

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(1), 62-71(2015)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.1.62

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

몬테카를로방법을 이용한 천리안위성 궤도전이 소요추진제량 추정에 관한 연구

박응식*, 허환일**

COMS GTO Injection Propellant Estimation using Monte-Carlo Method

Eungsik Park* and Hwanil Huh**

Korea Aerospace Research Institute*, Chungnam National University**

ABSTRACT

Geostationary satellites use the thruster in order to control the location change and mount the suitable amount of liquid propellant depending on the operating lifetime. Therefore the lifetime of the geostationary satellite depends on the residual propellant amount and the 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. The propellant gauging methods of geostationary satellite are mostly used PVT method, thermal mass method and bookkeeping method. In this paper, we analysis the modeling of COMS(Communication, Ocean & Meteorological Satellite) bipropellant system for bookkeeping method and COMS GTO(Geostationary Transfer Orbit) injection propellant estimation using Monte-Carlo method.

초 록

정지궤도위성은 궤도상에서 위치변화를 제어하기 위해 추력기를 사용하고 운용수명에 맞추어 적절한 양의 액체추진제를 탑재한다. 그러므로 정지궤도위성의 수명은 추진제 잔여량에 좌우되고 정확한 잔여추진제량 측정은 조기 수명종료로 야기되는 경제적 손실을 완화시킬 뿐만 아니라 후속위성의 대체나 위성망 운용계획 등에 매우 중요하다. 잔여추진제량을 측정하는 방법은 주로 PVT 방법, 열질량법, 회계식 방법이 사용된다. 본 논문에서는 회계식방법을 사용하기 위한 천리안위성 이원추진시스템의 모델링과 몬테카를로 방법을 이용하여 천리안위성의 궤도전이 소요 추진제량을 분석하였다.

Key Words : Propellant(추진제), Bookkeeping Method(회계식방법), COMS(천리안위성), Monte-Carlo Method(몬테카를로 방법)

† Received : October 8, 2014 Revised : November 25, 2014 Accepted : November 28, 2014

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

I. 서론

정지궤도위성은 지구의 자전속도와 동일한 속도로 회전함에 따라 지구의 특정지점을 24시간 관측 혹은 통신이 가능한 위성이다. 이러한 특성으로 인해 정지궤도위성은 기상관측위성이나 통신방송위성과 같은 상업위성에서 매우 활발하게 활용되고 있다. 특히 여러 중계기 채널을 가진 정지궤도 통신방송위성의 경우 추가적인 연료의 가치는 매달 수백만 달러의 가치에 이른다. 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 교체할 경우 이로 인해 막대한 경제적 손실을 초래할 수 있다. 또한 정확한 잔여추진제량의 정보는 위성 운용자가 기 확보된 궤도 및 주파수에 대한 우선권을 갖고 연속적인 위성서비스를 하기 위해 대체할 다른 인공위성의 발사를 준비하거나 후속 위성의 위성망 운용계획 수립에 유용하게 사용된다[1].

정지궤도 자체가 한정된 자원으로 UN에서는 이러한 정지궤도를 "Protected Regions"으로 지정하여 위성 수명종료 시 폐기궤도로 이동시킬 것을 권고하고 있다. 이러한 이유로 위성 사업자 혹은 운영자는 정지궤도위성을 폐기궤도로 이동시킬 의무를 갖고 있으며 임무수명말기에 위성의 정확한 폐기시점을 판단해야 한다[2,3].

II. 본론

2.1 대표적인 잔여추진제량 측정 방법

2.1.1 PVT 방법

PVT 방법은 임무기간중에 주어진 시점에서 가압제의 부피를 계산하고 이를 통해 탱크내의 잔여추진제량을 계산하는 방법이다. 인공위성에 적재되어 있는 액체추진제의 양은 인공위성이 발사 전에 측정되고 궤도전이 이후에 남아있는 추진제의 양은 추진제탱크의 압력(P), 온도(T)를 측정하여 추정한다. 추진제탱크 내의 가스부피를 추정하기 위해 이상기체방정식이 사용된다. PVT방법은 압력계의 기계적 오차가 증가함에 따라 잔여추진제량 추정 오차는 시간이 지나감에 따라 동시에 증가하게 된다[4,5].

2.1.2 회계식 방법

회계식 방법은 작동 추력기의 추력, 비추력,

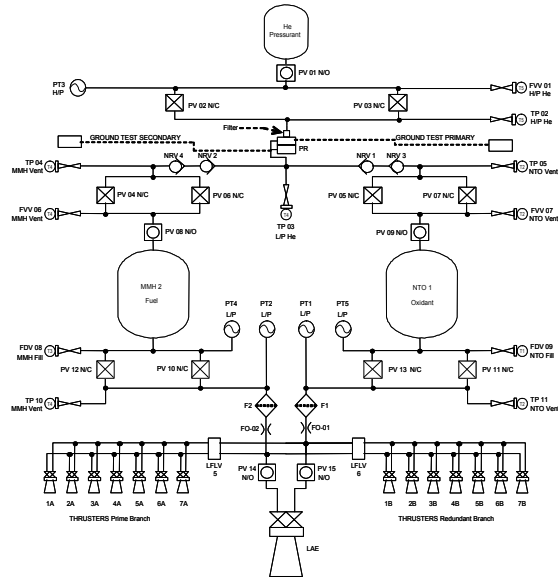


Fig. 1. COMS Propulsion System[5]

질유량 등에 대한 지상시험 값을 이용하여 사용되는 추진제의 양을 누적, 계산한다. 그리고 이 값은 이전에 계산되어진 추진제의 양에서 감해 잔여추진제량을 계산한다. 회계식방법은 임무기간 중에 소모된 추진제량의 값을 적분하므로 사용 추진제량의 계산에 관계되는 오차는 시간이 지나감에 따라 증가한다[4,6].

2.1.3 열질량법

열질량법은 추진제탱크를 일정 온도로 가열하여 탱크와 추진제의 온도증가 시간을 측정함으로써 액체추진제의 양을 추정하는 방법이다. 열질량법은 추가적인 측정장비가 필요없으며 임무수명종료시점에서 정확도가 증가하는 장점이 있으나 지상에서 높은 수준의 보정실험이 필요한 단점이 있다[4].

