

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(10), 870-877(2014)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.10.870

정지궤도위성의 잔여추진제량 측정방법 및 기술동향

박응식*, 허환일**

Residual Propellant Gauging Methods for Geostationary Satellites
and Recent Technology Status

Eungsik Park* and Hwanil Huh**

Korea Aerospace Research Institute*, Chungnam National University**

ABSTRACT

Geostationary satellites undergo various orbital perturbations and this results in location change. Therefore, all the geostationary satellites use the thruster in order to control the location change. For this purpose, the suitable amount of liquid propellant is mounted and the amount of propellant is reduced as time goes by. This means that the lifetime of the satellite depends on the residual propellant amount. Therefore precise residual propellant gauging is very important for the mitigation of economic losses arised from premature removal of satellite from its orbit, satellites replacement planning, slot management and so on. In this paper, we introduce the propellant gauging methods used in the geostationary satellites and the propellant gauging method studied in the laboratory level.

초 록

정지궤도위성은 궤도상에서 다양한 궤도상 교란을 겪고 이로 인해 시간이 증가함에 따라 위성의 위치가 변화하게 되는데 이러한 위성의 위치변화를 제어하기 위해 추력기가 사용된다. 이를 위해 적정한 양의 액체추진제가 탑재되며 시간이 지남에 따라 이러한 추진제의 양은 감소된다. 이는 궤도상에서 운용되는 위성의 수명은 추진제 잔여량에 좌우됨을 의미한다. 그러므로, 정확한 잔여추진제량 측정은 때이른 수명종료로 야기되는 경제적 손실을 완화시킬 뿐만 아니라 후속위성의 대체나 위성망 운용계획 등에 매우 중요하다. 본 논문에서는 현재 정지궤도위성에서 사용되고 있는 잔여추진제 측정방법들과 실험실 수준에서 연구되고 있는 잔여추진제 측정방법들에 대해 소개하고자 한다.

Key Words : Geostationary Satellite(정지궤도위성), Propellant(추진제), Gauging(측정), Technology Status(기술동향)

1. 서 론

정지궤도위성이 발사되어 천이궤도(transfer orbit)를 거쳐 임무 정지궤도에 정착하기 위해서

는 수많은 자세조정 및 위치변경이 필요하다. 또한 정지궤도상에서도 태양과 달의 인력, 태양풍 압력(solar wind pressure), 자기요동(magnetic fluctuation), 미세한 지구중력장, 지구의 편평도

† Received: July 2, 2014 Accepted: August 22, 2014

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

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

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

등의 요인에 의하여 위성은 정해진 궤도를 서서히 이탈하게 되는데 위성의 수명말기까지 임무궤도를 유지하고 자세수정을 위한 추력이 필요하며 추진시스템은 이러한 추력 제공을 담당한다. 위성의 자세제어 동작 중에 사용되는 추진제의 정확한 양은 추력기의 성능특성에 의존하며, 이는 작동시간과 환경에 따라 다소 변할 수도 있다. 게다가 궤도를 수정하는 동안 사용되는 정확한 추진제의 양은 추력 제어기의 특성에 의존한다[1].

이러한 정지궤도위성의 수명은 남아있는 추진제에 의해 좌우되므로 다양한 임무상황을 고려하여 위성의 임무기간 중에 잔여추진제 양을 정확하게 예측하는 것은 매우 중요한 일이다. 특히 전혀 예상치 못했던 상황이 발생하여 추가로 추진제를 사용하게 됐을 때 정확한 잔여추진제량의 예측은 더욱 중요해진다. 인공위성의 추진제 고갈을 예측 할 수 있도록 임무수명동안 잔여추진제량의 측정이 지속적으로 수행되어야 한다. 따라서, 정확한 잔여추진제량 측정기술을 사용하지 않으면 시간이 지나감에 따라 위성 내에 남아있는 추진제의 정확한 양은 더욱 알기 어렵게 된다.

정지궤도위성에 사용되는 추진제는 인공위성 내의 탱크에 통상 액체상태로 저장되는데 저장탱크 안에는 액체연료를 고이게 할 중력이 없으므로 다른 힘에 반응하여 분포하는 경향을 보이거나 미세중력(microgravity) 상태 하에서는 연료가 탱크전체 내에 퍼져서 분포하기 때문에 측정이 더욱 어렵다. 그러므로 궤도상 정지궤도위성의 추진제 탱크 내 잔여 추진제량 측정은 간단하면서도, 저단가, 고정확도 및 경량의 측정장치와 기술이 요구된다[2].

