

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(12), 1116-1123(2015)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.12.1116

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

잔여추진제 추정을 위한 열질량법의 통계적 불확실성 분석

박응식*, 박봉규*, 허환일**

Statistical Uncertainty Analysis of Thermal Mass Method
for Residual Propellant Estimation

Eungsik Park*, BongKyu Park* and Hwanil Huh**

Korea Aerospace Research Institute*,

Dept. of Aerospace Engineering, Chungnam National University**

ABSTRACT

The lifetime of a geostationary satellite depends on the residual propellant amount and therefore the precise residual propellant gauging is very important for the mitigation of economic loss arised from premature removal of satellite from its orbit, satellites replacement planning, slot management and so on. In this paper, the thermal mass method and its uncertainty are described. The residual propellant analysis of a geostationary satellite is simulated based on the KOREASAT data and the uncertainty of thermal mass method is calculated by using the Monte Carlo method. The results of this study show the importance parameter of estimation residual propellant using the thermal mass method.

초 록

정지궤도위성의 수명은 추진제 잔여량에 좌우되고 정확한 잔여추진제량 측정은 조기 수명종료로 야기되는 경제적 손실을 완화시킬 뿐만 아니라 후속위성의 대체나 위성망 운용계획 등에 매우 중요하다. 본 논문에서는 열질량법과 그 불확실성 추정방법에 대한 기본이론에 대해 소개한다. 열질량법 잔여추진제 분석은 무궁화위성 데이터를 기초로 분석하였고 이러한 열질량법 불확실성 분석은 몬테카를로 방법을 사용하여 수행하였다. 이러한 연구 결과를 통해 열질량법을 사용한 잔여추진제 추정의 중요 파라미터를 알 수 있다.

Key Words : Thermal Mass Method(열질량법), Geostationary Satellite(정지궤도위성), Residual Propellant(잔여 추진제), Monte-Carlo Method(몬테카를로 방법)

1. 서 론

정지궤도위성은 지구의 자전속도와 동일한 속도로 회전함에 따라 지구의 특정지점을 24시간 관측 혹은 통신이 가능한 위성이다. 이러한 장점 때

문에 통신방송위성 등과 같은 상업위성인 기상관측위성에서 매우 활발하게 활용되고 있다.

정지궤도위성의 경우 임무종료시점에서 추가적인 연료의 가치는 매달 수백만 달러의 가치에 이르는 것으로 추정된다. 그러나 추진제 잔여량

† Received : August 10, 2015 Revised : October 12, 2015 Accepted : October 26, 2015

** Corresponding author, E-mail : hwanil@cnu.ac.kr

의 불확실성으로 인해 6개월에서 1년 이상 일찍 위성이 교체될 수 있으며 이로 인해 잠재적인 경제적 손실을 초래할 수 있다. 또한 정확한 잔여추진제량의 정보는 위성 운용자가 후속 위성의 위성망 운용계획 수립에 유용하게 사용될 수 있다. 또한 정지궤도 자체가 한정된 자원으로 위성 사업자 혹은 운영자는 정지궤도위성을 폐기궤도로 이동시킬 의무를 갖고 있으며 임무수명말기에 위성의 정확한 폐기시점을 판단해야 한다. 이러한 폐기시점을 판단하기 위해 사용되고 있는 잔여추진제 추정기법은 PVT 방법과 회계식 방법, 열질량법 등이 있다[1~3].

이러한 잔여추진제 추정기법 중 열질량법은 Lockheed Martin사에 의해 개발되었다. 일반적으로 시간에 따라 불확실성이 급격히 높아지는 압력계를 사용하는 PVT 방법보다는 회계식방법이 더 정확한 것으로 알려져 있다. 그러나 일반적으로 회계식방법은 높은 정확성을 얻기 위해서 임무기간 중에 위성운용의 상세한 관찰과 운용기록이 요구되며, 각 추력기의 정밀한 추력시험 및 모델링이 필요하다. 또한, 회계식 방법은 임무초기에 상당히 정밀한 추진제추진결과를 보이는 반면에 시간이 지나감에 따라 누적오차에 따라 정확도는 점차 감소하는 단점을 가지고 있다. 그에 반하여 열질량법은 위성의 임무기록에 상관없이 어떠한 시점에서든 잔여추진제량을 바로 추정 할 수 있는 장점을 가지고 있다[4].