2.2 이원추진시스템 해석모델

2.2.1 천리안위성 추진시스템

본 논문에서 해석하고자 하는 천리안위성의 추진시스템은 이원추진시스템으로 Fig. 1과 같이 구성된다. 천리안위성의 추진시스템 기능은 크게 두 가지로 구분된다. 첫 번째는 위성을 전이 궤도에서 정지궤도로 궤도진입하기 위한 궤도투입기능(Orbital Injection Function)과 위성의 총 임무기간동안 정지궤도상에서 위성의 자세 및 궤도제어 등에 관련된 궤도상 추진기능(On-orbit Propulsion Function)이다. 이러한 두 가지 상이한 기능을 하나의 추진시스템으로 구현함으로써 다양한 형태의 임무에 대해 유연성을 갖는 시스템

이다. 천리안위성의 추진시스템은 1개의 가압탱크를 가지고 있으며 연료탱크, 산화제탱크를 각각 1개씩 장착하고 있다. 또한 궤도전이를 위한 1개의 액체원지점엔진(LAE)과 자세제어를 위한 총 7쌍의 추력기(RCT)를 장착하고 있으며 압력조절기, 파이로밸브, 래치밸브 등을 포함한다[7].

2.2.2 이원추진시스템 해석모델

위성이 기동되는 동안 사용되는 추진제의 양은 추력기가 작동하는 시간 동안에 소모되는 추진제 질유량의 수치적 적분으로 추정된다. 회계식 방법을 위한 추진시스템 모델을 수식화하는 방법은 추진제 탱크압력에 상응하는 추진제의 질유량에 대한 방정식을 결정하는 것이다.

이원추진제 추진시스템의 추진제 공급시스템의 산화제 및 연료 공급 유체는 아래 식(1), 식(2)와 같이 나타낼 수 있다. 식(1)과 식(2)는 산화제탱크압력(P_{TkOx}) 혹은 연료탱크압력(P_{TkFu})과 액체원지점엔진(LAE)의 연소기챔버 압력(P_{Ch}) 사이의 압력차이는 주입기를 통과할 때 압력저하와 산화제 및 연료가 공급라인을 통과할 때의 압력손실의 합과 같다는 것을 보여준다.

$$P_{TkOx} - P_{Ch} = \frac{\dot{m}_{Ox}^2}{2\rho_{Ox}(N_{Ox}C_{dOx}A_{InjOx})^2} + \frac{\dot{m}_{Ox}^2}{2\rho_{Ox}} \sum \frac{h_{Ox}}{A_{Ox}^2} + P_{CompOx} \quad (1)$$

$$P_{TkFu} - P_{Ch} = \frac{\dot{m}_{Fu}^2}{2\rho_{Fu}(N_{Fu}C_{dFu}A_{InjFu})^2} + \frac{\dot{m}_{Fu}^2}{2\rho_{Fu}} \sum \frac{h_{Fu}}{A_{Fu}^2} + P_{CompFu} \quad (2)$$

여기서 첫번째 항은 주입기의 압력손실을 나타내는 항이며 첫번째 항의 $N_{Ox}C_{dOx}A_{InjOx}$ 과 $N_{Fu}C_{dFu}A_{InjFu}$ 는 액체원지점엔진(LAE) 인젝터의 특성을 나타내는 것으로 주입기구명수(N_{Ox} , N_{Fu}), 유량계수(C_{dOx} , C_{dFu}), 주입기구명 면적(A_{InjOx} , A_{InjFu})을 나타낸다. 천리안위성의 경우 관련 데이터를 지상점화성능시험 시험결과 값을 토대로 역으로 계산하여 그 값을 사용하였다. 두 번째 항은 산화제나 연료 공급배관의 압력손실을 나타내고, 마지막항인 P_{CompOx} 과 P_{CompFu} 는 기타 밸브나 필터 등에서 발생하는 모든 압력손실의 합이다. $\sum(h_{Ox}/A_{Ox}^2)$, $\sum(h_{Fu}/A_{Fu}^2)$, P_{CompOx} , P_{CompFu} 항은 모델링하고자 하는 천리안위성의 이원추진제 추진시스템에 사용되는 실제 산화제와 연료의 공급라인 형상 및 부분품의 특성에 의존하나 일정한 상수로 나타낼 수 있다.

위의 식(1)과 식(2)로 부터 산화제나 연료의 질유량으로의 항으로 식을 정리하면 아래 식(3)과 식(4)와 같이 정리된다.

$$\dot{m}_{Ox} = \sqrt{\frac{P_{TkOx} - P_{Ch} - P_{CompOx}}{\frac{1}{2\rho_{Ox}(N_{Ox}C_{dOx}A_{InjOx})^2} + \frac{1}{2\rho_{Ox}} \sum \frac{h_{Ox}}{A_{Ox}^2}}} \quad (3)$$

$$\dot{m}_{Fu} = \sqrt{\frac{P_{TkFu} - P_{Ch} - P_{CompFu}}{\frac{1}{2\rho_{Fu}(N_{Fu}C_{dFu}A_{InjFu})^2} + \frac{1}{2\rho_{Fu}} \sum \frac{h_{Fu}}{A_{Fu}^2}}} \quad (4)$$

액체원지점엔진(LAE)의 성능해석에 사용되는 매개변수의 관계에서 일반적으로 잘 알려진 질유량과 특성속도(C^*)의 관계식으로 정의할 수 있고 추진제 질유량(\dot{m}_t)은 산화제 질유량(\dot{m}_{Ox})과 연료 질유량(\dot{m}_{Fu})의 합으로 정의할 수 있다[8].

$$\dot{m}_t = \frac{P_{Ch}A_t}{C^*} \quad (5)$$

$$\dot{m}_t = \dot{m}_{Ox} + \dot{m}_{Fu} \quad (6)$$

위의 식(3), 식(5), 식(6)은 4개의 변수를 가진 3개 방정식으로 여기서 4개의 변수는 산화제 질유량(\dot{m}_{Ox}), 연료 질유량(\dot{m}_{Fu}), 연소기챔버압력(P_{Ch}), 특성속도(C^*)이다. 산화제와 연료의 질유량(\dot{m}_{Ox} , \dot{m}_{Fu})을 계산하기 위해서는 산화제와 연료의 관계를 나타낼 수 있는 하나의 관련된 식이 더 필요하다. 이를 위해 우선 연소기 챔버내에서 산화제와 연료가 연소될 때의 산화제와 연료의 비를 나타내는 산화제-연료 혼합비(r , Mixture Ratio)가 아래와 같이 정의된다.