본 논문에서는 위성의 잔여추진제량 측정 혹은 추정을 위해 고안된 여러가지 방법의 잔여추진제량 측정기법을 소개한다. 그 중에서 가장 광범위하게 위성에서 사용되고 있는 PVT 방법, 회계식방법(bookkeeping method), 열질량법과 위성에서 실제 적용되어 사용되지는 않았지만 실험실 수준에서 연구되고 있는 다양한 잔여추진제 측정방법들을 소개하고자 한다.

II. 본 론

2.1 정밀한 잔여추진제량 측정 필요성 및 제한사항

2.1.1 정밀한 잔여추진제량 측정의 경제적 효과

정확한 잔여추진제량의 측정으로 인해 얻어지는 금전적인 가치는 매우 크다. 위성체 시스템이

대형화되고 복잡해짐에 따라 위성체는 더욱 고가가 되고 위성체의 효율적인 운용이 요구되며 매우 정확한 추진제 질량상태에 대한 정보를 필요로 하게 된다. 통상적으로 정지궤도위성의 경우 임무궤도상에서 위치유지를 위해 가능한 많은 추진제를 탑재한다. 즉 가능한 긴 위성수명을 얻기 위해서는 빈틈없이 추진제 양을 조절해야 한다. 여러 개의 통신채널을 가진 정지궤도 통신위성의 경우 추가적인 연료의 가치는 매달 수백만 달러의 가치를 갖으며, 이로 인해 효율적으로 추진제를 사용하는 것은 인공위성의 수명을 조금 더 연장시킬 수 있을 것이고 이는 막대한 금전적 가치를 가져온다. 그러나 정확한 잔여추진제의 질량상태에 대한 정보를 이용하지 못함으로 인해 6개월에서 1년 이상 일찍 위성체를 교체하므로 인해 막대한 손실을 초래할 수 있다. Table 1은 최근 임무를 종료했거나 종료될 예정인 정지궤도위성의 6개월 동안의 위성으로 인한 수익을 나타낸 것으로 적게는 3천만 달러에서 많게는 9천만 달러의 이익을 창출할 수 있음을 알 수 있다. 이는 정확한 잔여추진제량 측정을 할 경우 얻어지는 수익으로 볼 수 있고, 반대로 보면 운용중인 정지궤도위성의 조기 폐기시에는 재정적으로 큰 손실이 됨을 알 수 있다. 그러므로 운용 정지궤도로부터 위성의 폐기시점 판단은 너무 늦거나 너

Table 1. Estimation of Geostationary Satellite Operating Profit(6 Month) [3]

Satellite Name	Longitude (deg)	BOL (year)	EOL (year)	6 Mo (\$M)
Intelsat 902	63.34E	2001	2011	52.33
PAS 10	68.50E	2001	2016	45.46
Eurobird	28.52E	2001	2013	33.92
Atlantic Bird 2	8.07W	2001	2013	29.07
Intelsat 904	60.00E	2002	2012	86.64
Intelsat 905	24.50W	2002	2012	86.64
Intelsat 906	64.00E	2002	2012	83.15
NSS-7	22.00W	2002	2014	64.48
Atlantic Bird 3	5.00W	2002	2017	44.32
Eutelsat W5	70.50E	2002	2014	43.99
Galaxy 3C	95.00W	2002	2017	42.99
JCSAT-8	154.00E	2002	2013	39.40
NSS 6	95.00E	2002	2016	38.97
Atlantic Bird 1	12.50W	2002	2017	32.99
Intelsat 907	27.50W	2003	2013	77.30
Asiasat 4	122.00E	2003	2018	43.22

무 이르지 않도록 정밀해야 한다[3].

또한 정확한 잔여추진제량의 정보는 나아가 위성운용자가 기확보된 궤도 및 주파수(위성망)에 대한 우선권을 갖고 연속적인 위성서비스를 하기 위해 대체할 다른 인공위성의 발사를 준비하거나 후속 위성의 위성망 운용 계획수립에 유용하게 사용될 수 있다. 즉 적절한 시기에 임무 말기의 정지궤도위성을 폐기궤도로 전이시키고 원래의 궤도위치로 후속위성을 적절한 시기에 안착시켜 연속적인 서비스를 공급할 수 있도록 하는 기본 정보를 제공하게 된다.

