

정지궤도위성 추진시스템 온도추이를 통한 위성폐기 가능시점 연구

박응식*, 한조영**

The Study of De-orbit Time Using Temperature Change of Geostationary Satellite Propellant System

Eung Sik Park*, Cho Young Han**

Abstract

The geostationary satellite propulsion system has thermistors which can measure liquid propellant temperature at tanks, pipes and etc. In the satellite propulsion system with several tanks, the propellant in the tanks is moved by temperature change and this temperature pattern is constant. In this paper, the temperature change pattern of KOREASAT 1 propulsion system is compared and the prediction study of pressurant inflow using temperature change of geostationary satellite propulsion system is described.

초 록

정지궤도 인공위성의 추진시스템은 각 탱크 및 배관, 주요 핵심부분 등에 온도를 측정할 수 있는 온도센서를 장착하고 있다. 또한 추진시스템 내에 다수의 탱크가 장착될 경우 온도변화에 따라 탱크내 추진제가 이동하는 열펌핑 현상이 발생하고 이때 온도변화는 일정한 경향을 갖는다. 본 논문에서는 무궁화위성 1호 추진시스템의 온도변화를 분석하고 이를 통하여 배관내에 가압제의 유입시기를 추정하고 위성폐기 시점을 추정하고자 한다.

키워드 : 추진시스템(propulsion system), 온도변화(temperature change), 가압제유입(propellant inflow), 열펌핑(thermal pumping), 위성폐기(satellite deorbit)

1. 서 론

정지궤도 인공위성은 약 -270°C (식기간)에서 120°C (태양노출시) 이상의 극심한 온도구배를 갖는 가혹한 우주환경에 노출되어 있으며 몇몇 위성의 경우 추진제 탱크 시스템이 부분적으로 이

러한 우주환경에 노출되어 있다.

이와 더불어 위성체를 구성하는 추진제탱크가 다수인 경우에 각각의 추진제탱크 사이의 온도차이로 인하여 압력의 변화가 발생하게 되며 이로 인하여 탱크 내의 추진제가 추진제탱크 간에 이동하는 열펌핑 현상이 발생한다. 특히 이러한 열

* 통신해양기상위성사업단/espark@kari.re.kr

** 통신해양기상위성사업단/cyhan@kari.re.kr

펌핑 현상은 추진제 양이 적은 임무말기에 배관 내로 가압제(pressurant)가 유입되는 문제를 발생시킬 수 있다. 이러한 가압제 유입현상으로 인한 문제점으로는 위성 자세제어를 위한 추력기 작동이 중지되거나 저추력이 발생하는 것이 대표적이다.

현재 모든 정지궤도 인공위성의 추진시스템에는 추진제탱크와 배관의 주요 지점에 추진제의 온도를 측정할 수 있는 온도센서를 장착하고 있다. 이러한 온도센서를 통해 정지궤도 인공위성의 경우 24시간 태양의 위치에 따라 일정한 경향으로 변화되는 온도를 측정할 수 있다.

본 논문에서는 정지궤도 인공위성인 무궁화위성 1호의 1998년, 2000년과 2004년의 일정시점에서 3회에 걸친 추진시스템의 실제 온도데이터를 분석하고 이를 통하여 위성 임무말기(EOL)에 발생 가능한 배관 내 가압제의 유입을 사전에 예측하는 방법을 제시하고자 한다. 이를 통하여 정밀한 자세제어 계획수립 및 보다 정확한 위성의 폐기 시점을 예측할 수 있을 것으로 보인다.

2. 추진시스템 구성

2.1 무궁화위성 추진시스템

무궁화위성 1호, 2호(GE3000)의 추진시스템은 추진제어시스템, 원지점 주입 모터시스템 및 관련 전자, 전기회로로 구성되어 있다. 추진제어시스템은 가압시스템, 추진제 이송시스템 및 추력기 시스템의 세가지 서브시스템으로 분류된다.