$$r = \frac{\dot{m}_{Ox}}{\dot{m}_{Fu}} \quad (7)$$

일반적인 로켓 이론에서 특성속도(C^*)는 혼합비(r)와 연소기챔버압력(P_{Ch})의 함수이다. 천리안위성에 사용된 이원추진제엔진(LAE)인 R-4D 엔진의 지상점화성능시험(Hot Firing Test) 결과값에서는 연소기챔버압력(P_{Ch})의 변화에도 특성속도(C^*)는 거의 일정한 값을 유지하고 있으며 혼합비(r)가 변화됨에 따라 특성속도(C^*)는 일정하게 변화하므로 천리안위성에 사용된 이원추진제엔진(LAE)은 아래 식(8)와 같이 특성속도(C^*)는 혼합비(r)의 함수로 정의할 수 있다[7-8].

$$C^* = f(r) \quad (8)$$

천리안위성 액체원지점엔진(LAE)의 특성속도 값(C^*)과 혼합비(r)의 관계식은 지상점화성능시험의 비추력(I_{sp}), 혼합비(r)의 결과데이터와 추력계수(C_F)의 식(9)을 통하여 식(10)과 같이 산

출할 수 있다.

$$C^* = \frac{gI_{sp}}{C_F} \tag{9}$$

$$C^* = -377.48r^2 + 1326.29r + 541.28 \tag{10}$$

최종적으로 식(3), 식(4), 식(5), 식(6), 식(7), 식(10)이 천리안위성 이원추진제엔진(LAE) 연소기 챔버로 유입되는 추진제의 질유량을 계산하기 위해 요구되는 모든 관계식들이다.

각 탱크로부터 산화제와 연료의 질유량을 계산하기 위해 Fig. 2와 같은 방법으로 추진제 질유량 추정값을 결정한다. 첫번째로는 예상되는 적정한 액체원지점엔진(LAE) 연소기챔버 압력(P_c)을 가정하고 측정되는 산화제탱크 압력(P_{TKOx})과 연료탱크 압력(P_{TKFu})을 압력계의 불확실성에 따라 정규분포를 갖는 입력값으로 사용한다. 식(3)과 식(4)를 이용하여 산화제질유량(\dot{m}_{Ox}), 연료 질유량(\dot{m}_{Fu})을 각각 계산하고 식(6)을 이용하여 \dot{m}_t (\dot{m}_t 로 설정)를 계산한다. 이후 앞서 계산되어진 산화제 질유량(\dot{m}_{Ox}), 연료 질유량(\dot{m}_{Fu})의 값을 식(7)에 대입하여 혼합비(r)를 계산한다. 이렇게 계산된 혼합비(r)를 식(10) 대입하여 특성속도(C^*)를 계산하고 계산된 혼합비(r)와 특성속도(C^*)의 값을 식(5)에 대입하여 \dot{m}_t (\dot{m}_{t2} 로 설정)를 계산한

다. 이렇게 계산되어진 값(\dot{m}_{t2})과 앞서 계산된 값(\dot{m}_{t1})을 비교하여 만약 두 값들이 정해진 범위내에서 일치한다면 계산되어진 산화제질유량(\dot{m}_{Ox})과 연료 질유량(\dot{m}_{Fu})이 최종 결과값이 된다. 그리고 처음 가정된 액체원지점엔진 연소기 챔버 압력(P_{Ch})은 실제 연소기챔버의 압력값으로 볼 수 있다. \dot{m}_{t1} 과 \dot{m}_{t2} 가 일치하지 않다면 수치적 최적화 방법을 사용하여 반복 계산을 통해 챔버압력값(P_{Ch})을 조정한다. 이러한 알고리즘을 통해 천리안위성의 추진제 탱크로부터의 추진제 탱크 압력에 상응하는 추진제의 질유량을 계산할 수 있다.

최종적으로, 액체원지점엔진의 작동시간과 각 산화제 및 연료의 질유량의 곱은 특정 위성기동에 소모되는 산화제와 연료의 양으로 계산될 수 있다. 위성 기동전 추진제 탱크내에 남아있는 연료의 양은 알고 있으므로, 궤도전이 이후 추진제 탱크에 남아있는 추진제의 양이 결정된다.

본 논문에서 사용되는 모든 입력값 및 상수값은 보안상의 이유로 제시하지는 않았다.