2.1.2 위성폐기시점 판단을 통한 정지궤도 보호

정지궤도위성은 궤도 특성상 기상관측과 통신 등의 임무에 매우 유리하므로 세계 상업용 위성 시장을 주도하고 있다. 2002년부터 상업용 발사의 약 80%가 정지궤도위성의 발사이며, 정지궤도 시장에서 연평균 21.8개('08~'17)의 위성 수요가 예측되고 있다. 현재 운용 중인 민간 정지궤도 통신위성은 약 300여개에 이르러 포화상태에 있다. 따라서 정지궤도 상에 자국의 위성을 위치시키는 것은 그만큼 어려운 것이 현실이다. 또한 정지궤도는 적도 상공 36,000 km로 제한되므로 전세계적으로 선점 경쟁이 치열하며, 정지궤도위성의 궤도 및 주파수는 위성발사를 위해 필수적인 재원으로 보호되어야 할 천연자원의 성격을 가지고 있다[4].

이러한 정지궤도의 특성으로 인해 재정상의 이익으로 인한 정확한 추진제 측정의 필요성 외에도 정지궤도의 보호와 궤도상 우주쓰레기 문제로 인한 충돌위험 문제가 대두되고 있다. 이를 위해 UN에서는 외기권(outer space)에서 발생하는 어떤 활동이든 미래에 안전하고 지속가능한 이용을 보장하기 위해 Fig. 1과 같이 저궤도(지표면부터 2,000 km 영역)와 정지궤도상(정지궤도 고도 35,786±200 km, -15°≤latitude≤+15°의 영역)에 외기권의 "Protected Regions"를 지정하였다[5].

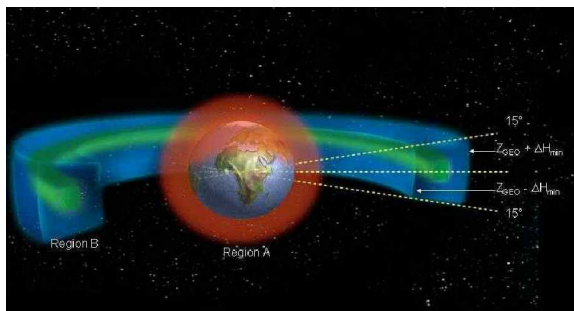


Fig. 1. Space Debris Protected Regions[5]

이러한 정지궤도 보호의 이유로 인하여 정지궤도 위성 사업자 혹은 운영자는 정지궤도 위성을 폐기궤도로 이동시킬 의무를 갖고 있다. 이를 위해 임무수명 말기에 위성을 폐기궤도에 도달시키기 위해 정지궤도에서 폐기궤도로 위성을 이동시키는 정확한 시점을 알아야 한다. 만약 위성을 폐기하는 판단이 늦어지거나 예측오류로 인해 추진제가 부족할 경우 국제기구에서 권고하는 폐기궤도로 위성을 이동시키는 것은 불가능해 질 것이다.

2.1.3 잔여추진제량 측정 제한사항

궤도상에서 남아있는 추진제량을 정확하게 측정하는 데에 직면하는 일반적이지만 가장 어려운 문제는 무중력상태의 우주환경이다. 위성의 추력기에 사용되는 연료는 위성 내의 탱크에 통상 액체상태로 저장되는 데 탱크내의 액체연료를 고이게 할 중력이 없으므로 다른 힘에 반응하여 분포하는 경향을 보이거나 미세중력(microgravity) 상태하에서 연료가 탱크전체 내에 퍼져서 분포하기 때문에 직접적인 잔류량 측정이 어렵다. 또한 유체는 낮은 중력하에서 표면장력이 가장 큰 힘으로 작용하고 이로 인해 탱크내 유체는 국소적이거나 전체적으로 면적을 최소화하거나 자유표면 에너지를 최소화하는 상태를 갖는 경향을 갖게 된다. 이러한 이유로 지상에서는 매우 효과적인 측정센서가 궤도상의 위성에서는 잔여량 측정에 사용할 수 없는 주요한 이유이다. 무중력환경 하에서 이러한 액체추진제와 버블형태의 가압제는 아래 Fig. 2에서 보듯 불분명한 추진제의 위치, 추진제 내 기포발생, 모세관현상으로 인한 센서의 차단, 대류현상의 감소 등이 있다[2].

