어 있는 경우 가압 기체의 추진제로의 용해는 무시할 만하며, 발사장에서 추진제 충전시에 충전 전후의 정밀한 위성체 질량 측정으로 초기 충전량의 정확도는 극대화된다. 궤도에서 연료의 온도는 추진제 탱크에 부착된 여러 개의 온도센서에 의해 계측되며 발사초기를 제외할 경우 온도가 거의 변하지 않는 열평형 상태에 도달하게 되므로 온도에 의해 유발되는 불확실성도 어느정도 제거된다 할 수 있다.

따라서 본 논문에서는 이 두 가지 방법을 바탕으로 다목적실용위성 1호(KOMPSAT-1)의 실제 궤도운용 데이터에 근거해 서로 비교하고 그 차이점 및 특징들에 대해 고찰하고자 하며 이를 바탕으로 앞서 기술한 바와 같이 여러 단계의 자세 제어모드에 따른 추진제의 소모율에 대해서도 알아보고자 한다.

II. 본 론

2.1 PVT 방법 및 회계식 방법

2.1.1 PVT Method

PVT 방법은 추진제 탱크에서의 압력과 온도와 같은 변수들의 값에 의존하여 추진제의 양을 측정하는 방법으로서 위성발사시의 초기조건과 이상기체의 상태방정식으로부터 다음과 같이 유도될 수 있다[1,2].

$$V_g = \frac{M_g RT}{P} \quad (1)$$

$$V_{prop} = V_{total} - V_g \quad (2)$$

$$M_{prop} = V_{prop} \times \rho_{prop} \quad (3)$$

다목적실용위성 1호(KOMPSAT-1)는 1999년 12월 21일 발사이후 2002년 2월 현재까지 네 번의 궤도기동(orbit maneuver)을 통해 Delta-V 연소를 수행하였으며 이를 통해 추진제를 소모하였다. 여기서 Delta-V 연소는 위성의 궤도천이, 궤도경사각 조정, 고도 수정, 그리고 위치유지(지구정지궤도위성에 한정) 등을 목적으로 위성추진시스템의 모든 엔진을 작동시켜 위성을 지향위치까지 직선 이동 시키기 위한 위성의 궤도제어 모드로서 3축 자세제어 모드와 구별된다. 다음의 Fig. 1은 PVT 방법에 근거해 네 번의 Delta-V 연소를 통한 추진제 소모량을 도시하고 있으며 또한 Table 1은 Delta-V 연소를 수행한 시점과 연소시간, 그리고 추진제 소모량을 나타낸 것이다. Fig. 1에서 보는 바와 같이 1st Delta-V 연소가 수행된 후 한달 정도 후에 세 번의 Delta-V 연소가 연속해서 이루어졌기 때문에 1st Delta-V 연소를 제외하고는 나머지 경우의 추진제 소모량이 큰 변화 폭 없이 서서히 이루어졌음을 보여주고 있다.

Fig. 1. Delta-V 연소에 의한 KOMPSAT-1의 잔여추진제량

Table 1. KOMPSAT-1의 Delta-V start time and duration

Delta-V Number	1st	2nd	3rd	4th
Burn start time	2000/1/1 23:37:22	02/02 00:03:13	02/08 23:58:20	02/16 00:53:00
Burn duration (sec)	180	240	360	263
Fuel depletion (kg)	0.65	0.39	0.73	0.74

2.1.2 Book-keeping Method

회계식 방법(book-keeping method)은 위성의 임무운용기간동안 추력기의 운용에 대한 상세한 관찰과 기록이 요구되는 방법으로서 비추력-추력 관계식으로부터 다음과 같이 유도할 수 있다 [1,2].

$$M_p = \sum_{i=1}^n \frac{F_i t_i}{g I_{sp,i}} \quad (4)$$

여기서, 중력가속도는 다음의 식에 의해 구할 수 있다.

$$F = mg = \frac{Gm M_e}{r^2} \quad (5)$$

$$g = \frac{G M_e}{r^2} \quad (6)$$

각각의 G , M_e , r 의 값을 대입하면

$$G = 6.67 \times 10^{-11} \text{ N} \cdot \text{m}^2 / \text{kg}^2$$

$$M_e = 5.9742 \times 10^{24} \text{ kg}$$

$$r = (6378.14 + 685) \text{ km} = 7063.14 \times 10^3 \text{ m}$$

Fig. 2. MRE-1의 엔진입구 압력에 따른 추력 성능[4]

Fig. 3. MRE-1의 엔진입구 압력에 따른 비추력 특성[4]

이므로, 고도 685km에서의 중력가속도 g 의 값은 약 $7.987483m/s^2$ 이 된다.