2.3 통계적 해석모델

2.3.1. 몬테카를로 방법

몬테카를로(Monte-Carlo) 방법은 통계적인 분

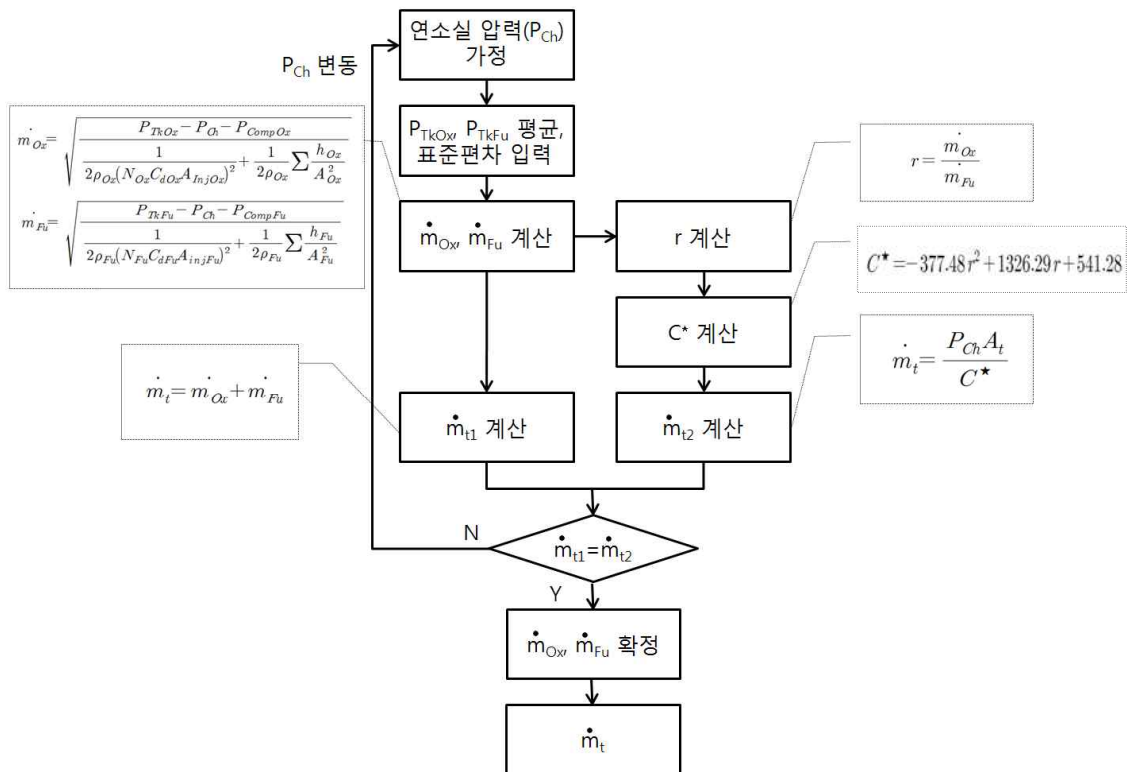


Fig. 2. Propellant Mass Flow Calculation Process

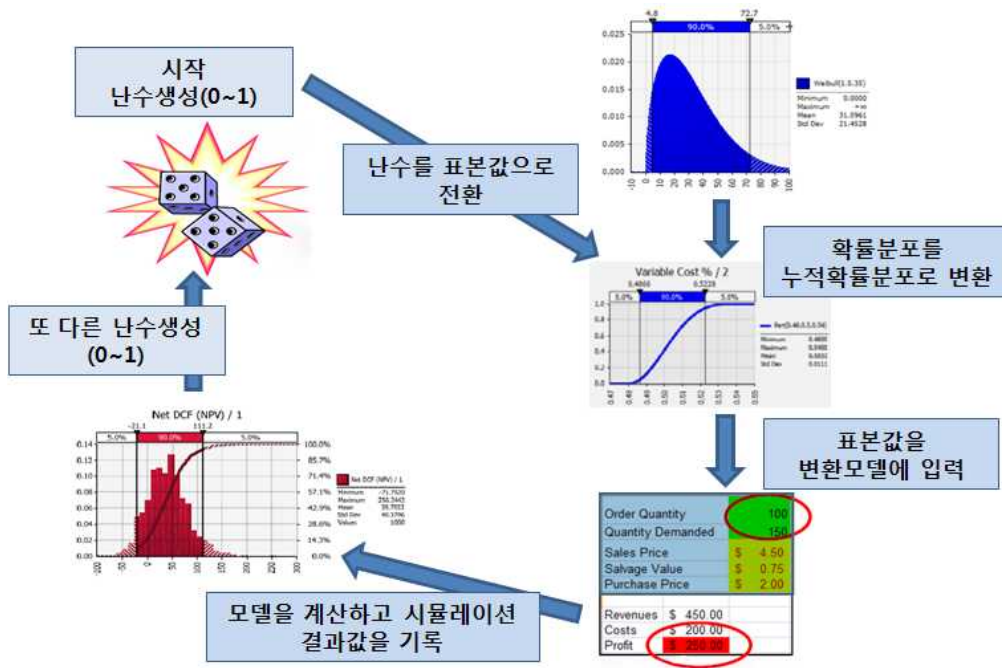


Fig. 3. Monte-Carlo Method Process[9]

석 방법으로 기본적인 개념은 대상이 되는 시스템 모델과 입력성분에 대한 통계적 특성을 정의하고, 난수생성기를 이용하여 n개의 각 입력값을 생성하여 모델에 입력하여 출력값을 얻는 시뮬레이션 방법이다. 이 결과적으로 얻어진 n개의 비선형시스템의 출력 값에 통계적인 특성을 얻는 방식이다[9].

일반적인 몬테카를로 방법의 시행을 위한 절차로는 Fig. 3과 같이 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. 일반적으로 각 오차성분의 통계적 특성은 평균값과 일정한 분산값, 즉 표준편차(σ)를 가지는 가우시안 분포를 가정한다. 그리고 결과적으로 주어지는 출력의 통계적 특성 한계값은 3σ 값으로 정의한다. 참고로 본 논문에서는 해석하는 모든 표본의 수는 십만개($n=100,000$)의 임의수를 생성하여 해석을 수행하였다.

2.3.2 불확실성분석을 위한 입력값

추진제 소요 질유량의 불확실성 분석을 위해 추진제 노즐의 목면적, 산화제 및 연료밀도, 추진제 공급 시스템의 압력 손실, 인젝터의 특성값은 상수값으로 볼 수 있다. 인젝터 특성값 ($N_{ox}C_{d,ox}A_{inj,ox}$, $N_{i}C_{d,i}A_{inj,i}$)은 액체원지점엔진(LAE)

의 지상점화성능시험 결과를 바탕으로 계산하였다. 추진제 공급시스템의 압력손실항($\sum(h_{ox}/A_{ox}^2)$, $\sum(h_{fu}/A_u^2)$)은 연료탱크 및 산화제 탱크로부터 액체원지점엔진(LAE)까지 배관의 직경, 길이, 곡선 등에 따라 배관의 압력손실을 계산하고 연료탱크 및 산화제 탱크로부터 액체원지점엔진(LAE) 사이에는 파이프밸브, 필터, 오리피스 등의 압력손실 합으로 결정하였다. 연료 및 산화제의 밀도는 온도의 함수이나 실제 위성운용시 추진제 온도가 큰 변화가 없이 그 영향이 매우 미미하여 연료 및 산화제의 밀도도 상수값으로 가정하였다.

식(3), 식(4), 식(5)와 Fig. 2의 알고리즘에서 추진제 질유량 추정의 불확실성은 추진제 탱크에 장착된 압력계 측정압력($P_{TK,ox}$, $P_{TK,fu}$)의 불확실성에 좌우되고 나머지 항은 모두 상수항으로 볼 수 있다. 압력 측정값들이 정규분포를 갖는다고 가정하고 그 값은 분포의 평균으로 정한다. 본 논문에서는 압력센서의 불확실성을 각각 0 %에서 1 %의 사이에 10개의 불확실성으로 분할하여 해석을 수행하였다.

