

정지궤도 인공위성 추력기 모델링

박응식*, 박봉규**

Geostationary Satellite Thruster Modeling

Eung Sik Park*, Bong Kyu Park**

Abstract

Geostationary satellite propulsion system provides satellite with the velocity increment (ΔV) for attitude control operations and stationkeeping operations from satellite launch to de-orbit at the end of life. Today, various types of propulsion system and its thrusters are produced by worldwide manufactures. Therefore, geostationary satellite manufacturers give significant modification to the Mission Analysis Software whenever different type of propulsion system type is adopted. Mission Analysis Software is a tool for planning and verification of satellite mission. For the development of the Generalized Mission Analysis Software, many thrusters are carefully investigated and modeled.

초 록

정지궤도 인공위성의 추진시스템은 위성발사에서부터 모든 임무궤도의 자세제어와 마지막 임무단계인 폐기궤도 기동을 위한 다양한 속도증분을 제공한다. 이러한 추진시스템은 위성제작사에 따라 매우 다양하게 구성되고 있으며 버스체마다 사용되는 추력기 또한 매우 다양하다. 따라서 각 정지궤도 위성 제작사에서는 각각의 추진시스템에 맞는 모든 궤도 관련 임무를 계획하고 검증하는 임무해석소프트웨어를 개발하고 있다. 이러한 범용화된 임무해석소프트웨어를 개발하기 위하여 다양한 추력기 데이터를 검토하였고 이를 토대로 일반화된 추력기 모델링식을 구축하였다.

키워드 : 인공위성(satellite), 추력기 (thruster), 모델링(modelling)

1. 서 론

본 논문의 목표는 일반적으로 제공되는 여러

추력기 회사의 다양한 추력기의 성능 및 특성을 분석하여 이를 하나의 모델로 정립함으로써 어떠한 추력기가 위성에 장착되더라도 범용 임무해석

* 통신위성체계그룹/espark@kari.re.kr

** 통신위성체계그룹/bkpark@kari.re.kr

소프트웨어인 GMAS(General Mission Analysis Software)가 적합한 모델링을 수행하도록 하기 위한 것이다.

추력기를 S/W에 적용하기 위한 모델링 방법은 일반적으로 두가지 방법이 쓰이고 있다. 첫번째 방법은 특정한 Duty Cycle이나 특정 수치에 대한 실험데이터를 활용한 수치적 모델링 방법(Tabular Thruster Model)이다. 추력기의 실험 데이터를 데이터베이스 내에 저장해두고 필요한 데이터만을 선택하여 이를 보간(Interpolation)함으로써 필요한 압력에 필요한 추력을 계산하는 방법이다. 이 방식은 무궁화위성 1, 2호에서 추력기 모델링에 주로 적용되었다. 두번째 방법은 해석적 모델링 방법(Analytical Thruster Model)으로 추력기 실험데이터로 부터 추력기 모델을 수식적으로 유도하여 모델링하는 방법으로 무궁화위성 3호의 추력기 모델링에 적용되고 있다.²⁾

본 논문에서는 무궁화위성 3호의 단일추진제 추력기의 해석적인 모델을 검토, 보완하여 수식 계산에 필요한 계수들을 정의하고 이를 활용하여 정지궤도위성에서 주로 사용되고 있는 단일추진제 추력기(Monopropellant Thruster), 이원추진제 추력기(Bipropellant Thruster)와 더불어 이원추진제 추력기의 특성을 파악하여 모델식을 구성하였다.

2. 본 론

2.1 추력모델링

위성이 추력을 획득하기 위해서 먼저 밸브를 작동하기 위한 스탬형의 전기적인 신호가 입력되고 추진제가 밸브로부터 주입기(Injector)를 통하여 유입된다. 이 과정에서 정상추력에 도달하기 까지 점화지연 및 비선형적인 지연이 발생한다. 이로 인하여 실제 원하는 추력에 도달하기까지는 일정한 반응시간이 필요하다. 특히 이원추진제 추력기는 추진제와 산화제가 모두 주입되어야 함으로 두 연료 중 긴 반응시간이 전체적인 반응시간이 된다.