여기에 추력 F 와 비추력 I_{sp} 는 다목적실용위성 1호에 사용된 4.4 N MRE-1 추력기의 성능특성곡선을 이용하였으며 Fig. 2와 Fig. 3은 엔진입구압력(인젝터로의 추진제 공급압력)에 따른 추력과 비추력에 대한 특성을 각각 보여주고 있다 [4]. 또한 펄스 i 에서 작동하는 추력기의 작동 펄스의 시간은 Delta-V 연소시간동안에 받은 위성의 원격측정데이터(telemetry)를 통해 추출된 추력기의 누적된 카운트 수(accumulated counts)에서 펄스 폭(pulse width)을 곱해 전체 펄스 모드에서의 작동 시간을 계산하였으며 각각의 파라미터에 대한 값을 식 (4)에 대입하면 회계식 방법에 의한 추진제 소모량을 산출할 수 있다.

2.1.3 추진제 소모량 산출 및 비교

다목적실용위성 1호(KOMPSAT-1)의 발사 후 현재까지의 2년이 넘는 운용기간을 모두 비교한다는 것은 자료처리에 방대한 시간이 소모되므로 4번의 Delta-V 연소 중 연소시간이 길었던 세 번째와 네 번째의 연소를 기준으로 비교해 보았다 [5].

PVT 방법은 앞서 기술한 바와 같이 위성에서 받은 압력(P)과 온도(T)에 대한 정보를 바탕으로 추진제 소모량을 계산하였으며 회계식 방법은 식 (4)에 각각의 파라미터를 대입하여 산정하였다. 이때 회계식 방법의 경우에는 발사 후에서부터 계속적인 추력기의 운용에 대한 기록이 요구되어 지므로 여기서는 비교의 편이를 위해 처음 시작하는 시간의 추진제 질량을 같다고 가정하였다.

Fig. 4와 Fig. 5는 두 방법에 따른 추진제 소모량의 변이를 나타내고 있는 데 그림에서 보여주는 것처럼 같은 지점에서 시작했음에도 불구하고 시간이 경과함에 따라 차이가 발생됨을 알 수 있고 PVT 방법의 경우에는 다소 추진제의 질량이 과다 측정되는 듯이 보여지지만 이는 추력기의 작동시 추력기 밸브의 개폐로 인하여 유발되는 압력파의 영향으로 순간적인 높은 압력이 계측되는 것으로 볼 수 있다. 이때 압력은 추진제 제어 밸브의 개폐가 유발하는 비정상 압력파의 영향으로 고주파의 교란 현상을 보이며 짧은 시간 내에서는 마치 추진제 잔량이 순간적으로 증가하는 듯한 잘못된 관찰을 낳을 수도 있다. 그러나 보다 긴 시간동안의 압력변이를 관찰하면 압력파가 소멸되거나 순간적으로 추진제 제어밸브의 개폐가 없는 압력의 정상적 변이를 관찰할 수 있으며 순간 교란을 포함하지 않는 이 압력선도가 실

Fig. 4. 3rd Delta-V에서의 잔여 추진제량 비교

Fig. 5. 4th Delta-V에서의 잔여 추진제량 비교

Fig. 6. 위성 궤도경사각의 변화(3rd Delta-V)

Fig. 7. 위성 고도의 변화(4th Delta-V)

제의 탱크압력이라 할 수 있다. 두 방법에서 여러유발요인으로서는 PVT 방법에서는 추진제 탱크에서의 변수(압력, 온도)들을 측정하는데 있어서 오차의 요인들을 가질 수 있으며 그에 반해 회계식 방법은 실제 연소시의 추력과 비추력의 부정확성이 문제가 될 수 있다. 또한 한번 잘못된 값이 입력되면 계속해서 오차값이 누적될 수 있는 문제점을 내재하고 있다. 따라서 압력의 비정상 거동이 순간의 추진제량 계측의 부정확도는 유발할 수 있어도 회계식 방법이 갖는 전체 임무기간 동안의 누적 오차는 낡지 않는다고 할 수 있다.