2.3.3 통계적 분석모델

산화제탱크와 연료탱크 내 압력의 값을 나타내는 각각 n개의 임의의 산화제탱크압력($P_{TK,ox1}$, $P_{TK,ox2}$, ..., $P_{TK,oxn}$)과 연료탱크압력($P_{TK,fu1}$, $P_{TK,fu2}$, ..., $P_{TK,fun}$)과 다른 모든 파라미터 상수값을 바탕으로 Fig. 2의 알고리즘에 따라 계산을 수행하여

결과적으로 3가지 n개의 집합, 즉 연소실압력값 ($P_{C1}, P_{C2}, \dots, P_{Cn}$), 산화제 질유량값 ($\dot{m}_{Ox1}, \dot{m}_{Ox2}, \dots, \dot{m}_{Oxn}$), 연료 질유량값 ($\dot{m}_{Fu1}, \dot{m}_{Fu2}, \dots, \dot{m}_{Fun}$) 를 얻을 수 있다. 즉, 특정한 $P_{Tk,Oxi}, P_{Tk,Fui}$ 에 상응하는 각각의 $P_{Ci}, \dot{m}_{Oxi}, \dot{m}_{Fui}$ 값을 구할 수 있으며 산화제 질유량 ($\dot{m}_{Ox1}, \dot{m}_{Ox2}, \dots, \dot{m}_{Oxn}$) 집합은 산화제 질유량 참값의 큰 모집단 (population)으로부터 얻어지는 n개 크기의 표본 (sample)로 나타낸다. 산화제 질유량 값의 모집단의 평균($\mu_{m_{ox}}$)과 표준편차($\sigma_{m_{ox}}$)는 각각 추진제 탱크에 남아있는 산화제 질유량의 가장 정밀한 추정치와 불확실성을 각각 의미한다. 이러한 모집단 파라미터들은 구할 수 없으므로 대신 표본 즉 $\dot{m}_{Ox1}, \dot{m}_{Ox2}, \dots, \dot{m}_{Oxn}$ 의 표본 평균과 표본 표준편차로 추정한다. 산화제 질유량($\dot{m}_{Ox1}, \dot{m}_{Ox2}, \dots, \dot{m}_{Oxn}$) 값의 표본집합에 대해, 표본평균(\dot{m}_{ox})과 표본표준편차($S_{m_{ox}}$)는 아래와 같이 계산된다.

$$\dot{m}_{ox} = \frac{\sum_{i=1}^n \dot{m}_{oxi}}{n} \quad (11)$$

$$S_{m_{ox}} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (\dot{m}_{oxi} - \dot{m}_{ox})^2}{n}} \quad (12)$$

통계학에서 대수의 법칙에 따라 표본의 크기인 n값이 커짐에 따라 확률적으로 평균값이 참값에 근접할 확률이 높아진다. 그러므로, $\mu_{m_{ox}}$ 는 \dot{m}_{Ox} 로 근사되고 $\sigma_{m_{ox}}$ 는 $S_{m_{ox}}$ 로 근사된다.

이러한 방식으로 계산된 표본의 평균 산화제 질유량(\dot{m}_{Ox})은 주어진 산화제 압력센서 불확실성($\pm p\%$)에서 산화제 질유량에 대한 가장 정밀한 추정치를 나타낼 수 있다.

산화제 압력센서가 0의 불확실성을 가진다는 것을 가정했을 때 즉, 압력센서로 측정되는 압력값을 산화제 탱크의 참 압력값으로 고려하고, 공식화된 알고리즘을 사용하면, 산화제 질유량의 정확한 값($\dot{m}_{Ox,0}$)이 계산되어 질 수 있다. 즉, $\dot{m}_{Ox,0}$ 값은 다양한 파라미터들에 대한 측정값을 사용하고 공식화된 알고리즘에 따라 계산되는 단 하나의 값이다.

아래 식(13)과 같이 $\dot{m}_{Ox,0}$ 와 \dot{m}_{Ox} 의 차이의 절대값은 온도센서와 압력센서의 불확실성이 0인 측정값을 적용한 참값과 추진제 탱크에 남아있는 추진제 부피의 확률론적인 통계적인 추정값에 발생하는 오차($d\dot{m}_{Ox}$)로 아래 식과 같이 정의할 수 있다.

$$d\dot{m}_{Ox} = |\dot{m}_{Ox,0} - \dot{m}_{Ox}| \quad (13)$$

여기서 오차($d\dot{m}_{Ox}$) 추정치의 불확실성은 $\pm 3 S_{m_{ox}}$ 이고 이는 \dot{m}_{Ox} 이 $\mu_{m_{ox}}$ 에 근사하는 불확실성과 같다. 즉 $\sigma_{m_{ox}}$ 이 $S_{m_{ox}}$ 로 근사됨에 따라, $\sigma_{m_{ox}}$ 는 산화제 질유량 결정의 불확실성 척도로 볼 수 있다. 그러므로 3σ 한계를 고려하여 액체원지점엔진(LAE) 소요 추진제 질량의 추정 불확실성을 백분율로 나타내면 아래 식(14)과 같이 나타낼 수 있다.

$$U_{m_{ox}} [\%] = \pm \frac{3S_{m_{ox}}}{\dot{m}_{Ox}} \times 100 \quad (14)$$

식(14)는 산화제 질유량의 불확실성 값(%)과 추진제 탱크 압력센서의 불확실성 값(%)에 대응되는 오차값이다.

추진제 탱크 압력센서 불확실성에 따라, 산화제 질유량 불확실성 값과 오차($d\dot{m}_{Ox}$)에 대한 다른 값을 갖는다. 그러므로, 산화제 질유량 불확실성 추정의 불확실성값과 추진제 탱크 압력센서에 불확실성의 다른 정도에 따른 오차($d\dot{m}_{Ox}$)는 계산되고, 추진제 탱크 압력센서의 불확실성의 변화에 따른 그들의 변화값이 연구되었다.

유사한 방식으로, 산화제 질유량값($\dot{m}_{Ox1}, \dot{m}_{Ox2}, \dots, \dot{m}_{Oxn}$) 집합에서 앞서 추정되어진 것과 같이, 연료 질유량값($\dot{m}_{Fu1}, \dot{m}_{Fu2}, \dots, \dot{m}_{Fun}$)에서도 유사하게 수행되고 결과적으로 두 값의 합인 ($\dot{m}_{t1}, \dot{m}_{t2}, \dots, \dot{m}_{tn}$)으로 결과값을 구할 수 있다.