본 논문에서는 열질량법을 사용한 잔여추진제량 예측방법의 기본적인 이론을 소개하고 몬테카를로 방법을 사용하여 불확실성 분석을 수행하기 위한 통계적 분석모델과 이를 통한 해석결과를 서술하였다. 이를 통하여 열질량법을 사용한 잔여추진제 예측 시 중요한 파라미터를 확인하였다. 아울러 해석적 방법과 본 논문에서 제시한 통계적방법을 사용한 결과와 비교 검토하였으며 이러한 결과를 상호보완하여 보다 정확한 잔여추진제 추정이 가능할 것으로 판단된다.

II. 본 론

2.1 열질량법 해석모델

2.1.1 해석 대상 위성 추진시스템

본 논문의 해석모델이 되는 무궁화위성 3호는 Lockheed Martin사의 A2100모델이고 추진시스템은 Fig. 1과 같이 이중모드추진시스템으로 단일추진제 추진시스템의 장점과 이원추진제 추진시스템의 장점을 모두 이용하는 추진시스템이

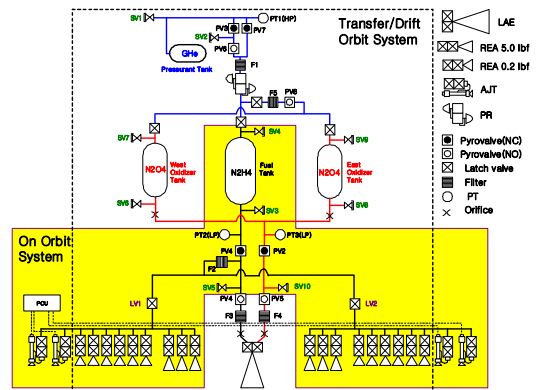


Fig. 1. Propulsion System of KOREASAT5 [5]

다. 궤도전이 과정에서는 비추력이 높은 압력 조절방식의 이원추진제 액체원자점엔진(LAE)을 사용하고 임무궤도에서는 정밀자세제어가 가능한 밀어내기 방식의 단일추진시스템을 사용한다. 특히 A2100모델은 북/남 위치유지를 위해 높은 비추력의 전기추력기를 사용하여 추진제 소모 효율을 향상시킨다.

2.1.2 열질량법 해석을 위한 기본 이론

열질량법은 추진제탱크와 탱크내의 추진제에 열을 가함으로써 결과적으로 증가되는 온도와 시간을 측정함으로써 잔여추진제를 추정하는 방법이다. 다시 말하자면 처음 탱크가 비어있는 상태에서 가열기(Heater)를 사용하여 탱크에 열을 지속적으로 가해줌으로써 주어진 온도상승에 필요한 시간을 측정하여 이를 기본적인 1차 보정점으로 삼는다. 이후 정확히 잔여추진제량을 추정가능한 시점에서 같은 온도상승에 필요한 시간을 체크하고 이 두 값을 두번째 보정점으로 삼는다. 이러한 보정과정을 거친 후 실제 위성 운용중 추진제가 소비되고 난 후 임의의 임무시점에 대해서는 동일한 온도상승에 걸리는 시간을 측정함으로써 잔여 추진제량을 추정하는 방법이다. 즉 시스템의 온도상승 시간이 짧을 수록 추진제 탱크 안의 추진제가 적은 것을 의미한다[4].

해석하고자 하는 추진제 탱크 벽은 열적으로 외부로부터 단열되었다고 가정한다. 아울러 초기에 추진제 탱크 시스템은 완전히 열적으로 평형상태로 가정한다. 즉, 추진제를 포함한 추진시스템의 모든 구성품의 온도는 시스템 내 모든 지점에서 같다고 가정한다.

정해진 양의 에너지(Q)가 시스템에 공급(가열기를 사용하여 가열)되고 그 결과로 시스템의 온도는 상승하게 된다. 이때 시스템에 공급된

에너지는 공급된 전류(I)와 저항(R)의 값으로 아래 식(1)과 같이 나타낼 수 있다.

$$Q = I^2 R \quad (1)$$

이후 추진제 탱크 시스템은 내부적인 열전달 과정이 진행되고 내부적인 열전달 과정이 끝나고 추진제 탱크 시스템은 더 높은 온도인 새로운 평형상태 온도에 도달하게 된다.