그 외에 인공위성의 특성상 잔여추진제량 측정의 제한조건은 사용되는 시스템 자체에도 있다. 잔여추진제량 측정시스템은 간단하면서도 저

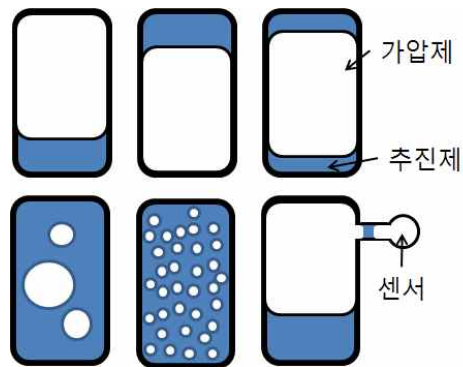


Fig. 2. Liquid propellant and pressurant distribution in the zero gravity environment[2]

단가, 고정확도 및 경량, 최소의 측정센서나 기술이 요구된다.

2.2 대표적인 잔여추진제량 측정 방법

2.2.1 PVT 방법

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

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

가압제에 의해 점유된 부피는 탱크의 “얼리지(ullage) 부피”이라고 한다. 이 얼리지 부피는 식(1)의 이상상태 방정식에서 식(2)와 같이 유도된다.

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

여기서 P_u , V_u , T_u 는 각각 얼리지 가스의 압력, 부피, 온도를 나타낸다. 첨자1은 연료 주입시의 얼리지 상태를 나타내며, 첨자2는 연료를 추정하고자 할 때의 상태를 나타낸다. 이미 알려진 주입시의 변수(연료 주입량, 탱크부피, 가압제의 압력 및 온도)와 함께 원격 측정된 압력과 온도를 얻으면 임무중의 어떠한 시점에서든 얼리지의 부피를 식(3)과 같이 계산할 수 있다.

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

계산된 얼리지 부피로부터 액체연료에 의해 점유된 탱크 부피를 계산할 수 있으며 여기에 액체연료의 밀도를 곱함으로써 식(5)와 같이 잔여 연료의 질량(M_f)을 계산할 수 있다.

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

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

PVT방법은 압력계의 기계적 오차가 증가함에 따라 잔여추진제량 추정 오차는 시간이 지나감에 따라 동시에 증가하게 된다.

이러한 단점을 극복하기 위해 전체 임무수명에 걸쳐 여러 차례 가압제를 추가공급하고 이때 잔여추진제의 양을 추정하는 가스주입식 방법이 고안되었다. 재가압하기 전과 후의 탱크 온도와 압력을 측정함으로써, 추진제 탱크내의 얼리지

부피가 계산되고, 탱크부피에서 이 값을 제함으로써 추진제 탱크내에 남아 있는 추진제의 부피를 추정할 수 있다. 이 방법의 모델식은 PVT 방법과 유사하게 유도된다[6-9].

2.2.2 회계식 방법(Bookkeeping Method)

회계식 방법은 위성에서 사용되는 연료량의 정확한 측정을 위해 각 추력기 작동에 대한 자세한 정보를 필요로 한다. 작동 추력기의 추력, 비추력, 질유량 등에 대한 값을 이용하여 사용되는 연료의 양을 계산한다.

이를 위해 임무기간동안 정기적 또는 부정기적인 추력기 작동에 관한 완벽한 기록을 필요로 하고 이를 토대로 연료의 소모량이 추력기를 사용하는 모든 궤도수정에서 계산된다. 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[8-10].

2.2.3 열질량법

열질량법은 연료탱크를 일정 온도로 가열하여 탱크와 추진제의 온도증가 시간을 측정함으로써 액체추진제의 양을 추정하는 방법으로 1992년 Brauer, L.E에 의해 특허로 등록되었다. 이 방법은 아래 식(6)과 같은 에너지 방정식에 기초하여 유도된다[9-11].

$$Q\Delta t = mC_p\Delta T \quad (6)$$

Q = Applied heat rate, Δt = Change in time
m = Mass of the tank system, C_p = Specific Heat
 ΔT = Change in temperature,

여러 단위부품으로 구성된 일반적인 시스템에 대한 각각의 비열과 질량의 관계를 나타내면 식(7)과 같다.