다양한 요소들이 추력기의 반응시간에 영향을 주며 추력은 설계 탱크압력뿐만 아니라 시간의

함수로 나타나게 된다. 또한 밸브가 닫힌 후에도 밸브 반응속도와 배관에 남아 있는 잔여 유량에 의해 바로 영 값이 되지 않아 잔여 추력이 생성된다. 특히 펄스 모드에서는 이 반응시간이 매우 큰 영향을 차지하게 된다.

이러한 일반적인 추력기의 추력형태는 아래(그림 1)의 추력형상을 갖는다. 또한 작동초기 추력 상승구간의 형태는 지수함수의 형태로 발달하고 추력기 밸브가 닫힌 후에는 추력기의 잔여추진제의 영향으로 긴 꼬리 형상의 추력이 발생하게 된다. 이런 추력 하강구간의 형태는 역시 지수함수의 형태로 감소하게 된다.¹⁾

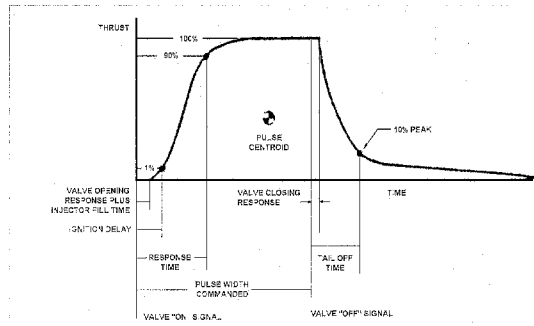


그림 1. 일반적인 추력 형상¹⁾

정지궤도위성의 추력기 작동모드는 연속작동 모드(Continuous Mode), 오프펄스모드(Off-pulsed Mode)와 온펄스모드(On-pulsed Mode)로 작동되고 있으며 본 논문에서는 이러한 세가지 경우의 작동형태에 대하여 모델링을 수행하였다.

추력기가 연속작동모드로 작동할 경우에는 이러한 완전한 형태로 추력형태가 구성되나 펄스형태로 추력이 발생할 경우에는 추력기의 100% 추력이 발생하기도 전에 추력기 밸브가 닫히게 되는 현상이 발생하기도 한다. 이처럼 펄스기간이 짧은 경우에는 잔여추력을 시작점으로 하여 추력이 발생하므로 반응속도가 더 빨라지며 추력상승 형태가 더욱 급격한 형상을 갖게 된다.²⁾

2.2 단일추진제 추력기 모델링

2.2.1 연속작동/오프펄스모드 모델링

연속작동모드와 오프펄스모드는 하나의 긴 펄스를 갖는 같은 형태의 추력으로 볼 수 있으며 기준이 되는 정상상태(Steady State)의 추력(F_s)은 아래 (그림 2)와 같이 연료탱크 압력(P)과 추력계수로 나타낼 수 있다. 이러한 F_s 의 값은 반응시간(Response Time) 이후의 100% 추력을 나타내는 값이다.

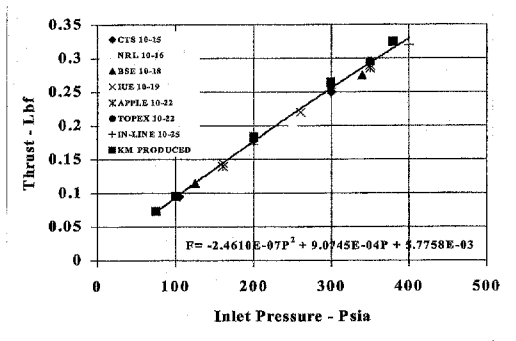


그림 2. 단일추진제 추력기 정상상태 추력곡선 예³⁾

이러한 데이터는 추력기 제조 회사에서 제공하는 가장 일반적인 데이터이며 이를 토대로 하여 식(1)과 같은 모델식으로 나타낼 수 있다. 이러한 2차함수의 모델식 또한 대부분의 추력기 제조회사에서 제공하고 있다.

$$F_s = [c_0 + c_1 P + c_2 P^2] \quad (1)$$

c_i : 압력에 대한 정상상태 추력 계수

추력형상을 보다 상세하게 모델링하기 위해 아래 (그림 2)에 가장 이상적인 펄스형태인 펄스의 전기적 신호와 실제 추력기의 추력형태, 그리고 이러한 추력형태를 모사하기 위한 추력기 펄스모델을 나타내었다. 여기서 펄스길이는 w 이며 F_s 가 기준추력을 나타낸다.