이러한 열질량법은 아래 식(2)로부터 유도할 수 있으며 여러 단위부품으로 구성된 추진제 탱크 시스템에 대한 각각의 비열과 질량의 관계식은 식(3)과 같다. 시스템의 각 구성요소에 따라서 다른 열질량(mC_p)을 갖고 총 열질량은 구성요소 열질량의 합과 같다. 추진제 탱크의 질량은 시간에 따라 변하지 않고 가압제의 무게는 무시할 수 있을 만큼 작기 때문에 추진제 탱크 시스템의 비열은 액체추진제의 질량에 의하여 주로 결정된다. 여기서 하첨자 Tk는 추진제 탱크, Prop는 액체추진제, Pr는 가압제를 나타내며 t는 총추진시스템을 나타낸다.

$$Q \Delta t = m C_p \Delta T \quad (2)$$

$$m C_{P_t} = m_{Tk} C_{P_{Tk}} + m_{Pr} C_{P_{Pr}} + m_{Prop} C_{P_{Prop}} \quad (3)$$

첫번째로 1차 보정으로 추진제 탱크가 비어 있는 경우는 아래 식(4)과 같이 나타낼 수 있다. 여기서 첨자 1은 추진제 탱크가 비어있는 경우이고 지상에서 인공위성의 궤도상 환경을 모사하는 열진공챔버 내에서 보정을 위한 시험이 수행된다.

$$\frac{Q_1 \Delta t_1}{\Delta T} = m_{Tk} C_{P_{Tk}} \quad (4)$$

두번째로 2차 보정(2nd Calibration)은 궤도상에서 궤도전이를 위한 액체원지점엔진(LAE)의 작동 이후 실행된다. 물론 정확히 측정하는 것은 불가능하지만 회계식방법에서 사용되는 액체 원지점엔진의 사용추정치와 가지고 비교적 정확한 측정이 가능하다[4]. 1차 보정시 유도된 식(4)와 유사하게 2차 보정 관계식은 식(5)와 같이 나타낼 수 있다. 여기서 첨자 2는 2차 보정에서의 측정된 값을 나타낸다.

$$\frac{Q_2 \Delta t_2}{\Delta T_2} = m_{Tk} C_{P_{Tk}} + m_{Prop2} C_{P_{Prop}} = m_{2t} C_{P_{2t}} \quad (5)$$

이러한 두 개의 보정값은 추진제 탱크내의 추진제의 양을 측정하는데 사용되는 선형적인 관

계를 도출한다. 알고자 하는 추진제의 양은 이후에 추진시스템에 일정량의 열에너지를 가하고 이로 인해 상승되는 온도와 시간을 측정함으로써 추정할 수 있다.

같은 형태로 추정하고자 하는 시점, 즉 탱크 내에 추진제의 양을 알고자 하는 세 번째 측정에서의 관계식도 아래 식(6)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\frac{Q_3 \Delta t_3}{\Delta T_3} = m_{Tk} C_{P_{Tk}} + m_{Prop3} C_{P_{Prop}} = m_{3t} C_{P_{3t}} \quad (6)$$

식(4)를 식(5)와 식(6)에 대입하여 추진제 탱크의 무게(m_{Tk})와 추진제 무게(m_{Prop2} , m_{Prop3})로 정리하면 아래의 식(7), 식(8)이 되고 $C_{P_{Prop}}$ 에 대해 정리하면 아래 식(9)과 같다

$$\frac{Q_2 \Delta t_2}{\Delta T_2} - \frac{Q_1 \Delta t_1}{\Delta T_1} = m_{Prop2} C_{P_{Prop}} \quad (7)$$

$$\frac{Q_3 \Delta t_3}{\Delta T_3} - \frac{Q_1 \Delta t_1}{\Delta T_1} = m_{Prop3} C_{P_{Prop}} \quad (8)$$

$$C_{P_{Prop}} = \frac{\frac{Q_2 \Delta t_2}{\Delta T_2} - \frac{Q_1 \Delta t_1}{\Delta T_1}}{m_{Prop2}} \quad (9)$$

위의 식(9)를 식(8)에 대입하여 정리하면 최종적으로 구하고자 하는 잔여추진제량(m_{RE})을 구할 수 있다[4].

$$m_{RE} = m_{Prop3} = m_{Prop2} \left(\frac{\frac{Q_3 \Delta t_3}{\Delta T_3} - \frac{Q_1 \Delta t_1}{\Delta T_1}}{\frac{Q_2 \Delta t_2}{\Delta T_2} - \frac{Q_1 \Delta t_1}{\Delta T_1}} \right) \quad (10)$$

2.2 통계적 해석모델

2.2.1. 몬테카를로 방법

몬테카를로(Monte-Carlo) 방법은 통계적인 분석 방법으로 기본적인 개념은 대상이 되는 시스템 모델과 입력성분에 대한 통계적 특성을 정의하고, 난수생성기를 이용하여 n세트의 각 입력값을 생성하여 모델에 입력고 얻어진 n세트의 비선형시스템 출력 값으로부터 통계적인 특성을 얻는 방식이다. 일반적인 몬테카를로 방법의 시행을 위한 절차로는 첫째로 확률변수의 확률분포를 통계적으로 획득하거나 가정하고, 그 다음으로는 누적확률분포를 설정한다. 이후 확률변수의 값이나 값의 범위를 나타내기 위해서 적절한 난수를 할당한다. 이러한 무작위 표본추출을 이용하여

시뮬레이션을 수행하고 통제한다. 본 논문에서는 십만개(n=100,000)의 임의수를 표본의 수로 생성하여 해석을 수행하였다[6-7].

