

# 다중탱크를 갖는 인공위성의 열펌핑을 이용한 잔여연료량 측정방법 연구

박응식\* · 한조영\*\* · 김정훈\*\*\*

## Analysis of Residual Propellant Gauging System Using Thermal Pumping of Satellite Employing Multi-tank System

Park Eung Sik\* · Han Jo Young\*\* · Kim Jung Hoon\*\*\*

### ABSTRACT

The residual propellant of satellite is the primary factor of satellite life. This propellant used in the satellite is stored as liquid in tanks. But it is very difficult to accurately measure propellant to be used for maintaining of satellite by an irregular influence of environment.

In this paper, a new method of gauging propellant residual of satellite employing multi-tank system by measuring mass flow of thermal pumping liquid propellant is presented. In cases of being connected between tanks, propellant in tanks move by temperature difference of tanks. If propellant mass flow is measured at line between tanks, residual propellant in tanks is able to be estimated.

### 초 록

위성의 잔여연료량은 인공위성의 수명을 결정하는 가장 중요한 요소 중에 하나이다. 하지만 이러한 잔여연료량은 부정확하고 불규칙한 여건으로 인하여 정확하게 측정이 불가능하다. 특히 미세중력 하에서 액체의 추진제가 탱크주위에 넓게 퍼지는 관계로 인하여 직접적인 측정은 불가능하다.

본 논문에서는 기존에 사용되어왔던 여러 방법을 간단히 소개하고, 두 개 이상의 다중탱크시스템을 갖는 위성에서 온도차이에 의해 추진제가 이동하는 열펌핑현상을 이용하여 잔여연료량을 측정할 수 있는 방법을 제시하고자 한다.

Key Words : Satellite, Thermal Pumping, Residual Propellant Gauging

### 1. 서 론

인공위성의 수명의 가장 큰 요인은 남아있는 연료량으로 대별된다. 그러나 인공위성의 추력기

성능, 태양풍압력, 자기요동 등과 같은 불규칙적인 환경여건으로 인해 인공위성의 자세유지에 사용되는 연료량을 정확하게 예측하는 것은 매우 어렵다. 또한 위성의 자세제어 동작 중에 사용되는 정확한 연료의 양은 추력기의 성능특성에 의존하며, 이는 작동시간과 환경에 따라 다소 변할 수 있다. 특히 인공위성에 사용되는 연료는

\* 한국항공우주연구원 통신해양기상위성사업단 연구원

\*\* 한국항공우주연구원 통신위성체계그룹 선임연구원

\*\*\* 한국항공우주연구원 통신위성체계그룹 연구원  
연락처, E-mail: espark@kari.re.kr

액체상태로 저장되는데 탱크안의 액체연료를 고이게 할 중력이 없으므로 다른 힘에 반응하여 분포하는 경향을 보이거나 미세중력 상태에서 연료가 탱크의 전체에 퍼져서 분포하기 때문에 직접적인 측정은 매우 어려운 현실이다. 따라서, 정확한 잔여연료량 추정기법을 사용하지 않으면 시간이 지나감에 따라 위성 내에 남아있는 정확한 연료의 양은 더욱 알기 어렵게 된다.<sup>[1][3]</sup>

이러한 잔여연료량의 정확한 추정은 매우 큰 경제적인 이득을 가져 올 수 있다. 위성체 시스템이 보다 값비싸고 복잡해짐에 따라 위성체의 효율적인 운용이 요구되며 훨씬 정확한 연료의 질량상태에 대한 정보를 필요로 하게 된다. 특히 이러한 정보는 위성체를 교체하고자 하는 계획 수립에 유용하게 사용된다. 위성 임무말기에 위성운용자는 위성의 최종 처리를 위해 폐기궤도로 전이시킬 수 있는 양의 연료가 남아있는 지 확인할 필요가 있다. 그러나 정확한 잔여연료의 질량상태에 대한 정보를 이용하지 못함으로 조기에 위성체를 교체하므로 막대한 손실을 초래할 수 있다. 즉 정확한 잔여 연료량의 예측은 대체할 다른 인공위성의 발사를 준비하거나 다른 인공위성이 궤도수정으로 원래의 궤도위치 놓일 수 있도록 하는 기본 데이터를 제공하게 된다. 한달 정도의 범위내에서 임무수명말기를 예측하는 것에 대한 요구조건은 설득력이 있다. 그러나 인공위성의 특성상 잔여 연료량의 측정은 간단하면서도 저단가, 고정확도 및 경량의 측정장치나 기술이 요구된다.<sup>[1]</sup>