이러한 정상상태의 추력식에 시간에 따른 추력상승구간의 추력형태를 모델링하기 위하여 시간에 따라 정상 추력의 10%까지 도달하는 시간을 τ_a 로 정의하고 90%까지 도달하는데 걸린 시간을 τ_b 로 정의하여 그에 해당하는 R_a, R_b 를 결정하여 주었다.

즉 정상상태 추력(F_s)에 시간의 함수로 주어지는 지수함수의 항을 곱하여 시간에 따른 추력을 아래 식(2)와 같이 모델링 할 수 있다.

$$F_{ref} = F_s [1 - R_a e^{-t/\tau_a} - R_b e^{-t/\tau_b}] \quad (2)$$

t : 추력기 작동시간(밸브작동시간)

R_a : 시정수 τ_a 에 관계된 추력의 평균 감소량

R_b : 시정수 τ_b 에 관계된 추력의 평균 감소량

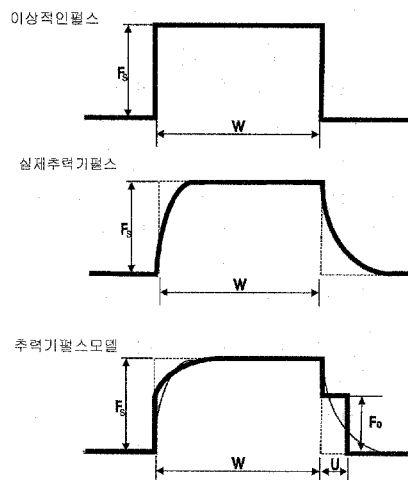


그림 3. 추력 모델링 과정

총임펄스는 추력기가 작동되는 시간, 즉 펄스 길이에 추력식을 시간에 대하여 적분함으로 정의되며 아래 식(3)과 같이 모델링 할 수 있다.

$$I_{mref} = dc \left[\int_0^w F_{ref} dt + F(0)u \right] \quad (3)$$

하지만 위의 추력 모델식에서는 점화초기의 추력상승부분에 대한 고려를 해주었으나 실제 밸브가 잠긴 이후의 추력감소부분, 즉 Tail-off 부분의 고려는 되어 있지 못하다. 이러한 부분은 그림과 아래 적분식에서 보여주는 바와 같이 $t=0$ 일 경우의 추력값, $F(0)$ 에 일정 u 값을 곱해줌으로써 모델링을 한다. 이러한 임펄스의 모델링은 식(4)와 같이 주어진다.

$$I_{mpref}(w) = dcF_s[w + (1 - R_a - R_b)u - R_a\tau_a(1 - e^{-w/\tau_a}) - R_b\tau_b(1 - e^{-w/\tau_b})] \quad (4)$$

w : 펄스길이(On Time)
 u : 비선형효과에 대한 추력기 임펄스 증가분
 dc : Duty Cycle(ex : 연속 점화시 1.0)

위의 식에서 사용되는 τ_a , τ_b , R_a , R_b , u 는 추력기마다 다른 값으로 각 추력기 성능시험의 시간에 대한 추력데이터에서 결정된다. 같은 추력기에 대해서는 같은 값을 가지며 이는 물리적으로 추력기 밸브의 특성을 나타낸다. u 항은 명령된 펄스길이와 실제적인 펄스의 차이를 보상하는 값으로 정의된다. 이러한 값은 역시 밸브의 특성으로 결정되며 매우 낮은 Duty Cycle 작동에서의 중요한 인자가 되나 긴 펄스를 갖는 경우에는 중요한 계수가 아니다. 각 추력기마다 이러한 일련의 상수값은 적절한 성능테스트 데이터를 통하여 획득된다.