2.4 통계적 해석결과

2.4.1 압력센서 불확실성 동시변화에 따른 결과

산화제 및 연료탱크의 압력센서 불확실성이 0%에서 1% 사이로 0.1%의 간격으로 동시 변화됨에 따라 액체원지점엔진(LAE)을 사용하여 궤도전이를 하는 동안 사용되는 산화제 질유량(\dot{m}_{Ox}) 값의 결과분포는 정규분포를 갖는다. 또한 각 압력센서의 불확실성 변화에 따라 산화제 질유량(\dot{m}_{Ox})의 값의 불확실성 범위도 커짐을 확인할 수 있다. 연료 질유량(\dot{m}_{Fu})을 동일한 방법으로 구할 수 있으며, 산화제 질유량(\dot{m}_{Ox})과 연료 질유량(\dot{m}_{Fu})의 합인 추진제 질유량(\dot{m}_t)의 변화값을 구할 수 있다. 여기에 액체원지점엔진의 작동시간(Burn Duration Time)을 곱한 총소요 추진제 질량(m_t)을 계산할 수 있다. 이 모든 결과 값을 하나로 겹쳐 나타낼 경우 Fig. 4와 같이 나타내어지고 그 값도 정규분포를 갖는다. 여기서 산화제 및 연료탱크

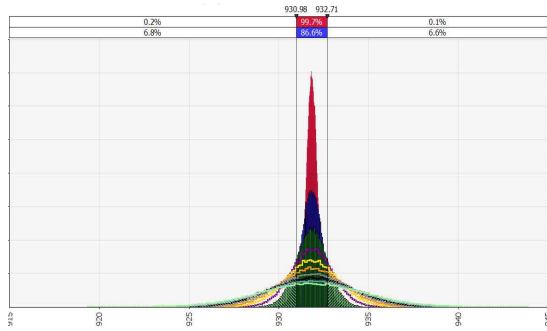


Fig. 4. Propellant consumption distribution of LAE by uncertainty in pressure sensors

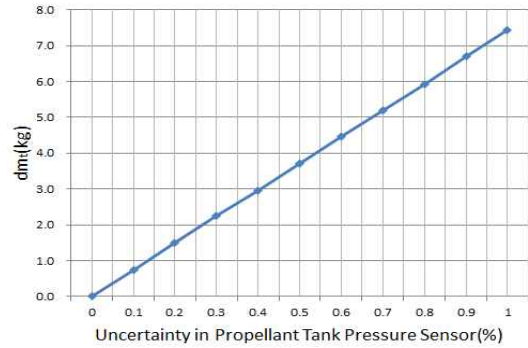


Fig. 7. Propellant consumption error of LAE by uncertainty in propellant tanks pressure sensors

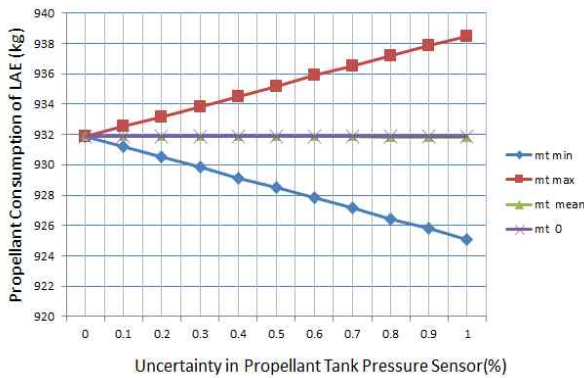


Fig. 5. Propellant consumption of LAE by uncertainty in propellant tanks pressure sensors

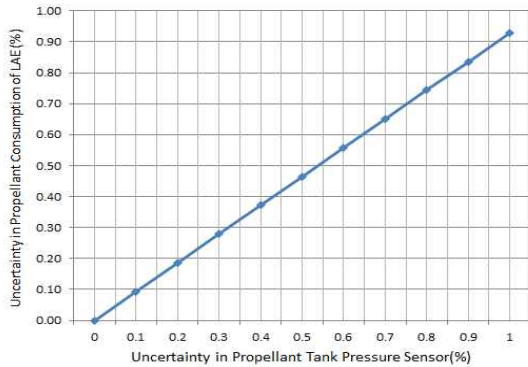


Fig. 6. Propellant consumption uncertainty of LAE by uncertainty in propellant tanks pressure sensors

의 압력센서 불확실성이 낮을 수록 액체추진제엔진 소모 추진제 질량분포도 넓게 분포하게 되며 그 오차값이 커진다.

Figure 5는 산화제 탱크와 연료탱크 압력센서의 불확실성이 동시에 0%에서 1%로 변화함에 따른, 액체추진제엔진 총소모 추진제 질량(\dot{m}_t)의 양적 변화(variation)를 보여 준다. Fig. 5에서,

불확실성 경계(낮은 신뢰한계($\dot{m}_{t,min}$)과 높은 신뢰한계($\dot{m}_{t,max}$))는 추진제 질유량의 0.13%과 99.87% 값으로 정의한다. 불확실성은 산화제 질유량 \dot{m}_t 에 대해 대칭적으로 보여짐을 알 수 있는데, 결정론적으로 계산되어지는 산화제 질유량(\dot{m}_{t0})에 상응하는 수평선으로 나타낼 수 있으며 압력센서 불확실성 증가에 따른 추정 산화제 질유량의 최대값들과 최소값들(3σ 한계를 기준)을 하나의 그래프로 나타낸 그림이다.

Figure 6은 산화제탱크와 연료탱크 압력센서의 불확실성이 0%에서 1%로 변화함에 따른, 액체추진제엔진 총소모 추진제 질량(\dot{m}_t)의 추정되는 소모 추진제 질량(\dot{m}_t)의 불확실성 퍼센트의 변화를 하나의 그래프로 보여준다. 예상되는 것처럼, 소모 추진제 질량 추정에서 불확실성 정도는 산화제 탱크 압력센서의 불확실성이 증가함에 따라 증가한다. 불확실성의 증가는 비록 $P_{TK,OX}$ 항과 $P_{TK,FU}$ 항이 \dot{m}_{Fu} 를 나타내는 식(2)와 식(3)에서 제공근 내에 있지만 탱크 압력센서에서 고려되는 소모 추진제 질량의 불확실성 범위에 대해 아래 Fig. 6과 같이 선형으로 나타내어진다. 식(14)과 같이 \dot{m}_{t0} 와 \dot{m}_t 의 차이의 절대값은 압력센서의 불확실성이 0인 측정값을 적용한 참값과 액체원지점엔진에 의해 소진된 추진제 질량의 통계적인 추정값에 발생하는 오차($d\dot{m}_t$)로 정의하고 그 결과는 Fig. 7과 같이 나타낼 수 있다.