2.2.2 통계적 분석 모델

열질량법을 사용하여 추진제 탱크내에 남아 있는 추진제량을 추정하기 위해서는 식(10)에서 제시하고 있는 바와 같이 2차 보정시 추정되는 추진제량(m_{Prop2}), 1차와 2차에서의 열질량(m_{Tk}C_{Pn}, m_{2t}C_{P2}), 그리고 실제 측정시점에서의 열질량 값(m_{3t}C_{P2})이 필요하다. 이를 위해 각 보정점과 측정점에서의 열질량값은 정해진 온도상승(ΔT)에 필요로 하는 일정량의 에너지(Q)와 시간(Δt)을 측정함으로써 결정된다. 에너지(Q)는 식(1)로 결정할 수 있으며 오차성분은 주어진 전류측정오차(ΔI)로 주어진다.

각 보정점과 측정점에서의 측정센서들의 정밀도 외에 2차 보정점에서 주어지는 추진제량(m_{Prop2})의 정확도가 열질량법의 불확실성을 결정한다.

본 논문에서는 각 파라미터의 정밀도가 잔여 추진제량 추정값에 어떻게 복합적으로 영향을 미치는지 연구하기 위해 2차 보정점에서 주어지는 추진제량(m_{Prop2})의 정확도와 전류값의 파라미터를 일정한 오차값으로 변화시켜 중첩된 파라미터의 영향을 동시에 분석하였다. 즉, 특정 파라미터의 정밀도 변화를 가지고 잔여추진제량의 계산값 오차 변화를 연구하였고 이를 통하여 열질량법에서 각 파라미터의 민감도 분석을 수행하였다.

전류 측정값들은 정규분포(Normal Frequency Distribution)를 갖는다고 가정하고 그 값은 분포의 평균으로 정한다. 전류의 측정 값은 전류 측정의 오차분포가 정규분포일 때 표준편차의 값은 단순히 측정장비의 정밀도만으로는 결정되지 않는다. 평균에 대한 정규분포의 퍼짐정도(Spread)를 나타내는 표준편차(σ)의 항은 측정장비의 정밀도(±p%)로 결정된다. 전류 측정의 정밀도는 평균 값의 양측에 있는 3σ 한계값으로 나타내어지고 이러한 정밀도를 통해 표준편차를 구할 수 있다. 전류센서의 정밀도(p)를 각각 0%에서 2%의 사이에 5개의 정밀도로 분할하고 2차 보정점에서 주어지는 추진제량(m₂)의 정확도를 0%에서 4% 사이의 9개로 분할하여 해석을 수행하였다.

전류측정값(I_{Prop1}, I_{Prop2}, ... , I_{Propn}) 집합, 2차 보정점에서 주어지는 추진제량(m_{Prop2,1}, m_{Prop2,2}, ..., m_{Prop2,n}) 집합의 정밀도를 식(10)을 사용하여

추진제 탱크내에 남아있는 n개의 잔여추진제량(m_{RE1}, m_{RE2}, ... , m_{REn})을 얻을 수 있다. 즉, 특정한 정규분포 임의값 I_{Propi}에 상응하는 각각의 결과값인 m_{REi} 값을 구할 수 있다.

통계적으로 볼 때 이러한 잔여추진제질량의 집합(m_{RE1}, m_{RE2}, ... , m_{REn})은 실제로 추진제 탱크내에 남아있는 잔여추진제량의 모집단(population)으로부터 얻어지는 n개 크기의 표본(sample)으로 볼 수 있다. 즉 잔여추진제질량 값인 모집단의 평균(μ_{mRE})과 표준편차(σ_{mRE})는 표본인 잔여추진제량의 집합(m_{RE1}, m_{RE2}, ... , m_{REn})의 평균과 표준편차로부터 추정할 수 있고 각각 추진제 탱크에 남아있는 잔여추진제질량의 가장 정확한 추정치와 그 불확실성을 평균과 표준편차로부터 추정한다. n개의 잔여추진제질량의 집합(m_{RE1}, m_{RE2}, ... , m_{REn}) 값에 대해, 표본의 평균(m_{RE})과 표본의 표준편차(S_{mRE})는 아래 식(11)~(12)와 같이 정의된다[6-7].