추진시스템은 자세 및 궤도제어를 위해 저추력 촉매 분해방식 추력기를 사용하는 단일 액체 추진시스템이다. 즉, 엔진 연소실내에서 추진제(hydrazine)와 화학적 촉매베드의 상호반응에 의해 원하는 추력과 토크를 발생할 수 있다. 추진시스템은 정상상태모드(steady-state mode)로 2.2MPa(325psia) 주입기 입구 압력에서 0.9N의 정격추력(nominal thrust)을 내는 12개의 추력기(REA)와 0.33N의 최대 추력을 내는 4개의 전열

추력기(EHT) 및 이들 추력기에 공급되는 추진제과 가압제를 저장하는 4개의 내경 0.5m를 갖는 추진제탱크(propellant tank), 압력변환기, 추진제 필터, 추진제 주입/배출 밸브 그리고 래치밸브 등으로 구성되어 있다.^[1]

그림 1은 무궁화위성 1, 2호의 추진시스템 개략도이다. 그림 1에서 보는 바와 같이 추진시스템은 기능적으로 크게 두개의 절반시스템(half-systems)으로 나누어지는 네 양 절반시스템은 각각 2개의 추진제 탱크, 1개의 추진제 필터, 6개의 추력기 및 2개의 전열추력기로 구성된다. 이러한 양 절반시스템의 두 탱크는 대각선으로 연결되어 있으며 북서와 남동쪽 추진제탱크가 하나의 절반시스템을 이루고 북동과 남서쪽 추진제탱크가 다른 절반시스템을 구성한다. 이러한 각 절반시스템의 두 추진제탱크를 연결하는 배관에는 추진제를 조정하는 장치를 부착하지 않아 추진제가 두 탱크사이를 온도차이에 따라 이리저리 움직일 수 있게 설계되어 있다.^[1]

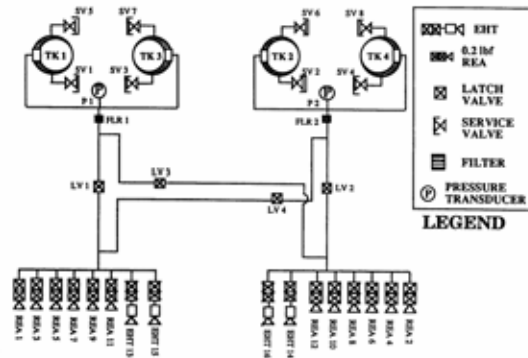


그림 1. 무궁화위성 추진시스템 체계도^[1]

2.2 추진시스템 온도측정체계

무궁화위성 1, 2호의 추진시스템 온도측정체계는 그림 2에서 보는 바와 같이 추진제탱크-1의 이음관(elbow)에 온도센서(TT38A)가 장착되어 있다. 그림에는 나타나지 않으나 추진제탱크-1에는 두 개의 온도센서(TT34A, TT34B)가 장착되어 있고 추진제탱크 3에도 두 개의 온도센서(TT37A,

TT37B)가 장착되어 있다. 그리고 필터 아래 래치 밸브3의 앞부분에 온도센서(TT39B)가 하나 장착되어 있다. 추진제탱크-2와 추진제탱크-4는 서로 연결되어 있고 추진제탱크-2의 이음관에도 온도센서(TT38B)가 장착되어 있고 추진제탱크-2와 4의 배관 중간 지점에 온도센서(TT39A)가 장착되어 있다. 추진제탱크-2에는 두 개의 온도센서(TT35A, TT35B)가 장착되어 있고 추진제탱크-4에도 두개의 온도센서(TT36A, TT36B)가 장착되어 있다. 그리고 절반시스템을 연결하는 배관에도 두개의 온도센서(TT41A, TT41B)가 장착되어 있다.^[1]