$$mC_p = m_{\text{Tank}}C_{p_{\text{Tank}}} + m_{\text{He}}C_{p_{\text{He}}} + m_{\text{propellant}}C_{p_{\text{propellant}}} \quad (7)$$

1차보정의 측정값으로 추진제탱크가 비어 있는 시스템에 대한 식은 아래 식(8)과 같다. 1차보정은 위성이 발사되기 이전에 열진공챔버 내에서 행해진다.

$$\frac{Q_1 \Delta T_1}{\Delta T} = m_1 C_{p1} \quad (8)$$

2차보정은 궤도상에서 수행되는 것으로 궤도 전이를 위해 추진제가 분사된 이후에 실행된다. 첨자 f는 추진제를 나타내고 첨자 t는 추진제와 탱크를 모두 포함하는 탱크시스템의 측정값을 의미한다.

$$\frac{Q_2 \Delta T_2}{\Delta T_2} = m_1 C_{p1} + m_2 C_{pf} = m_{2t} C_{p2t} \quad (9)$$

이후 특정시점(첨자 3)에서 잔여추진제량을 추정하고자 할 때 추진제탱크에 일정량의 열에너지를 가하고 이로 인해 상승되는 온도를 측정함으로써 추정되며 이는 아래 식(10)과 같고 최종적으로 구하고자 하는 시점의 추진제 질량(m_3)은 추진제 탱크시스템의 측정치와 각 보정값의 향으로 식(11)을 통해 측정할 수 있다.

$$\frac{Q_3 \Delta T_3}{\Delta T_3} = m_1 C_{p1} + m_3 C_{pf} = m_{3t} C_{p3t} \quad (10)$$

$$m_3 = \frac{m_2 (m_{3t} C_{p3t} - m_1 C_{p1})}{m_{2t} C_{p2t} - m_1 C_{p1}} \quad (11)$$

2.3 기타 잔여추진제 측정방법

2.3.1 액체수위측정을 통한 잔여추진제 측정방법

Bernhard Hufenbach[12]는 1997년에 유럽의 기상위성인 MSG위성과 같은 회전식 자세제어위성에서 발생하는 원심력을 이용하여 탱크내에 액체추진제의 수위를 측정하는 방법과 이 방법의 정밀도 향상을 위한 수위측정센서를 제시하였고 일부 위성에서도 사용되었다. 하지만 회전식 자세제어위성이 사용되지 않게 됨에 따라 이 방법도 사용이 제한되어졌다.

2.3.2 핵자기공명을 사용한 잔여추진제 측정방법

Jeff Flowers[13]는 1997년에 핵자기공명(NRM, Nuclear Magnetic Resonance)를 이용한 추진제

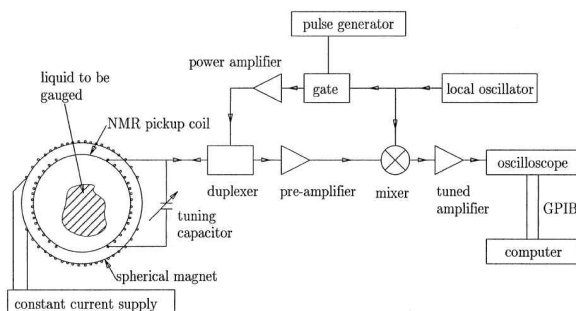


Fig. 3. NMR Liquid Gauging System[13]

측정방법을 제안했다. 이 방법은 NMR 시그널의 진폭이 측정하고자 하는 추진제의 원자들의 회전수에 비례한다는 점을 이용하였다. 즉 공진하는 원자들의 수를 효과적으로 측정하여 남아있는 잔여추진제를 예측하는 방법이다. Jeff Flowers[13]는 NMR을 이용한 잔여추진제 예측 기법의 원리와 Fig. 3과 같은 시험장비를 구축하여 간략한 실험결과를 제시하였으나 위성체와의 전기적 적합성, 측정장비의 복잡성 등으로 실제 위성에 적용되지는 못했다.

2.3.3 공진주파수를 이용한 잔여추진제 측정방법

Gregory A. Zimmerli[14]는 탱크내 잔여추진제량의 변화에 따른 추진제를 포함한 탱크의 고유진동수 주파수 변화를 측정하여 잔여추진제량을 측정하는 방법을 제안하였다. 액체산소내 충전율변화에 따른 공진주파수를 수치해석하였고 이를 실험을 통해 측정하여 잔여추진제량 측정의 가능성을 제시하였으나 무게증가 등으로 실제 위성 적용에는 적용되지 못하였다.