$$m_{RE} = \frac{\sum_{i=1}^n m_{REi}}{n} \tag{11}$$

$$S_{mRE} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (m_{REi} - m_{RE})^2}{n}} \tag{12}$$

추진시스템의 전류, 2차 보정점 질량이 0의 불확실성을 가지는 것으로 가정하면, 즉, 오차가 없을 때의 측정되는 전류값과 2차 보정점 추진제량이 추진제시스템의 참 전류값, 2차 보정점 추진제량이 되고 이 값을 식(10)에 사용하면, 확률적인 통계적 추정값이 아닌 추진제 탱크내에 남아 있는 참의 잔여추진제 질량값(m_{RE0})은 결정론적인 하나의 참값으로 계산되어 진다. 이러한 m_{RE0} 값은 다양한 파라미터들에 대한 측정값을 식(10)에 적용하여 계산되는 단 하나의 참값이다.

여기서 오차(dm_{RE}) 추정치의 불확실성은 ±3σ_{mRE}/√n이고 이는 m_{RE}이 μ_{mRE}에 근사하는 불확실성과 같다. 즉 σ_{mRE}이 S_{mRE}로 근사됨에 따라, S_{mRE}은 잔여 추진제 부피 불확실성의 척도로 볼 수 있다. 그러므로 3σ 한계를 고려하여 현 추진제 부피의 추정 불확실성을 백분율로 나타내면 아래 식(13)과 같이 나타낼 수 있다[6-7].

$$U_{mRE} [\%] = \pm \frac{3S_{mRE}}{m_{RE}} \times 100 \tag{13}$$

2.2.3 불확실성분석을 위한 입력값

오차분석을 하기 위한 기초적인 입력 데이터

Table 1. First, 2nd Calibration Data [5]

| | 1st Cal. | 2nd Cal. |
|---------------|----------|----------|
| Resistance(R) | 37.60 Ω | |
| Current(I) | 1.86 A | |
| Tank Mass | 64.78 kg | |
| Fuel Mass | 0.0 kg | 395.9 kg |
| Δt | 2,495.6 | 46,466.8 |

Table 2. Input Data for Mission Life[5]

| | BOL (End 1st Year) | MOL (End 7th Year) | EOL (End 14th Year) |
|------------------------|--------------------------|--------------------------|---------------------------|
| Resistance(R) | 37.60 Ω | | |
| Current(I) | 1.86 A | | |
| Tank Mass | 64.78 kg | | |
| T_1 | 300.0 K | | |
| T_2 | 304.0 K | | |
| $\Delta T = T_2 - T_1$ | 4.0 K | | |
| Δt (sec) | 43,509 | 25,269 | 4,409 |

는 Table 1, Table 2와 같다. Table 1은 1차, 2차 보정데이터와 함께 궤도전이 이후의 추진제 추정량(m_{Prop2})을 정리하고 있으며 그 정밀도는 $\pm 4\%$ 이내로 고정하였다. Table 2는 일정온도차이로 가열하는데 소모되는 전압(R)과 전류(I), 온도 상승(ΔT) 값과 소요시간(Δt) 등 기본적인 데이터이다[5].

본 논문에서는 열질량법에 영향을 주는 파라미터 중 전류측정의 불확실성 변화와 2차 보정점에서 주어지는 추진제량(m_{Prop2})의 값의 불확실성에 따른 탱크내 추정 추진제의 변화 결과를 분석하였다. 전류의 불확실성이 0인 경우와 2차 보정점에서 주어지는 추진제량(m_{Prop2})의 불확실성이 0인 경우에 한정하여 먼저 그 결과 값을 검토하였고 최종적으로는 동시에 모두 변화시켜 그 결과값을 비교, 분석하였다. 또한 1차적으로는 위성운용시점이 1년(BOL : Beginning-of-Life) 일 때 측정된 정해진 온도상승(ΔT)에 필요한 소요시간(Δt)을 고정하여 연구를 수행하였고 Table 2와 같이 위성운용 시점 7년(MOL : Middle-of-Life)과 14년(EOL : End-of-Life)에서 각각의 불확실성을 분석하였다.