2.4.2 단일 압력센서 불확실성 변화에 따른 결과

앞절에서 분석 및 결과는 산화제 및 연료 압력센서의 불확실성이 동일하게 변화되는 대표적인 하나의 사례만을 검토한 것이다. 위성운용시 산화제 및 연료탱크의 압력센서가 시간이 지

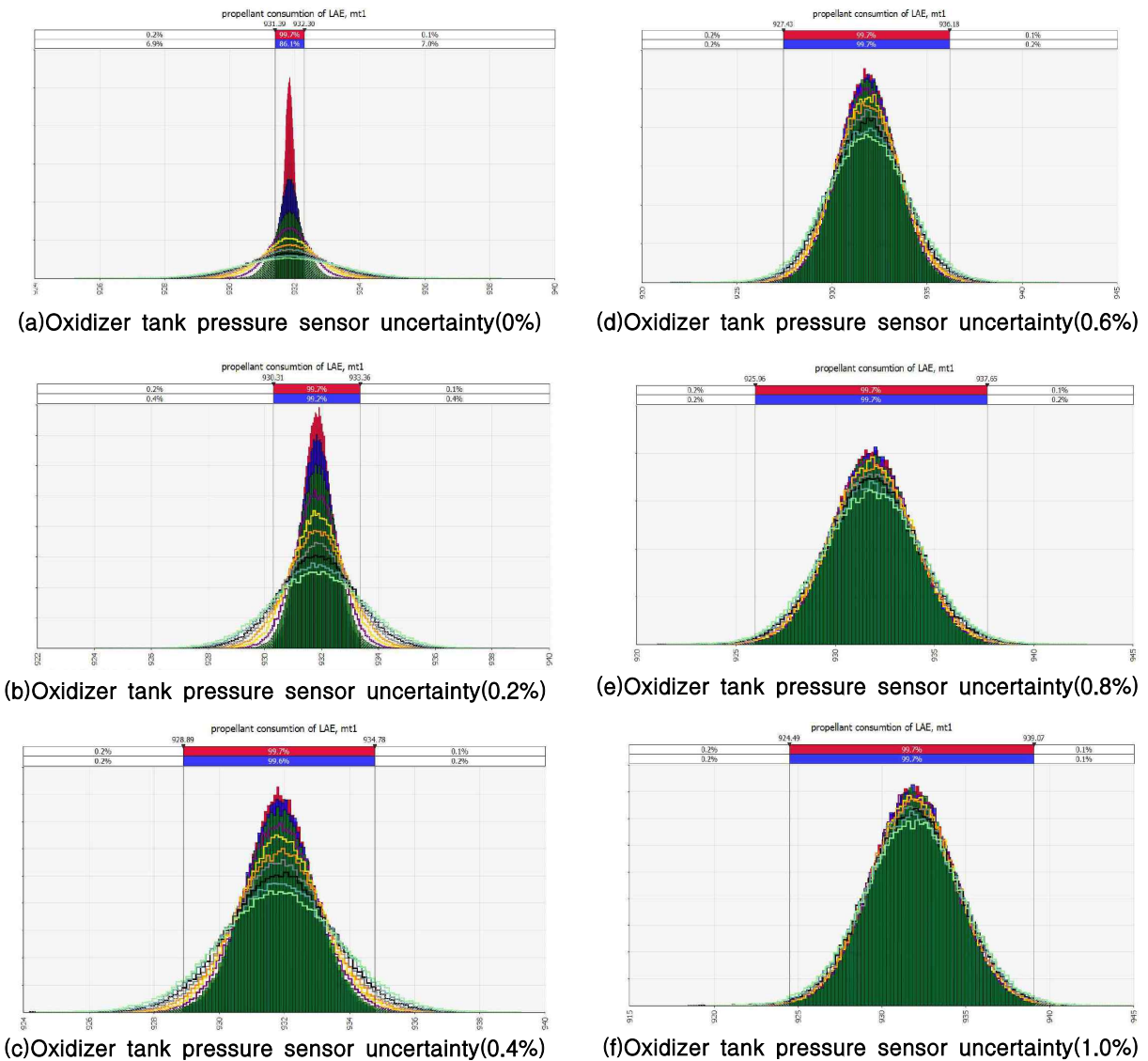


Fig. 8. Propellant consumption of LAE by uncertainty in oxidizer tank pressure sensor

남에 따라 비슷하게 불확실성이 증가하여 거의 동일한 불확실성을 갖는다고 가정해도 큰 무리는 없을 것이다. 하지만 항상 그러한 가정이 성립하지는 않을 것이므로 두 개의 압력센서 중 하나를 고정하고 하나의 압력센서를 변화시키는 경우에 한하여서도 그 결과를 검토하고자 한다. 이를 위해 산화제 탱크 압력센서의 불확실성을 0%에서 1.0%로 0.2%의 간격으로 변화시키면서 동시에 연료탱크의 압력센서의 불확실성을 0%에서 1.0% 사이로 0.1%의 간격으로 변화시키면서 66가지 경우의 불확실성이 변화되는 경우의 수를 가정하여 분석하였다.

Figure 8은 산화제 탱크 압력센서의 불확실성을 고정하고 연료탱크의 불확실성을 변화시킬 때 액체원지점엔진 소모 추진제량의 확률적인

분포를 나타낸 값이다. 산화제 탱크 압력센서의 불확실성이 커짐에 따라 연료 탱크 압력센서의 불확실성이 변화하여도 그 퍼짐정도는 크게 변화가 없다. 즉 산화제 탱크 압력센서의 불확실성이 커짐에 따라 연료탱크 압력센서의 불확실성 변화에도 불구하고 표준편차의 변화정도가 크지 않음을 알 수 있다. 이러한 Fig. 8의 3σ한계의 최소값, 최대값, 평균값 및 m_{t0} 값을 하나의 그래프로 나타내면 Fig. 9와 같다. 또한 식 (14)을 사용하여 액체원지점엔진 소요 추진제 질량의 추정 불확실성을 하나의 그래프로 나타내면 Fig. 10과 같다. 불확실성은 연료탱크 압력센서의 불확실성이 높아짐에 따라 불확실성은 전체적으로 모두 커지지만 불확실성의 커지는 정도는 점차 적어짐을 알 수 있다.