단일 펄스에 대한 실제 임펄스는 추력기의 추력효율과 추력기 형상에 따른 추력효율을 적용하여 다음 식(5)와 같이 최종적인 임펄스를 모델링할 수 있다.

$$I_{mp}(w) = \xi_{CF} \xi_F I_{mpref}(w) \quad (5)$$

ξ_F : 추력기 추력효율
 ξ_{CF} : 추력기 형상효율

2.2.2 온펄스모드 모델링

펄스 길이 w 를 갖는 n 번째 펄스의 기준이 되는 단일펄스는 연속작동모드의 모델링 식을 바탕으로 아래와 같이 모델링된다.

$$I_{mpref}(n) = F_s[w + (1 - R_{an} - R_{bn})u - R_{an}\tau_a(1 - e^{-w/\tau_a}) - R_{bn}\tau_b(1 - e^{-w/\tau_b})] \quad (6)$$

R_{an} : 시정수 τ_a 에 대한 n 번째 펄스의 추력평균감소량
 R_{bn} : 시정수 τ_b 에 대한 n 번째 펄스의 추력평균감소량

R_{an} 과 R_{bn} 은 n 번째 펄스의 추력평균감소량을 나타내며 off-time인 g 에 의존하고 A_a 와 A_b , B_a 와 B_b 는 아래 식(7)과 같이 정의한다. A_a 와 A_b 는 추력기의 초기 추력상승부의 지수항이며 B_a 와 B_b 는 오프타임중 추력저하 부분의 지수항에 해당된다.

$$A_a = e^{-\frac{w}{\tau_a}}, \quad A_b = e^{-\frac{w}{\tau_b}}, \quad B_a = e^{-\frac{g}{\tau_a}}, \quad B_b = e^{-\frac{g}{\tau_b}} \quad (7)$$

R_{an} 과 R_{bn} 의 전개과정은 아래와 같다. 우선 두번째 펄스에 대한 R_{a2} 값, 즉 R_{a2} 를 추정하면 아래 식과 같고 같은 방식으로 R_{a3} 및 n 번째 R_a 값도 같은 방식으로 정해진다.

$$R_{a2} = R_{a1} \left[1 - \left(1 - e^{-\frac{w}{\tau_a}} \right) e^{-\frac{g}{\tau_a}} \right] \quad (8)$$

위의 식을 R_n 형태로 수열을 정리하면 다음식(9)와 같다.

$$R_{an} = R_{a1} \left[(AB)^{n-1} + (1-B) \frac{1 - (AB)^{n-1}}{1-AB} \right] \quad (9)$$

이를 최종적으로 정리하면 R_{an} 은 아래 식(10)과 같이 정리되고 같은 방식으로 R_{bn} 을 정리하면 식(11)와 같다.

$$R_{an} = \frac{R_a}{(1 - A_a B_a)} [1 - B_a + B_a(1 - A_a)(A_a B_a)^{n-1}] \quad (10)$$

$$R_{bn} = \frac{R_b}{(1 - A_b B_b)} [1 - B_b + B_b(1 - A_b)(A_b B_b)^{n-1}] \quad (11)$$

이와 같이 구해진 R_{an} 과 R_{bn} 을 1부터 n 까지 더하여 전개하면 식(12)과 (13)로 나타낼 수 있다.

$$\sum_{i=1}^n R_{ai} = \frac{R_a}{(1 - A_a B_a)} [n(1 - B_a) + B_a(1 - A_a) \frac{1 - (A_a B_a)^n}{1 - A_a B_a}] \quad (12)$$

$$\sum_{i=1}^n R_{bi} = \frac{R_b}{(1-A_b B_b)} [n(1-B_b) + B_b(1-A_b) \frac{1-(A_b B_b)^n}{1-A_b B_b}] \quad (13)$$

n개의 펄스를 합하여 일련의 펄스에 대한 총 임펄스는 다음식과 같이 전개할 수 있고 최종적으로 n개의 펄스에 대한 총임펄스는 다음 식(14)로 나타낼 수 있다.²⁾

$$\sum_{i=1}^n I_{mpref}(i) = F_s \left[n(w+u) - [(1-A_a)\tau_a + u] \sum_{i=1}^n R_{ai} - [(1-A_b)\tau_b + u] \sum_{i=1}^n R_{bi} \right] \quad (14)$$