또한 Fig. 6과 Fig. 7은 이 때의 Delta-V 연소를 통해 발생한 위성의 궤도데이터 값의 변화를 보이고 있다. Fig. 6은 360초간의 3rd Delta-V 연소를 통해 위성의 궤도경사각(inclination)의 값이 임무궤도로 조정되는 과정을 Delta-V 연소를 하지 않을 경우에 예측되는 경사각 변이(No Delta-V)와 비교하여 보이고 있다. Fig. 7은 263초간의 4th Delta-V 연소로 위성의 장반경(semi-major axis) 근처로부터 고도(altitude)를 감소시켜 보다 정확한 원궤도(circular orbit)로 바꾸는 과정을 Delta-V 연소를 수행하지 않았을 경우에 예측되는 고도변이와 비교하고 있다.

2.2 PVT 방법에 의한 자세제어 모드별 추진제 소모율

다목적실용위성 1호(KOMPSAT-1)와 같은 저궤도 위성의 자세제어계(Attitude & Orbit Control Subsystem; AOCS)의 운용모드로는, 우선 위성체가 발사체로부터 분리하게 되면 태양지향모드(Sun Pointing Submode; SUNP)를 통해 태양전지판이 태양을 지향하게 되며 다시 지구찾기모드(Earth Search Submode; EARTH)를 수행하게 된다. 일단 지구센서가 지구를 찾게 되면 자동으로 지향유지모드(Attitude Hold Submode; ATHD)를 수행하며 필요시 궤도수정모드(Delta-V Submode)를 거쳐 과학임무모드(Science Mode)로 운용되게 된다. 또한 위성이 안정화된 이후에 여러 가지 비정상적 작동상황에 의해서도 다시 안전모드(Safe Hold Submode; SAHD)로 진입할 수 있으며 과학임무모드로 바꾸기 위해서는 발사 후와 동일한 모드변환과정을 거치게 된다[6,7].

실제로 다목적실용위성 1호(KOMPSAT-1)는 발사 후 2년여 동안 여러 가지 요인들에 의해 몇 차례의 안전모드로의 진입과정을 겪었는데 특히 그 중에서 진행과정과 변화 폭, 기간 등이 비슷한 2개의 경우를 선정하여 여러 단계의 자세제어

Fig. 8. 위성탐제시간(OBT)에 따른 자세제어 모드의 위치

Fig. 9. 위성탐제시간(OBT)에 따른 압력과 온도의 변화

Fig. 10. 안전모드 진행과정이 비슷한 두 경우의 추진제 소모량의 변화

서브모드동안의 추진제 소모 및 변이 등을 알아 보았다. 또한 과학임무모드(Science Mode)인 경우에는 추력기가 아닌 반작용휠(reaction wheel

Table 2. 자세제어 모드에 따른 추진제 소모율 계산 과정

AOCS Submode	Duration (h)	Pressure (psia)	Temp. (°C)	ΔP (kg)	Consumption rate (kg/h)
안전모드(SAHD): 4	19.58	144.244	12.358	0.37	0.0189
태양지향모드(SUNP): 2	6.26	142.388	11.504	0.21	0.0335
지구찾기모드(ERTH): 3	0.025	141.803	11.748	0.26	10.4
지향유지모드(ATHD): 5	3.98	140.923	11.748	0.45	0.1131

assembly)을 이용하여 위성의 자세제어를 수행하기 때문에 안전모드(Safe Hold Submode)로 진입한 직전부터 과학임무모드로 복귀하기 전까지의 과정을 위주로 살펴보았다.