2.3.4 고정밀 유량계를 통한 잔여추진제 측정방법

R.Matthijssen[15,16]는 시간에 따라 오차가 증가하는 압력계의 단점을 극복하고자 고정밀압력계와 초음파유량계(UFM, Ultrasonic Flow Meter)를 개발하였다. 고정밀압력계는 PVT방법의 정밀도를 향상시킬 수 있으며 UFM을 통해 궤도전이동안의 추진제 소모량을 보다 정밀하게 측정하고자 하였다. 이후 2008년에 UFM을 통해 궤도상에서 사용되는 추력기의 유량계측을 통해 잔여추진제량 측정을 위한 시설을 구축하고 시험 중에 있다.

2.3.5 탱크내 보형물 및 초음파를 활용한 잔여추진제 측정방법

초음파 공명 계측의 경우에는, 초음파 트랜스폰더를 사용하여 얼리지의 기본적인 공명주파수를 측정한다. 이러한 방법은 탱크의 액체 분포가 알려져야 한다. 이러한 점을 극복하기 위해 Amit Lal[17]은 2007년에 위성의 추진제 탱크내에 콘 형태의 보형물을 삽입하여 무중력상태에서의 표면장력 등으로 인해 임무말기에 더 많은 추진제를 탱크내 보형물내에 잡아두고 여기에 초음파 계측을 통한 잔여추진제량의 정확도를 높이는 방법을 제안하고 다양한 삽입 콘의 각도에 대한 해석을 수행하였다.

2.3.6 방사능물질을 사용한 잔여추진제 측정방법

방사능 물질 측정방법은 방사능물질과 탱크 외부에 장착된 검출기를 사용하고, 잔여 추진제의 양은 흡수되는 방사선의 양에 기초하여 계산

Table 2. Typical residual propellant gauging method[12]

방법	측정원리	장점	단점	Heritage
PVT 방법	<ul style="list-style-type: none"> ◦ 탱크의 온도와 압력을 측정 ◦ PVT식을 이용하여 탱크의 얼리지 부피를 계산한 뒤 추진제의 부피를 계산 ◦ 추진제부피로부터 잔여 추진제량 계산 	<ul style="list-style-type: none"> ◦ 추가장치 불필요 ◦ 저비용 	<ul style="list-style-type: none"> ◦ 낮은 정확도 ◦ 임무종료시점(EOL)에서 정확도 감소 	<ul style="list-style-type: none"> ◦ 대부분 위성에서 사용
가스 주입식 방법	<ul style="list-style-type: none"> ◦ 추진제 탱크로 정해진 일정양의 가압제 주입 ◦ 얼리지부피 결정을 위해 압력, 온도 측정 ◦ 추진제부피로부터 잔여추진제량 계산 	<ul style="list-style-type: none"> ◦ 임무종료시점(EOL)에서 PVT 방법에 비해 상대적으로 높은 정확도 	<ul style="list-style-type: none"> ◦ 추진계의 변경이 필요하고 복잡성 증가 ◦ 높은 비용과 고도의 보정 필요 	<ul style="list-style-type: none"> ◦ Hughes사 일부 사용
회계식 방법	<ul style="list-style-type: none"> ◦ 지상국에서 추력기 온도, 펄스간격, 펄스 모드와 같은 모든 위성 운용 데이터를 기록함으로써 각 위성운용중의 추진제 소모량을 계산 ◦ 추가적으로 지상에서 각각의 추력기 추력 보정시험의 데이터를 필요로 함. 	<ul style="list-style-type: none"> ◦ 추가장치 불필요 ◦ 저비용 	<ul style="list-style-type: none"> ◦ 지상국에서 많은 운용 지원 필요 	<ul style="list-style-type: none"> ◦ 대부분 위성에서 사용
열질량법	<ul style="list-style-type: none"> ◦ 추진제 탱크에 열을 가하고 잔여추진제에 따른 열적반응을 측정하여 잔여추진제량 계산 	<ul style="list-style-type: none"> ◦ 추가장치 불필요 ◦ 임무종료시점(EOL)으로 갈수록 정확도 증가 	<ul style="list-style-type: none"> ◦ 지상에서 높은 수준의 보정시험 필요 ◦ 위성운용수명이 길수록 정확도가 높아짐 	<ul style="list-style-type: none"> ◦ 록히드마틴 일부 사용