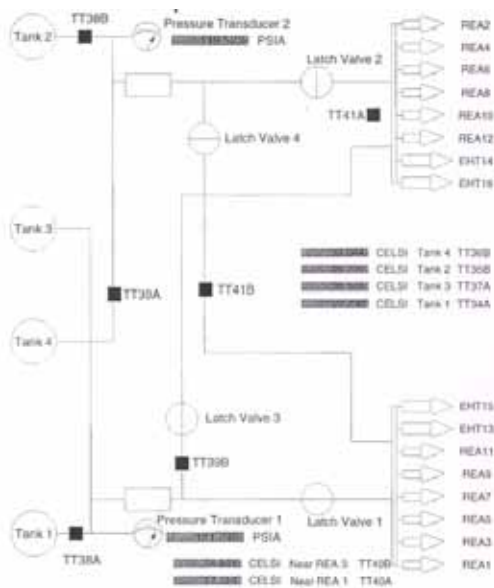


그림 2. 추진시스템 온도측정 체계도^[1]

3. 추진시스템 온도분석

3.1 무궁화위성 열펌핑현상

무궁화위성 1, 2호는 앞서 언급한바와 같이 총 4개의 연료탱크로 구성되어 있으며 2개의 탱크가 서로 연결된 절반시스템(half-system)으로 구성되어 있다. 절반시스템은 동쪽면과 서쪽면에 탱크

를 하나씩 배치하므로 추진제 탱크가 우주공간에 부분적으로 노출되어 하나의 탱크에 태양이 비칠 때 다른 탱크는 그늘에 들어가게 되므로 양 추진제 탱크간에는 온도차이를 나타낸다. 이러한 각각의 탱크사이에서의 온도차이로 인하여 압력의 변화가 발생하게 된다. 이로 인하여 탱크 내의 추진제가 탱크 간에 이동하는 열펌핑 현상이 발생한다.

특히 추진제 양이 적은 임무말기(EOL)에 이러한 열펌핑 현상으로 인해 배관 내 가압제 유입으로 인한 추진제 공급의 중단 및 공급량의 저하로 인해 추력기가 작동되지 않는 문제가 발생할 수 있다. 이러한 문제를 해결하기 위하여 일정시점에서부터 추진제 탱크를 가열함으로써 인위적인 열펌핑을 수행하게 된다.^[2]

3.2 가압제 유입예측 모델링

이음관의 온도(T_E)는 연결된 추진제탱크의 온도(T_i)와 추진제 유동(hydrazine flow)으로 결정될 수 있으며 이는 아래의 식 (1)과 같이 집중열용량 지배방정식(lumped parameter governing equation)으로 표현할 수 있다.^[3]

$$IaA + q_H + \frac{kA}{L}(T_i - T_E) + hA(T_h - T_E) - \epsilon FA\sigma(T_{SC}^4 - T_E^4) = 0 \quad (1)$$

위의 식 (1)에서 태양에너지(solar energy)에 의한 열원은 항상 같다고 가정($IaA = \text{constant}$)하고 배관히터(line heater)는 항상 일정한 온도를 유지하므로 이에 의한 열원은 항상 일정하다고 가정($q_H = \text{constant}$) 할 수 있다. 또한 추진제 탱크와 이음관사이에서 발생하는 conduction 영향은 $\frac{kA}{L}(T_i - T_h)$ 로 나타낼 수 있으며 추진제와 이음관사이의 convection의 영향은 $hA(T_h - T_E)$ 로 나타낼 수 있다. 기체인 가압제의 경우는 convection의 영향이 매우 낮으므로 영향이 없는 것으로 가정하였다. 위성체의 온도(T_{SC}) 및 배관의 온도가 낮기 때문에 이러한 온도효과에 의한

복사효과는 없다고 가정할 수 있으므로 $\epsilon FA\alpha(T_{sc}^4 - T_h^4)$ 는 제외된다.

이러한 집중열용량 지배방정식(lumped parameter governing equation)을 기초로 하여 이음관에 액체의 추진제가 있는 경우와 극단적으로 추진제는 없이 기체인 가압제만 있는 두 가지의 경우를 비교하여 추진제의 존재여부를 판단할 수 있을 것으로 여겨진다.