Fig. 8과 Fig. 9는 위성의 탑재 시간(On Board Time; OBT)에 따른 각각의 자세제어 서브모드의 위치와 추진제 탱크에서의 압력(P)과 온도(T)의 변화를 나타내주고 있다. 특히 Fig. 8에서는 서브모드의 위치를 0~7까지의 고유 식별번호로 나타내주고 있는데 과학임무모드(7)에서 안전모드(4)로의 진입 후에 다시 과학임무모드(7)로의 복귀 과정을 보여주고 있으며 지구찾기모드(3)의 경우에는 1분 30여 초 정도로 전체 안전모드 진입 시간과 비교할 때 미미한 정도이기에 그림에서는 모드 변화의 식별이 용이하지 않다[8,9]. Fig. 9에서는 추진제 탱크에서의 압력(P)이 안전모드로의 진입이후로 점차 감소하다가 위성탑재시간(OBT)이 약 30hour 정도일 때 급격히 감소하는 것을 볼 수 있는 데 이때가 지구찾기모드(ERTH)임을 나타내주고 있으며 반면에 추진제 탱크에서의 온도(T)의 변화는 거의 없음을 알 수 있다. 또한 Table 2는 자세제어 모드별 추진제 소모율을 알아보기 위해 수행한 계산과정으로 먼저 위성으로부터 받은 원격측정데이터(telemetry)로부터 자세제어 서브모드별로 시간과 압력, 온도와 같은 변수의 값을 추출한다. 그리고 앞서 기술한 바와 같이 PVT 방법을 이용해 각 서브모드에서의 추진제의 소모량을 계산하며 마지막으로 서브모드에서의 경과시간으로 나누어주면 각각의 자세제어 서브모드에서의 추진제 소모율(propellant consumption rate)을 구할 수 있다. 계산 결과에서 주목할 것은 Fig. 8과 Fig. 9에서 살펴본 바와 같이 지구찾기모드(ERTH)에서 경과시간에 비해 추력기의 사용이 급증되어 추진제 소모율이 다른 서브모드에 비해 무척 높음을 확인할 수 있다.

특히 Fig. 10은 안전모드에서의 진행과정과 변화 폭, 시간 등이 비슷한 두 개의 경우를 선정하여 자세제어 모드별로 추진제 질량의 변화 추이를 보여주고 있다. 그림에서 제시하는 바와 같이

Fig. 11. 자세제어모드에 따른 추진제소모량

Fig. 12. 자세제어모드에 따른 경과시간

최소전력상태인 안전모드(SAHD)와 태양지향모드(SUNP)에서 경과시간에 비해 추진제 소모량이 적기 때문에 소모율이 적어져 결과적으로 기울기가 작게 나오는 것을 알 수 있고 지구찾기모드(ERTH)와 같은 경우에는 짧은 시간동안 추력기의 사용이 급증되어 추진제 소모율이 크게 증가함을 보여준다[10]. 또한 Fig. 11과 Fig. 12는 전체의 경우에 대해 안전모드에 진입한 결과로서 서브모드별로 추진제의 소모량과 각 모드에서의 경과시간(duration)을 보여주고 있는 데 안전모드(SAHD)에서 추진제 소모량과 경과시간이 가장 큰 것을 보여주고 있지만 상대적으로 지구찾기모드(ERTH)에서 경과시간에 비해 소모량이 크기 때문에 추진제 소모율(propellant consumption rate)이 무척 높게 나타남을 알 수 있다.

III. 결 론

본 논문에서는 현재 운용중인 다목적실용위성 1호(KOMPSAT-1)의 실제 궤도 운용 데이터에 근거하여 이상기체의 상태방정식에 의한 PVT 방법과 비추력-추력 관계식으로부터 이끌어낸 회계식(book-keeping) 방법을 각각 적용하고 그 차이점