Table 3. New proposed residual propellant gauging method[12]

방법	측정원리	장점	단점
액체수위측정법 (Liquid Leveling)	<ul style="list-style-type: none"> ◦ 추력기가 작동하는 동안 회전가속도로 인한 탱크내 추진제의 액체 수위 측정 ◦ 추력기가 작동하는 동안 탱크의 액체 수위 측정 	<ul style="list-style-type: none"> ◦ 높은 정확도에 비해 단순한 시스템 ◦ 정확도 향상 가능 	<ul style="list-style-type: none"> ◦ 회전식 위성만 적용 ◦ 낮은 정확도 ◦ 추력기 작동시만 동작
핵자기공명법 (Nuclear Magnetic Resonance)	<ul style="list-style-type: none"> ◦ 공진하는 추진제 원자들의 수를 측정하여 잔여추진제 측정 	<ul style="list-style-type: none"> ◦ 높은 정확도 ◦ 성능 시연 가능 	<ul style="list-style-type: none"> ◦ 전기적 적합성 문제 ◦ 측정장비 복잡성 ◦ 무게 무거움 ◦ 고비용
공진주파수 측정법	<ul style="list-style-type: none"> ◦ 추진제가 들어 있는 탱크나 파이프의 고유진동수를 측정 	<ul style="list-style-type: none"> ◦ 성능 시연 가능 	<ul style="list-style-type: none"> ◦ 무게 무거움 ◦ 고전력소모량 ◦ 움직이는 부품 필요 ◦ 고비용 ◦ 낮은 신뢰성
유량측정법 (Flowmeter)	<ul style="list-style-type: none"> ◦ 고정밀 유량계(초음파유량계)를 사용하여 운용중 추력기로 유입되는 추진제 질유량 측정 	<ul style="list-style-type: none"> ◦ 높은 정확도 	<ul style="list-style-type: none"> ◦ 정밀한 질유량 측정 센서 필요 ◦ 추력기 펄스작동 시 낮은 정확도
초음파측정법 (Ultrasonic)	<ul style="list-style-type: none"> ◦ 액체-기체간 반사되는 초음파 시그널의 시간 지연 (time delay) 측정 	<ul style="list-style-type: none"> ◦ 높은 정확도 	<ul style="list-style-type: none"> ◦ 무게가 무거움 ◦ 고비용
방사능물질사용	<ul style="list-style-type: none"> ◦ 방사능 물질을 추진제 내 포함시키고 이물질의 감소량을 측정하는 방법 	<ul style="list-style-type: none"> ◦ 높은 정확도 	<ul style="list-style-type: none"> ◦ 무게가 무거움 ◦ 고비용 ◦ 안전문제 ◦ 방사능에 의한 영향
광학측정센서 (Optical Mass Gauging Sensor)	<ul style="list-style-type: none"> ◦ 액체의 광학적 흡수율(Optical Absorption)을 사용하여 잔여연료량 측정 	<ul style="list-style-type: none"> ◦ 높은 정확도 	<ul style="list-style-type: none"> ◦ 무게가 무거움 ◦ 탱크내 센서장착시 누수 가능성 높음. ◦ 고비용

된다. 이 방법은 실험실 차원에서 가능성 있는 정확도를 얻었지만, 방사능 물질을 다루는 것과 관련된 안전문제와 방사능 물질에 의한 위성체 및 탑재체 영향 등의 문제로 위성에 적용은 어려운 상태이다[11].

2.3.7 광학측정센서를 사용한 잔여추진제 측정방법

Cyrille J. Douz[18]는 2009년에 액체추진제의

광학적 흡수율을 광학측정센서(OMGS, Optical Mass Gauging Sensor)을 통해 측정하여 잔여추진제를 측정하는 방법을 제시하였다.

이를 위해 추진제 탱크 상하에 두 개의 OMGS를 설치하고 다양한 액체산소 충전율, 압력에서 잔여량 측정 지상실험을 수행하였고 그 가능성을 확인하였다.