2.3 통계적 해석결과

2.3.1 2차 보정점 추정추진제량 불확실성 변화에 따른 결과

무궁화위성 3호에서는 2차 보정점의 추진제량 불확실성 변화를 최대 4%로 추정하고 있다. 이를 근거로 하여 전류 측정의 불확실성은 0으로 고정

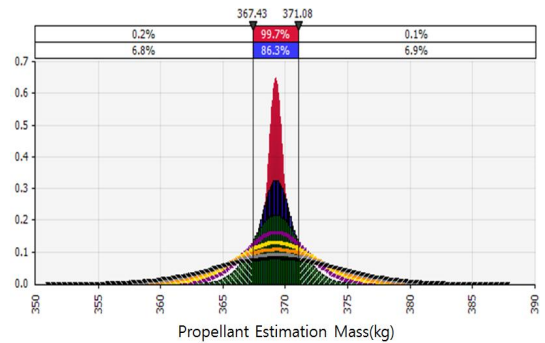


Fig. 2. Residual Propellant Estimation Mass (2nd Calibration Mass Variation)

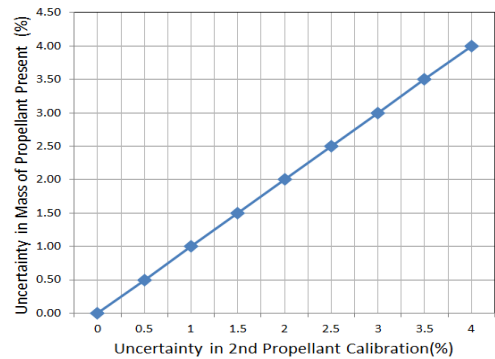


Fig. 3. Residual Propellant Uncertainty Analysis (%) (2nd Calibration Mass Variation)

하고 2차 보정점의 추정 추진제량(m_{Prop2}) 불확실성 변화는 0%에서 4% 사이로 변화함에 따른 잔여추진제량 질량(m_{RE})의 불확실성 변화를 하나의 그래프로 나타내면 Fig. 2와 같다. 그 결과값은 정규분포를 갖고 2차 보정점의 추정 추진제량(m_{Prop2}) 불확실성이 낮음에 따라 그 침도가 크고 불확실성이 클수록 침도는 작아진다. Fig. 3은 2차 보정점 추정 추진제량(m_{Prop2})의 불확실성이 0%에서 4% 사이(3σ 한계)로 변화됨에 따라 추정 잔여추진제 질량의 불확실성의 변화(%), $3\sigma_m/m_{RE}$ 를 보여준다. 잔여추진제 질량을 추정하는 데 있어서 2차 보정점 추정 추진제량(m_{Prop2})의 불확실성이 증가함에 따라 잔여추진제 질량 추정의 불확실성은 선형적으로 증가함을 알 수 있다.

2.3.2 전류 측정 불확실성에 따른 결과

일반적으로 정지궤도위성에서의 전류측정오차는 2%이다. 이를 근거로 하여 2차 보정점의 불확실성을 0%로 고정하고 전류 측정오차(ΔI)의 불확실성 변화를 0에서 2%로 변화함에 따른 잔여추진제 질량(m_{RE})을 겹쳐서 나타낼 경우에는

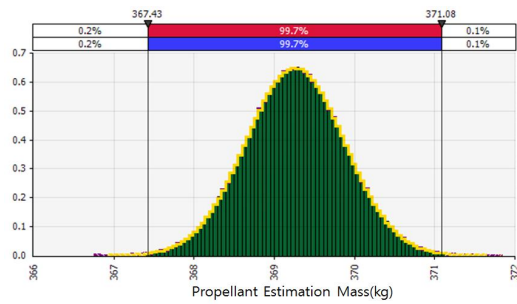


Fig. 4. Residual Propellant Estimation Mass (Current Sensor Variation)

Fig. 4와 같고, 이는 전류 측정값의 불확실성이 커져도 그 값은 잔여추진제 질량(m_{RE}) 불확실성에 거의 영향을 미치지 않는다는 사실을 보인다. 이러한 결과는 전류측정값과 그 오차 값을 식(10)에 입력할 때 그 값이 다른 값들에 비해 상대적으로 작다는 사실에 기인한다.

2.3.3 전류 및 2차 보정점 추정추진제량 불확실성 동시 변화에 따른 결과

동시에 각 파라미터의 정밀도를 변화시켜 중첩시킨 파라미터의 영향을 분석하였다. 전류 측정의 불확실성은 0%에서 2% 사이로 변화시키고 2차 보정점 추정 추진제량(m_{Prop2}) 불확실성은 0%에서 4% 사이로 동일하게 변화시켰다. 각 파라미터의 불확실성이 변화됨에 따라 추정 잔여추진제 질량(m_{RE})의 불확실성의 변화(%)를 Fig. 5에서 확인할 수 있다. 이러한 결과값은 앞절에서 언급한 바와 같이 전류 측정의 불확실성이 전체 잔여추진제 질량 불확실성에 미미하게 영향을 미친다는 사실을 다시 확인시켜 준다