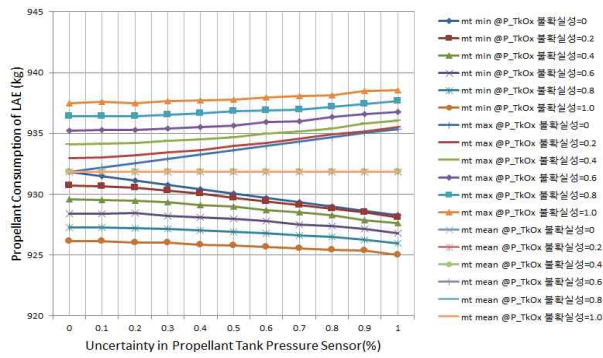


Fig. 9. Propellant consumption of LAE by uncertainty in propellant tanks pressure sensor (min, max, mean)

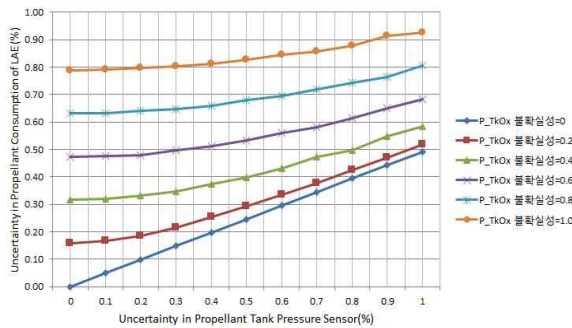


Fig. 10. Propellant consumption uncertainty of LAE by uncertainty in propellant tanks pressure sensor

Figure 9와 Fig. 10에서 보는 바와 같이 산화제 탱크 압력센서의 불확실성이 고정된 상태에서는 연료탱크 압력센서의 불확실성 변화에 대한 영향이 크게 작용하지 않음을 알 수 있다. 이는 고정된 산화제 탱크 압력센서의 불확실성이 연료의 질유량을 계산하는데 사용되는 연소실 압력추정의 불확실성을 생성하고 산화제 탱크 압력센서의 불확실성으로 인해 연료 질유량의 불확실성에 영향을 줄 수 있다는 것을 간접적으로 알 수 있다. 또한 Fig. 10에서 보는 바와 같이 연료탱크 압력센서의 불확실성변화에 따른 추진제 소요질량의 불확실성 변화도 선형적으로 변화하나 산화제탱크 압력센서의 불확실성 고정값이 커질수록 그 기울기는 점차 감소함을 알 수 있다. 이는 산화제탱크 압력센서의 불확실성이 큰값으로 고정될 경우 연료탱크 압력센서의 민감도는 점차 감소한다.

2.4.3 천리안위성 추정값과 결과 비교

몬테카를로 방법에 의한 회계식방법의 오차분석결과를 검증하기 위하여 천리안위성의 궤도전

Table 1. COMS LAE propellant consumption error vs Monte-Carlo Method result[10]

구분	액체원지점엔진(LAE) 사용 추진제량 추정값 및 오차값	
	추진제 사용 추정값	오차값
천리안위성 추정값	919.3 kg	±5.46 kg
몬테카를로 해석방법	932 kg	≤ ±7.4 kg

이시 요구되는 추진제버짓의 소요 추정 추진제량과 비교하여 그 결과 값을 Table 1과 같이 정리하였다. 본 논문에서 해석한 천리안위성의 액체원지점엔진 사용량 추정은 지상시험을 통하여 압력과 질유량의 관계식을 통하여 추정된 값이다. 추진제 추정값과 비교하여 몬테카를로 해석값은 유사하게 계산되었으나 몬테카를로 해석에서 사용된 액체원지점엔진의 성능데이터 값이 모두 지상시험시 사용된 값으로 실제 운용되는 우주환경과는 다소 차이가 있으며 또한 배관과 부분품의 압력손실값의 오차로 인해 그 값의 차이가 발생한 것으로 추정된다. 천리안위성 해석 결과에서 주어진 오차는 몬테카를로 해석시 압력계의 불확실성이 동시에 변화되는 압력계 불확실성을 가정할 경우 오차범위 내에 있음을 알 수 있다.

III. 결 론

본 논문에서 제시한 모델식의 모든 파라미터 불확실성이 동시에 존재 할 것으로 보이며, 추정 산화제와 연료 질유량의 불확실성이 모든 파라미터들의 불확실성에 의해 다양하게 영향을 받을 것으로 보인다. 하지만 상수화 할 수 있는 파라미터들은 고정된 값으로 가정하고 산화제 탱크 및 연료탱크 압력센서의 불확실성을 변동시키면서, 추정 산화제 질유량과 연료 질유량의 불확실성에 대한 각 파라미터들의 영향을 분석하였다.

추진제 질량의 불확실성은 압력센서의 불확실성의 변화에 따라 선형으로 변화한다. 이때 변화되는 기울기는 탱크 압력센서의 불확실성에 대한 추정 추진제 질유량의 민감도를 의미한다. 더 나아가 산화제 탱크 혹은 연료탱크 압력센서의 불확실성변화에 따른 추진제 소요질량의 불확실성 변화도 선형적으로 변화한다는 것을 알 수 있다. 하지만 그 값의 기울기는 점차 감소함으로써 그 민감도는 점차 감소한다는 것을 알

수 있다. 산화제의 질유량과 연료의 질유량은 각 산화제 탱크 압력센서의 불확실성과 연료탱크 압력센서의 불확실성에 각각 가장 민감하다는 것을 알 수 있으나 하나의 압력센서 불확실성이 높은 경우에는 다른 압력센서의 불확실성의 민감도는 다소 적어짐을 알 수 있었다. 이는 고정된 산화제 탱크 압력센서의 불확실성이 연료의 질유량을 계산하는데 사용되는 연소실 압력추정의 불확실성을 일부 생성하고 산화제 탱크 압력센서의 불확실성으로 인해 연료 질유량의 불확실성에 영향을 줄 수 있는 것으로 판단되어 진다.

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) "ADC(Inter-Agency Space Debris Coordination Committee) Space Debris Mitigation Guidelines", UNCOPUOS, 15 Oct. 2002.
- 3) 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.
- 4) Eungsik Park and Hwanil Huh, "Residual Propellant Gauging Methods for Geostationary Satellites and Recent Technology Status", *KSAS Journal*, Vol.42, No.10, 2014.
- 5) 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.
- 6) Eungsik Park, Bang-Yeop Kim and Hwanil Huh, "Residual Propellant Estimation and Consumption Status of COMS", *KSPE Fall Conference*, 2012.
- 7) KARI, *COMS Critical Design Review Data Package*, Vol 2.4, 2007.4.
- 8) George p. Sutton, Oscar Biblarz, *Rocket Propulsion Elements*, John Wiley & Sons, INC., 2001.
- 9) Donghwan Han, Gyunghyun Min, *Project Risk Management*, E-rae Tech, 2012
- 10) KARI, *COMS Pre-ShipReview Data Package*, 2010. 2.