첫 번째의 경우로 이음관내에 액체추진제가 이동하는 상태를 수식으로 나타내 보면 다음과 같다.

$$\Delta T_{case1} = (T_E - T_i) = \psi + hA(T_h - T_E) \quad (2)$$

$$\text{여기서 } \psi = \frac{L}{kA}(I\alpha A + q_H)$$

두 번째 경우로 이음관내에 추진제가 채워져 있지 않고 가압제가 유입되는 상태를 수식으로 나타내면 다음과 같다. 여기서 기체인 가압제와 이음관사이에 convection에 의한 열이동이 없다고 가정한다.

$$\Delta T_{case2} = (T_E - T_i) = \psi \quad (3)$$

$$\text{여기서 } \psi = \frac{L}{kA}(I\alpha A + q_H)$$

같은 온도조건(배관히터는 작동중인상태이고 추진제탱크는 가열하지 않고 추력기가 작동하고 있는 시점)을 갖는 상태에서 위성의 BOL의 특정 시점과 같은 우주열환경을 갖는 매년 같은 시기와 조건에서의 이음관과 추진제탱크의 온도차 $\Delta T(T_E - T_i)$ 를 비교함으로써 이음관내 가압제의 유입여부를 판단할 수 있다.

3.3 추진시스템 온도경향분석

본 논문에서는 인위적인 열평형을 하지 않고 태양열에 의한 일상적인 온도변화(그림 3)를 나타내는 1998년 9월의 추진시스템 온도데이터와 인위적인 열평형을 수행한 2000년 9월의 온도데이터(그림 4)를 비교하였고 임무말기에 도달되어 있는 2004년 9월의 온도데이터(그림 5)를 제시하고 있다. 각 온도데이터는 모두 48시간동안의 온

도변화를 보여주고 있다.

3.3.1 추진시스템 온도분석(1998년)

1998년 9월의 추진제탱크와 배관의 온도경향은 아래 그림 3과 같다. 이 시점에서는 추진제탱크의 히터를 작동하지 않고 단지 태양열이 노출되거나 노출되지 않는 경우로 의한 온도 변화로 각 탱크는 일정한 온도변화를 갖게 된다.

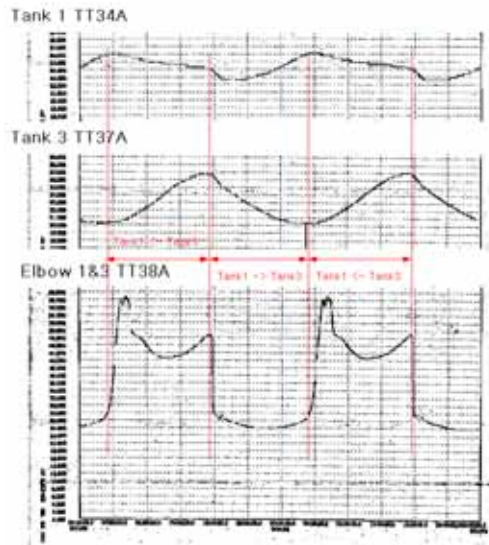


그림 3. 추진시스템 온도변화(1998년)

온도센서(TT38A)의 위치는 추진제탱크-1의 출구부분에 근접하여 위치하고 있으며 그림 3에서 보는 바와 같이 온도센서(TT38A)에서의 급격한 온도상승은 태양이 비칠때 추진제탱크-3의 온도상승으로 인해 배관내의 추진제의 유동이 추진제탱크-3에서 추진제탱크-1로 이동하면서 배관내에서 가열되었던 추진제의 유입으로 인한 것으로 추정된다. 이후 순간 급격히 상승했던 추진제의 온도는 이동하는 추진제의 열전달로 인해 대략 60°C에서 약 45~48°C까지 저하되지만 추진제탱크-1과 추진제탱크-3의 온도가 같은 시점에서 잠시 이음관의 온도가 안정화되고 이후 다시 추진제탱크-3과 추진제탱크-1의 온도상승차이가 날수

록 계속 추진제탱크-3에서 추진제탱크-1로의 추진제 유입은 계속되면서 온도상승도 이루어진다.

이후 추진제탱크-1의 온도가 상승하는 시점에서는 추진제가 추진제탱크-1에서 추진제탱크-3으로 이동하게 되며 이때 추진제탱크-1의 출구는 보다 차가운 추진제의 유입으로 인해 그림 3에서 보는 바와 같이 급격히 온도가 하강하게 된다.