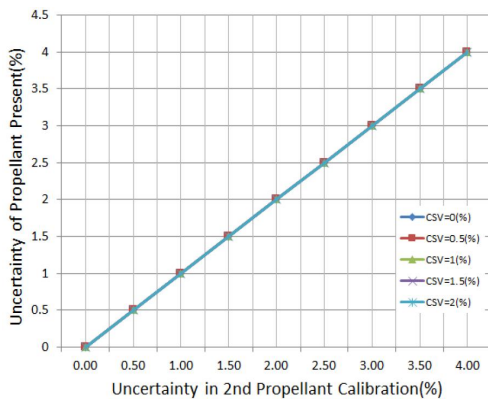


Fig. 5. Residual Propellant Uncertainty Analysis(%) (CSV : Current Sensor Variation)

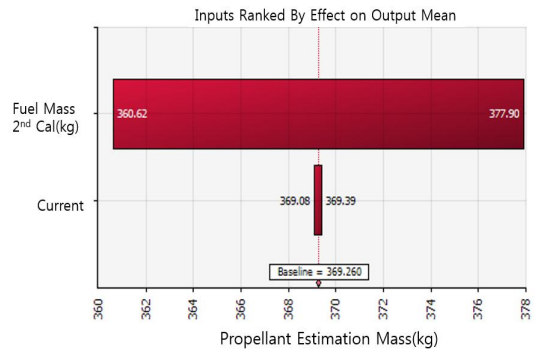


Fig. 6. Residual Propellant Parameter Sensitivity Analysis

다. Fig. 6은 입력값이 잔여추진제량에 미치는 영향을 수치적으로 나타낸 토네이도 차트로, 앞서 언급한 바와 같이 2차 보정점 추정 추진제량(m_{Prop2}) 불확실성이 잔여추진제량 불확실성에 주된 역할을 한다는 것을 수치적으로도 확인시켜 준다.

2.3.4 위성수명변화에 따른 잔여추진제량 변화

위성이 운용됨에 따라 수명이 감소하고 위성 추진제도 역시 감소하게 된다. 추진제 탱크 내의 추진제가 감소함에 따라 Table 2에서 나타내는 것과 같이 일정온도를 상승시키는데 필요한 시간(Δt)도 감소한다. 본 절에서는 앞에서 해석한 방법과 동일하게 1년, 7년, 14년에서의 잔여추진제 추정 데이터를 바탕으로 하여 불확실성 분석을 수행하였다. Fig. 7에서는 세가지 다른 온도상승시간(Δt)이 주어지고 2차 보정점 추정 추진제량(m_{Prop2}) 불확실성이 0%에서 4% 사이로 변화될 때의 잔여추진제 추정 표준편차(S_{mRE})의 변화를 나타내었다. 예상

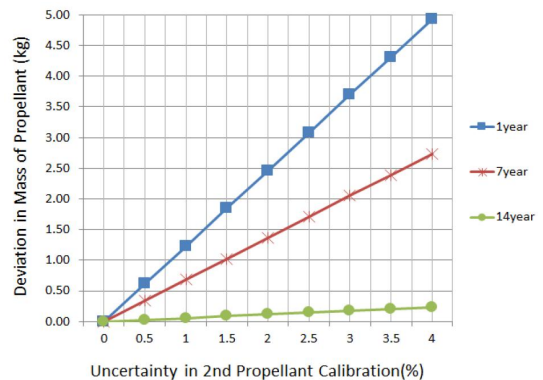


Fig. 7. Residual Propellant Estimation Maximum Mass for Mission Life

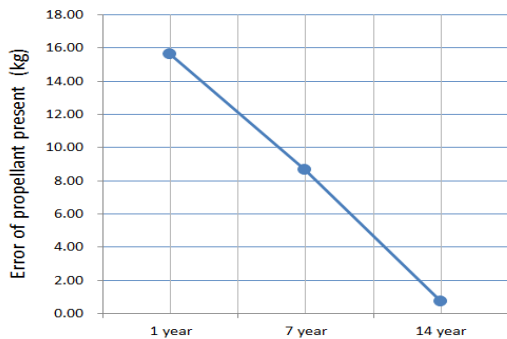


Fig. 8. Residual Propellant Error(3σ)

한 바와 같이 위성의 수명이 감소함에 따라 동일한 2차 보정점 추정 추진제량(m_{Prop2}) 불확실성에서 표본표준편차는 감소하는 것을 알 수 있다. 이는 추정되는 잔여추진제량의 불확실성이 감소한다는 것을 직접적으로 나타내는 것이다. 오차분포에서 99.73 % 범위 즉 3σ 한계 기준으로 그 값을 나타내면 Fig. 8과 같다. 위성운영 후 1년일 때는 최대오차범위(3σ 한계)가 15.61 kg에서 14년 후에는 최대오차범위(3σ 한계)는 0.73 kg으로 매우 정확하게 나타남을 알 수 있다. 이러한 열질량법의 오차분석 결과는 위성 운용에 따라 불확실성을 증대시키는 다른 PVT 방법이나 회계식방법에 비해 그 오차범위가 매우 급격하게 줄어들고 보다 정밀하게 잔여추진제 질량 추정이 가능하다는 특성을 나타내고 있다.