현재 인공위성의 잔여연료량을 측정하기 위하여 여러가지 방법의 추진제 계측기술이 제안되어 왔다. 그 중에서 가장 광범위하게 사용되고 있는 방법으로 회계식방법(bookkeeping method)과 PVT 방법, 열질량법 등이 있다.<sup>[1][2]</sup>

본 논문에서는 다중 탱크시스템을 적용한 위성에 한하여 열평평을 사용하여 잔여연료량을 예측하는 새로운 방법에 대한 이론을 제시하였다. 온도차이로 인하여 탱크 내의 추진제가 탱크 간에 이동하는 열평평 현상이 발생한다. 이러한 이동하는 추진제의 질량을 측정하면 남아있는

연료량을 추정할 수 있음을 제시하였다.

## 2. 잔여연료량 추정방법

### 2.1 PVT 방법

PVT 방법은 임무기간중에 주어진 시점에서 가압제의 체적을 계산하고 이로부터 탱크내의 잔여 연료량을 계산하는 방법이다. 인공위성에 적재되어있는 액체연료의 양은 인공위성이 발사 전에 측정되고 궤도전이 이후에 남아있는 연료의 양은 연료탱크의 압력, 부피, 온도 (P,V,T)를 측정하여 추정한다. 연료탱크 내의 가스 체적을 추정하기 위해 식(1)과 같은 이상기체방정식이 사용된다.

$$PV = mRT \quad (1)$$

가압제에 의해 점유된 체적은 탱크의 "Ullage 체적"이라고 한다. 이 Ullage 체적은 식(1)의 이상상태 방정식에서 식(2),(3)과 같이 유도된다.

$$\frac{P_{u1} \times V_{u1}}{T_{u1}} = mR = \frac{P_{u2} \times V_{u2}}{T_{u2}} \quad (2)$$

$$V_{u2} = \frac{P_{u1} V_{u1}}{T_{u1}} \times \frac{T_{u2}}{P_{u2}} \quad (3)$$

= Current Ullage Volume

계산된 Ullage 체적으로부터 액체연료에 의해 점유된 탱크 체적을 계산할 수 있으며 여기에 액체연료의 밀도를 곱함으로써 식(4),(5)와 같이 잔여연료의 질량( $M_f$ )을 계산할 수 있다.<sup>[2],[4]</sup>

$$V_f = V_{tank} - V_{u2} \quad (4)$$

$$M_f = V_f \times \rho_f \quad (5)$$

### 2.2 회계식방법(Bookkeeping Method)

위성에서 사용되는 연료량의 정확한 추정을 위해 각 추력기 작동에 대한 자세한 정보를 필요로 한다. 작동 추력기의 추력, 비추력 및 배기 항력에 대한 값을 이용하여 사용되는 연료의 양을 계산한다. 정기적 또는 부정기적인 추력기 작동에 관한 완벽한 기록을 필요로 하고 이를 토

대로 연료의 소모량이 각 궤도수정에서 추정된다. 그리고 이 값은 이전에 계산되어진 연료의 양에서 감하여 잔여연료량을 계산한다. 회계식방법은 임무기간 중에 소모된 연료량의 값을 적분하므로 사용 연료량의 계산에 관계되는 오차는 시간이 지나감에 따라 증가한다.