관에서의 순간적인 온도상승이 그림 4에서 보는 바와 같이 둔화되어 추진제탱크 가열(tank heating)의 영향이 거의 없을 것으로 예측하였다.

시간에 따른 온도상승정도를 비교하기 위하여 추진제탱크-3의 가열에 의한 이음부의 순간적인 온도상승은 최대 10℃이상 발생함을 그림 4를 통해 알 수 있다.

3.3.2 추진시스템 온도분석(2000년)

추진제탱크-1과 추진제탱크-3의 히터를 가동하는 순간의 2000년의 탱크와 배관의 온도경향을 보면 아래와 같다. 히터를 가동하는 부분의 온도경향을 제외하고는 히터가 없을 때와 같은 유형의 온도경향을 나타낸다.

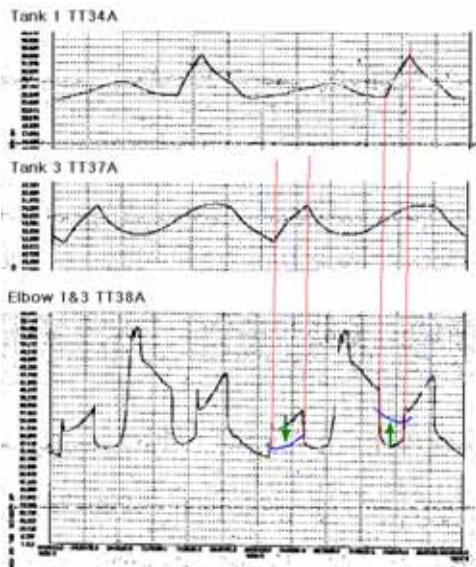


그림 4. 추진시스템 온도변화(2000년)

위의 그림 4에서 보는 바와 같이 각 탱크의 히터를 가동하여 추진제탱크 온도가 올라가는 순간 이음관의 온도도 순간적으로 상승 혹은 저하를 나타낸다. 이러한 경향은 배관 내 추진제의 이동성향을 나타낸다고 할 수 있다. 이때 탱크 내 추진제가 고갈이 되어 배관 내에 추진제가 아닌 열용량이 적은 헬륨이 차 있을 경우에는 이음

3.3.3 추진시스템 온도분석(2004년)

위성임무말기인 2004년에는 추진제탱크와 배관의 온도경향은 아래 그림 5와 같다. 태양열에 의한 자연적인 열팽창으로 배관내 가압제 유입에 대한 우려로 인하여 2000년보다 잦은 탱크가열을 수행하는 것을 볼 수 있다.

2000년과 온도상승정도를 비교하기 위하여 추진제탱크-3의 가열에 의한 이음부의 순간적인 온도상승은 최대 6℃이상 발생함을 그림 5를 통해 알 수 있으며 이러한 결과는 2000년보다 약 4℃가 줄어들었음을 알 수 있었다.

그림 5. 추진시스템 온도변화(2004년)

4. 위성 폐기 사용 가능성

위성을 폐기궤도로 진입시킬 때 방법은 두가지 경우로 나누어 볼 수 있다. 첫번째로 이음관내 가압제 유입시 하나의 절반시스템을 폐쇄하고 다른 나머지의 절반시스템 내에 남아있는 추진제를 사용하여 다소 여유있게 폐기궤도진입을 하는 방법이 있고, 두 번째는 두개의 절반시스템의 탱크 내 추진제를 모두 사용한 후 배관내에 남아있는 추진제를 이용하여 위성을 폐기하는 방법이 있다.

본 논문에서는 최악의 경우를 가정하여 모든 절반시스템의 이음관에 가압제가 유입 될 경우 배관내의 추진제로 위성을 폐기할 수 있는 가능성을 알아보았다.