III. 결 론

정지궤도위성 잔여추진제 측정기법은 정지궤도위성의 포화로 인해 적절한 시기에 위성을 폐기시켜야 하는 점과 위성운용자의 경제적인 이득으로 인해 그 중요성이 커지고 있다. 하지만 무중력으로 인한 우주환경과 추가적인 센서장착 등 위성무게의 제한으로 인해 실제 위성에서 사용되는 잔여추진제 측정기법은 한정적인 수밖에 없었다. 이러한 다양한 잔여추진제 측정기법의 특징을 Table 2와 Table 3과 같이 정리하였다.

이를 극복하기 위해 여러 위성개발사와 운용사에서는 사용되는 잔여추진제 측정기법을 중복하여 사용함으로써 최대한 오차를 줄이는 노력을 진행하여 왔다. 향후 정지궤도위성 잔여추진제 측정기법은 PVT방법의 경우에는 고정밀 압력계센서 개발 및 적용, 회계식방법은 추력기 성능시험과 추력기 성능모델의 정밀도 향상, 열질량법은 궤도상 2차보정에서의 정밀도 향상 등을 통해 발생하는 오차를 줄여갈 수 있을 것으로 예상되고 있다. 또한 이와 별개로 발전하는 전자기술과 센서기술 등을 적극 활용하여 새로운 방법의 잔여추진제 측정방법이 고안될 것으로 기대하고 있다.

References

- 1) Charles D. Brown, *Spacecraft Propulsion*, AIAA education series, 1996.
- 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) Kalina K. Galabova, Olivier L. de Weck, "Economic case for the retirement of geosynchronous communication satellites via space tugs", *Acta Astronautica* 58, 2006, pp. 485~498.
- 4) "What is a Satellite?", http://www.boeing.com/defense-space/space/bss/about/What_is_a_Satellite_2012.pdf, 31 Dec 2012.
- 5) "ADC(Inter-Agency Space Debris Coordination Committee) Space Debris Mitigation Guidelines", UNCOPUOS, 15 Oct. 2002.
- 6) 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.

7) Young-Keun Chang, "Satellite Propellant Gauging Analysis", *KSAS Journal*, Vol.22, No.2, 1994, pp.101~113.

8) In-Tae Kim, Hwanil Huh, Jeong-soo Kim, "An Investigation on the Propellant Consumption Rate Gauged from the Low-Earth-Orbit Spacecraft", *KSAS Journal*, Vol.31, No.1, 2003, pp113~119.

9) KoreaSat 3 Critical Design Review Data Package, Vol 7, book 2 of 2 propulsion, Lockheed Martin, 1997.

10) Eung-Sik Park, Bong Kyu Park, Moon Gyung Nam, "Analysis on Propellant Gauging System of KOREASAT-3 employing Thermal Mass Method", *KSPE Journal*, Vol.5, No.1, 2001.

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

12) Bernhard Hufenbach, Rolf Brandt, Gerard Andre, Raoul Voeten, Patrick van Put, Berry Sanders, Andeas Schwer, Ad Delil, Olaf Mastenbroek and Aswin Pauw, "Comparative Assesment of Gauging Systems and Description of a Liquid Level Gauging Concept for a Spin Stabilised Spacecraft", Second ESA/CNES spacecraft propulsion conference, Noordwijk, May 1997, pp. 561~570.

13) Jeff Flowers, Richard Reed, John Gallop, "A Novel Propellant Gauging System for Use in Microgravity Based on Nuclear Magnetic Resonance", Second European Spacecraft Propulsion Conference 27-29, May 1997, pp. 571~578.

14) Gregory A. Zimmerli, Karl R. Vaden, Michael D. Herlacher, David A. Buchana, Neil T. Van Dresar, "Radio Frequency Mass Gauging of Propellants", 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit 8-11, January 2007.

15) R.Matthijssen, P.Van Put, "State-of-the art Gauging Components for Improved Propellant Management on 3-Axis Stabilized Spacecraft", 42th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit 9-12, July 2006.

16) R.Matthijssen, P.Van Put, "Ultrasonic Flow Meter for Satellite Propellant Gauging

and Ground Test Facilities", 44th AIAA/ASME /SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit 21-23, July 2008.

17) Amit Lal, B.N.Raghunandan, "Configuration for Propellant Gauging in Satellite", Journal of Spacecraft and Rocket, Vol.44, No1, January-

February 2007.

18) Cyrille J. Douz, John F justak, "Liquid Oxygen Test Results for an Optical Mass Gauge Sensor", 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit 2-5, August 2009.