2.3.5 해석적 방법을 이용한 불확실성 비교

앞에서 설명한 해석적 방법에 기초한 오차분석 방법 및 Table 1 과 Table 2의 입력값을 이용하여 오차해석을 수행하였으며 그 결과를 Table 3에 제시하였다. 2차보정 시점에서의 추진제량(m_{Prop2})의 오차를 2%로 사용한 경우이다.

결과는 총괄적으로 Monte Carlo 방식을 이용한 결과 및 해석적인 방법을 이용한 결과를 비교하고 있으며, 서로 유사한 값을 보인다는 사실을 확인할 수 있다.

Table 3. Propellant Residual Error Comparative Analysis

| | BOL (End 1st Year) | MOL (End 7th Year) | EOL (End 14th Year) |
|--------------------|--------------------|--------------------|---------------------|
| Monte Carlo Method | 15.61 | 8.51 | 0.73 |
| Analytic Method | 12.43 | 7.02 | 0.98 |

III. 결 론

열질량법의 잔여추진제 추정 분석을 통하여 아래와 같은 사실을 확인 할 수 있다. 열질량법 불확실성 분석을 위한 주요 파라미터는 전류측정 불확실성과 2차 보정점의 추정 추진제량(m_{Prop2}) 불확실성이나, 주요한 부분은 2차 보정점 추정 추진제량의 불확실성에 주도적으로 기인됨을 알 수 있다. 전류 측정의 불확실성은 그 값이 잔여추진제 추정값을 산출하는 데 미치는 영향이 위성 전체 임무기간 중에 걸쳐 불확실성이 증가하여도 그 결과는 미미하였고 2차 보정점 추정 추진제량(m_{Prop2})의 정확도에 따라 잔여추진제량의 정확도에 적용될 수 있음을 알 수 있다.

또한 열질량법의 특징이면서 가능 큰 장점 중의 하나로 위성이 운용됨에 따라, 즉 위성의 사용기간이 길어질수록 잔여추진제 양은 감소하고 그와 더불어 그 오차범위도 급격하게 축소됨을 수치적으로 확인 할 수 있다.

열질량법의 경우 정밀한 잔여추진제 추정값을 얻기 위해 필요한 지상에서의 정밀한 1차 보정의 어려움과 이러한 시험을 위한 비용 상승으로 인해 극히 일부의 경우에서만 활용되고 있다. 특히 임무초기에서는 오히려 열질량법 보다는 회계식 방법이 더욱 좋은 결과를 나타내기 때문에 두 방법을 상호 보완하는 방법의 제시도 가능할 것이다.

후 기

이 연구는 충남대학교 학술연구비에 의해 지원되었음.

References

- 1) Kalina K. Galabova, Olivier L. de Weck, "Economic case for the retirement of geosynchronous communication satellites via space tugs", Acta Astronautica 58, 2006.
- 2) R.J. Hansman Jr. and J.S. Meserole, "Fundamental Limitations on Low Gravity Fluid Gauging Technologies Imposed by Orbital Mission Requirements", AIAA-88-3402, July 11-13, 1988.
- 3) Eungsik Park and Hwanil Huh, "Residual Propellant Gauging Methods for Geostationary

Satellites and Recent Technology Status", KSAS Journal, Vol.42, No.10, 2014.

4) Brauer, L.E. et al., "Method for measuring the mass of liquid in a storage tank", US patent 5,158,362, Oct.,1992.

5) Lockheed Martin, *Koreasat 3 Critical Design Review Data Package*, Vol 7, book 2 of 2 propulsion, 1996.

6) Eungsik Park and Hwanil Huh, "COMS GTO Injection Propellant Estimation using Monte-Carlo Method", KSAS Journal, Vol.43, No.1, 2015.

7) Amit Lal, B.N.Raghunandan, "Uncertainty Analysis of Propellant Gauging System for Spacecraft", Journal of Spacecraft and Rocket, Vol. 42, No5, 2005.