폐기궤도기동 시뮬레이션을 사용하여 그림 6 과 같이 모두 3번의 기동으로 폐기궤도에 진입하는 것으로 가정하였을 때 요구되는 총 Delta V 는 Table 1과 같이 구해지며 이때 요구되는 Delta V는 약 5.4 m/s이다.^[4]

위성질량(m_0)은 추진제가 없는 위성체질량(Dry Mass)로 하여 위성폐기시 요구되는 추진제 질량을 아래 (식 4)을 통하여 계산하면 최소 1.55 kg 이 필요함을 알 수 있다.

$$m_p = m_0 \times [1 - e^{-\frac{\Delta V}{I_{sp} g_0}}] \quad (4)$$

탱크로부터 추력기까지의 단일 최대길이(추진제 탱크-3부터 REA-12까지)는 275.3in이며 배관의 직경을 고려하여 계산되는 추진제의 양은 0.9kg 이다. 추진시스템이 두 개의 절반시스템이므로 사용할 수 있는 추진제의 총양은 1.8kg으로 추정할 수 있다. 그 외 다른 배관 내에 남아있는 추진제를 고려하지 않은 상태이다.

표 1. 3-Burn에 의한 폐기궤도 소요 Delta-V^[4]

	시뮬레이션 시점 (Y/M/D/H/M/S)	Delta-V (km/sec)
1st Burn	2000/12/08/06/01/18	0.0014826
2nd Burn	2000/12/08/17/59/20	0.0029653
3rd Brun	2000/12/09/05/57/22	0.0010210
	Total	0.0054689

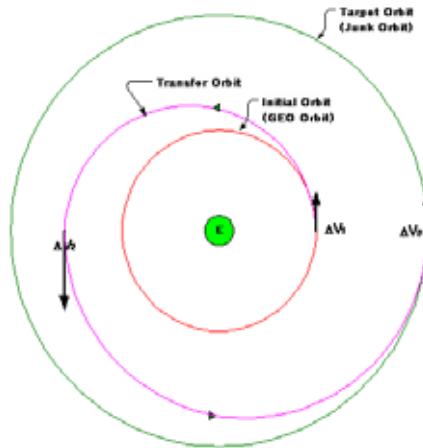


그림 6. 3-Burn에 의한 위성폐기궤도 기동^[4]

5. 결 론

2000년에는 열펌핑에 의한 이음관에서의 급격한 온도변화가 최대 10℃ 이상 발생되는 것을 볼 수 있었으나 2004년에는 같은 지점에서 최대 6℃로 열반응 정도가 둔화됨을 알 수 있었다.

추진제가 고갈되고 가압제만이 유입되는 극단적인 현상을 고려하여 열펌핑시 온도반응 둔화를 예상했었지만 실제 2004년의 위성말기에는 추진제가 유입될 때 추진제 내에 기포의 형태로 가압제가 함께 유입됨으로서 점진적인 온도반응 둔화 현상이 일어날 것으로 예상된다. 추후 이러한 온도반응 둔화현상에 대한 이론모델 정립과 해석이 동반되어야 할 것이다.

온도경향이 급격히 둔화되는 시점에서는 다른 잔여연료량예측기법을 동시에 활용함으로써 하나의 절반시스템(half-system)의 한 탱크의 추진제가 고갈되는 시점으로 유추가능하며 이 절반시스템을 폐쇄하고 다른 절반시스템을 이용하여 위성폐기를 준비할 수 있다. 가압제 유입에 대한 보다 정밀한 분석이 가능하다면 두 개의 절반시스템을 모두 사용하고 배관 내에 남아있는 추진제를 이용하여 위성폐기를 할 수 있음을 알 수 있다.

참 고 문 헌

1. ----. "KOREASAT Critical Design Review : Propulsion Subsystem", Martin Marietta Astro Space, March, 1993.
2. 박용식, 박봉규, 최재동, 김정수, "정지궤도 통신위성 추진시스템의 열평형 해석", 2001년 한국항공우주학회 추계학술대회.
3. Frank P. I., *Fundamentals of Heat and Mass Transfer*, John Wiley & Sons, NY(1996).
4. "무궁화위성 3호 운용지원 및 관제기술연구", 한국항공우주연구원 보고서, 2000.12.