을 비교해 보았다. 두 방법 모두 오차(error)의 요인들을 가지고 있었는데 PVT 방법은 추진제 탱크에서의 압력과 온도와 같은 변수들을 측정하는 데 있어서 오차의 요인들을 가질 수 있으며, 그에 반해 회계식 방법은 탱크에서의 변수가 아닌 추력기를 사용한 기동(maneuver)에 초점을 두고 있기 때문에 위성의 운용고도에서의 추력과 비추력에 대한 정확한 값을 찾는 문제, 또한 발사 후에서부터 계속적으로 추력기 운용에 대한 관찰과 기록이 요구되어지며 이런 작업들이 무척 단조롭고 자료처리에 방대한 시간이 요구된다는 단점이 있다. 특히, 본문에서 제시한 것처럼 추진제 밸브의 개폐로 유발되는 압력의 비정상 거동이 순간적인 추진제량 측정의 부정확도는 유발할 수 있어도 회계식 방법이 갖는 전체 임무기간 동안의 누적오차는 낱지 않게 된다. 또한 특별한 event(예컨대, Delta-V 연소나 Safe Mode와 같은)가 없는 경우라면 현재의 압력과 온도에 대한 정보를 바탕으로 빠르게 계산 가능한 PVT 방법이 격막에 의한 능동배출식(blowdown) 연료탱크를 채택한 추진시스템의 추진제 측에는 더욱 효율적이라 할 수 있다. 따라서 다목적실용위성 1호(KOMPSAT-1)의 경우와 같이 위성의 임무운용 기간이 짧은 저궤도 위성이며 한 종류의 추진제를 사용하는 능동배출식 방식인 경우에는 PVT 방법이 추진제 탱크에서의 잔량을 파악하는 데 보다 정확한 방법이라 판단된다.

또한 이 PVT 방법에 의해 여러 단계의 자세 제어모드에서의 추진제 소모량 및 소모율을 탱크에서의 압력(P)과 온도(T)의 변화 등에 근거하여 예측할 수 있었다. 특히 최소전력모드인 안전모드(Safe Hold Submode) 및 태양지향모드(Sun Pointing Submode)에서 경과시간이 가장 길었고 추진제 소모율이 작았으며 상대적으로 지구찾기 모드(Earth Search Submode)와 지구지향유지모드(Attitude Hold Submode)에서는 추력기의 사용이 급증되어 다른 자세제어모드에 비해 추진제의 소모율이 증가됨을 확인하였다. 위성의 자세제어모드별로 산출된 추진제의 소모율은 실제 위성

의 임무운용말기까지의 추진제 소모율 예측에 유용한 결과를 제공하며 임무기간 중에 수행될 Delta-V 연소에 의한 궤도 유지 및 조정에 대한 계획자료로도 사용 될 수 있다. 또한 저궤도 위성으로 향후 개발 및 운용 예정인 다목적실용위성 시리즈에 대한 기초자료로도 활용 가능할 것이다.

참고문헌

- 1) Charles D. Brown, *Spacecraft Propulsion*, AIAA Education Series, 1996.
- 2) Ronald W. Humble, Gary N. Henry, Wiley J. Larson, *Space Propulsion Analysis and Design*, McGraw-Hill, 1995.
- 3) Chobotov, M. V. and Purohit, G. P., "Low-Gravity Propellant Gauging System for Accurate Predictions of Spacecraft End-of-Life," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 30, No. 1, 1993, pp.92-101.
- 4) 이성택, 장기원, 이상희, 최영종, 류정호, "인공위성 자세 및 궤도제어용 1파운드급 단일추진제 추력기 개발", 한국항공우주학회 추계학술발표, 1997, pp.186-189.
- 5) 김인태, 허환일, 김정수, 최해진, "인공위성 추진제 소모량 측정법에 관한 고찰", 한국항공우주학회 추계학술발표, 2001, pp.113-116.
- 6) 김해동, 최해진, 김은규, "다목적실용위성 1호의 임무계획 및 운영", 한국항공우주학회지, 제 29권 7호, 2001, pp.118-126.
- 7) 백명진, 이진호, 장성수, "다목적실용위성 위성체 시스템 초기운용", 한국항공우주학회지, 제29권 1호, 2001, pp.117-127.
- 8) KOMPSAT Telemetry Allocation Document, KOMPSAT Document, D24299.
- 9) KOMPSAT Flight Operation Handbook, KOMPSAT Document, D24586.
- 10) 김정수, 한조영, 진익민, "다목적실용위성 1호 추진시스템 궤도운용 결과 분석", 한국추진공학학회지, 제4권 4호, 2000, pp.107-113.