특정한 기동 중에 사용된 연료는 추력과 비추력의 함수로서 연료소비에 대한 해석적 표현과 원격계측된 데이터의 조합에 의해 예측할 수 있다. 임무사이클과 점화시간은 임무계획 자료 혹은 텔레메트리 자료를 통하여 알 수 있는 데이터이다. 이러한 자료를 기초로 사용되는 연료량의 계산은 식(6)으로 표현할 수 있다. [2],[4]

$$m = \sum_{i=1}^n \frac{F_i T_i}{g I_{spi}} \quad (6)$$

- n = Number of Latest Burn
- m = Mass of Propellant Consumed
- F<sub>i</sub> = Thrust at Particular Pulse No.i, Found from Thrust Curve at Telemetered Tank Pressure
- T<sub>i</sub> = On-time Duration of Pulse No.i
- g = Acceleration due to Gravity
- I<sub>spi</sub> = Specific Impulse of Impulse No.i, Found from Isp Curve at Telemetered Tank Pressure

### 2.3. 열질량법(Thermal Mass Method)

액체연료와 저장탱크에 정해진 일정한 열을 가하여 증가되는 온도와 시간을 측정함으로써 액체연료의 질량을 측정하는 방법이다. 즉 처음 탱크가 비어있는 경우에 가열기(heater)로 탱크에 일정한 열을 지속적으로 가해줌으로서 주어진 온도상승에 필요한 시간을 체크한다. 이후 정해진 액체를 주입한 후에 같은 온도상승에 필요한 시간을 체크하고 이 두값을 기본적인 보정점(calibration point)으로 삼는다. 이후 연료가 소비되고 난 후 알고자하는 시점에서 잔여 연료의 양을 알고자 할 때 같은 온도상승에 걸리는 시간을 측정하여 잔여 연료량을 추정하는 방법이다. 즉 시스템의 온도상승이 빠를수록 연료저장 탱크안에 연료가 거의 없다는 것을 의미한다.

이러한 열질량법을 이용한 잔여연료량 추정기법을 수식으로 나타내면 식(7)과 같이 유도할 수 있다. [1],[4]

$$m_3 = \frac{m_2 (m_{3f} C_{p,3f} - m_1 C_{p,1})}{m_{2f} C_{p,2f} - m_1 C_{p,1}} \quad (7)$$

- Q = Applied heat rate minus heat loss rate to the environment [J/s]
- Δt = Change in time [s]
- m = Mass of the tank system [kg]
- C<sub>p</sub> = Specific Heat of the tank system [J/kg · K]
- ΔT = Change in temperature [°K]

## 2. 열펌핑 해석이론

위성체를 구성하는 추진제 탱크가 다수이고 또한 서로 연결되어 있을 경우에 각각의 탱크사이에서의 온도차이로 인하여 압력의 변화가 발생하게 된다. 이로 인하여 탱크 내의 추진제가 탱크간에 이동하는 열펌핑(Thermal Pumping) 현상이 발생한다. 이러한 열펌핑 현상을 이용하여 탱크간 온도차로 인한 압력변화에 의해 이동되는 추진제양을 예측하고 위성에서 이러한 값을 측정한다면 잔여연료량을 측정할 수 있다.

Fig. 1에서 보는 바와 같이 두개의 탱크를 갖는 위성추진시스템에서 한쪽 탱크에 임의로 온도차(ΔT)를 주었을 때 압력변화에 의하여 탱크 내부의 연료가 이동을 하게 된다.

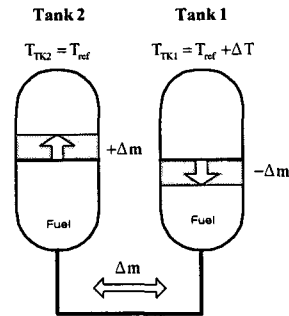


Fig. 1 열펌핑 해석 개략도

이러한 열펌핑현상을 수식화하면 두개 탱크중 하나의 탱크를 기준온도(T<sub>ref</sub>)로 삼고 온도변화를 일으키는 탱크에 대한 온도를 아래와 같이 정의한다.

$$T_{TK1} = T_{ref} + \Delta T \quad (8)$$

$$T_{TK2} = T_{ref} \quad (9)$$

탱크내의 ullage 부피( $V_{ull,TK}$ )는 전체 탱크부피에서 추진제의 부피를 감해주는 방식으로 다음 식(10)과 같이 계산된다.

$$\begin{aligned} V_{ull,TK(1\ or\ 2)} &= V_{TK(1\ or\ 2)} - V_{prov,TK(1\ or\ 2)} \\ &= V_{TK(1\ or\ 2)} - \frac{m_{prov,TK(1\ or\ 2)}}{\rho_{prov,TK(1\ or\ 2)}} \end{aligned} \quad (10)$$

그리고 가압제(GHe)는 이상기체로 가정하고 통상적인 위성탱크 운영압력인 300psi 내에서 압축성효과를 무시한다고 가정하면 이상기체상태 방정식을 사용하여 가압제의 질량을 식(11)을 통해 구할 수 있다.

$$m_{GHe,TK(1\ or\ 2)} = \frac{V_{ull,TK(1\ or\ 2)} \cdot P_{GHe}}{R_{GHe} \cdot T_{TK(1\ or\ 2)}} \quad (11)$$

또한 각 탱크안의 총 압력은 추진제 증기의 부분압과 가압제(GHe)의 부분압의 합과 같으므로 따라 탱크내의 총압력은 추진제 증기압( $P_{prov}$ )과 가압제 압력( $P_{GHe}$ )의 합으로 식(12)와 같이 구할 수 있다.

$$P_{TOT,TK(1\ or\ 2)} = P_{GHe,TK(1\ or\ 2)} + P_{prov,TK(1\ or\ 2)} \quad (12)$$

다중탱크를 갖는 위성의 탱크의 배출관들은 열린 상태(Open Tubing)로 서로 연결되어 있으므로 최종적인 각 탱크들의 총압력은 아래의 식(13)과 같고 식(14)를 유도할 수 있다..

$$P_{TOT,TK1} = P_{TOT,TK2} \quad (13)$$

$$\begin{aligned} &\frac{m_{GHe,TK1} \cdot R_{GHe}(T_{ref} + \Delta T)}{V_{TOT,TK1} - \frac{m_{prov,TK1}}{\rho_{prov,TK1}}} + P_{prov,TK1} \\ &= \frac{m_{GHe,TK2} \cdot R_{GHe} \cdot T_{ref}}{V_{TOT,TK2} - \frac{m_{prov,TK2}}{\rho_{prov,TK2}}} + P_{prov,TK2} \end{aligned} \quad (14)$$

여기서 각 탱크별 추진제 질량은 다음과 같은

관계식을 갖는다.

$$m_{prov,TK2} = m_{prov,TK1} - \Delta m \quad (15)$$

식(14)에 식(15)을 대입하면 다음과 같은 식(16)이 도출된다.

$$\begin{aligned} &\frac{m_{GHe,TK1} \cdot R_{GHe}(T_{ref} + \Delta T)}{V_{TOT,TK1} - \frac{m_{prov,TK1}}{\rho_{prov,TK1}}} + P_{prov,TK1} \\ &= \frac{m_{GHe,TK2} \cdot R_{GHe} \cdot T_{ref}}{V_{TOT,TK2} - \frac{m_{prov,TK1} - \Delta m}{\rho_{prov,TK2}}} + P_{prov,TK2} \end{aligned} \quad (16)$$

식(16)에서 보는 바와 같이 이동하는 질유량이 측정가능하다면 단지 한 개의 미지값( $m_{prov,TK1}$ )을 갖고 이 값을 반복계산을 통해 구해질 수 있으며 이를 통하여 전체 잔여연료량을 추정할 수 있다.

### 3. 열팽핑 해석 검증 및 잔여연료량 추정

#### 3.1 열팽핑 해석검증

무궁화위성 3호 CDR에 주어진 기본적인 입력 자료를 토대로 하여 무궁화위성 3호 산화제 탱크의 열팽핑 해석을 수행하였고 이를 CDR 결과 값과 비교, 검증하였다. Table 1에서는 이러한 자체적으로 계산한 결과값과 CDR의 값을 비교하여 열팽핑 해석 계산과정을 검증하였고 만족할 만한 결과를 도출하였다.<sup>[5]</sup>

Table 1. 열팽핑 해석 검증

TK 1 Temp. (℃)	TK 2 Temp. (℃)	KOREASAT-3 열팽핑 해석결과 ΔM (lbm)	
		자체계산 결과	Koreasat-3 CDR
19	19	0.000	0.000
20	19	3.720	3.720
21	19	7.483	7.483
22	19	11.292	11.291
23	19	15.147	15.146
24	19	19.051	19.050

### 3.2 열팽팽을 통한 잔여연료량 추정

탱크시스템은 두 개의 산화제 탱크를 갖는 가상의 위성시스템으로 국한하여 잔여연료량 추정 해석을 수행해 보았다. 위성의 추진시스템은 각 산화제 탱크의 부피는 9293.9 in<sup>3</sup>, 초기 산화제 적재량은 424.94 lbm, 초기 탱크압력은 300 psi, 초기 ullage 부피는 1168.84 in<sup>3</sup>, 가압제 질량은 0.1429 lbm 이다. 위성의 수명에 따라 4가지 상태의 잔여연료량을 갖는 경우로 Table 2와 같이 국한하여 이때 이동되는 산화제량을 계산하였다. 이때 온도의 함수로 다음과 같이 주어지는 산화제(N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>)에 대한 증기압과 밀도는 온도의 함수로 아래의 식을 통해 구할 수 있다.

$$P_{oxv} = 10^{(0.00952T - 3.797)} \quad (17)$$

$$\rho_{oxl} = \frac{129.85 - 0.07175T - 6.3276 \times 10^{-6}T^2}{12^3} \quad (18)$$

Table 2. 해석시점의 주요 입력값

	탱크내 잔여 산화제 질량	탱크내 Ullage 부피
State 1	424.94 lbm	1168.84 in <sup>3</sup>
State 2	232.37 lbm	4850.94 in <sup>3</sup>
State 3	96.52 lbm	7448.43 in <sup>3</sup>
State 4	14.37 lmb	9019.06 in <sup>3</sup>

이러한 가상의 위성 탱크시스템에 대하여 4가지 상태의 잔여연료상태에 대한 산화제의 이동 질유량을 계산한 결과는 아래 Fig. 2와 같다. 위성수명이 다해가는 시점(State 4)에서의 질유량은 작은 온도변화에도 민감하고 많은 양이 이동함을 알 수 있다. 이는 위성의 수명이 다할수록 보다 정밀하게 잔여연료량을 추정할 수 있음을 알 수 있다.

### 4. 결 론

본 논문에서는 온도차이에 따른 탱크간 추진

제가 이동하는 열팽팽 현상을 이용한 잔여연료량을 추정하는 방법을 제시하였다. 이러한 방법은 이동하는 추진제 유량을 측정할 수 있는 유량계를 위성에 장착해야 한다. 하지만 현재까지 발사, 운영중인 위성에서 유량계를 장착한 위성은 없는 현실이다. 차후 이러한 잔여연료량 추정 방법의 적용을 위하여 관련 방법의 오차해석을 통하여 기존의 잔여연료량 해석방법과의 비교를 통하여 적용가능성에 대한 보다 구체적인 연구가 필요할 것으로 보인다.

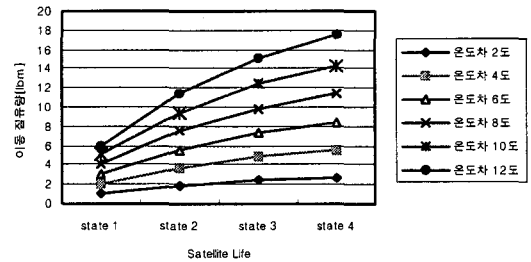


Fig. 2 온도차에 따른 탱크간 산화제 이동량

### 참 고 문 헌

1. "Koreasat 3 Critical Design Review Data Package", Vol. 7, Book 1 of 2 Propulsion, Lockheed Martin
2. "Koreasat 1 Preliminary Design Review Data Package", Propulsion System
3. Charles D. Brown, "Spacecraft Propulsion", AIAA Education Series
4. 박용식 외, "열질량법을 사용한 무궁화위성 3호의 잔여연료량 추정에 관한 연구", 한국추진공학회지 제5권 1호, 2001. 3.
5. 박용식 외, "정지궤도 통신위성 추진서브시스템의 열팽팽 해석", 한국항공우주학회 2001년 추계학술대회, 2001. 11.