위의 식에서 사용되는 상수값인 τ_a , τ_b , R_{a_i} , R_{b_i} , u 는 단일추진제 추력기의 성능테스트 데이터로부터 획득된다.

n개 펄스에 대한 실제 임펄스는 추력기의 추력효율과 추력기 형상에 따른 추력효율을 적용하여 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$I_{mp}(n) = \xi_{CF} \xi_F \sum_{i=1}^n I_{mpref}(i) \quad (15)$$

ξ_F : 추력기 추력효율

ξ_{CF} : 추력기 형상효율

2.2.3 추진제 소모량 모델링

추진제 사용량에 대한 모델은 작동 압력에서의 정상상태 흐름과 추력의 감소시점에서 발생하는 흐름의 감소율을 포함하는 파라미터가 추가된다. 임펄스 계산식에서 유추하여 유동은 이중 지수함수로 모델링 되어지고 총임펄스 계산에서와 같은 기호를 사용하여 w의 펄스폭을 갖는 n번째의 추진제 사용량에 대한 모델식은 아래 식(16)과 같다.²⁾

$$\Delta m_{ref}(n) = v_s w + u(1-R_{an} - R_{bn})(v_s + v_t) + v_t [R_{an}\tau_a(1-A_a) + R_{bn}\tau_b(1-A_b)] \quad (16)$$

여기서 v_s 는 아래 식과 같이 탱크압력(P)에서의 추진제의 정상상태 유동을 나타내고 v_t 는 추력이 낮아질 때 발생하는 증가 유동(Incremental Flow)을 나타낸다.

$$v_s = k_0 + k_1 P + k_2 P^2 \quad (17)$$

$$v_t = \varepsilon v_s \quad (18)$$

k_i : 압력에 대한 추력기의 정상상태 유동 계수

ε : 정상상태 유동에 대한 증가유동의 비

n개의 펄스에 사용되는 총 추진제 사용량은 온펄스 모드 모델링과 같은 방식으로 전개하여 아래 식(19)와 같이 나타낼 수 있다.

$$\sum_{i=1}^n \Delta m_{ref}(i) = v_s n w + u \left[n - \sum_{i=1}^n R_{ai} - \sum_{i=1}^n R_{bi} \right] (v_s + v_t) + v_t \left[(1-A_a)\tau_a \sum_{i=1}^n R_{ai} + (1-A_b)\tau_b \sum_{i=1}^n R_{bi} \right] \quad (19)$$

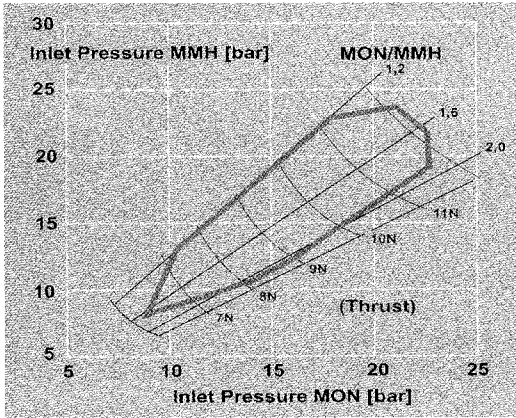
위의 식에서 사용되는 상수 k_i , R_{a_i} , R_{b_i} , u , v_s , v_t , ε 와 g 는 성능테스트 데이터를 통해 획득된다.

2.3 이원추진제 추력기 해석적 모델링

이원추진제 추력기의 추력모델은 단일추진제 추력기의 추력모델링을 확장하여 구성되었다. 기본적인 기준추력은 일반적인 이원추진제 추력기의 특성을 반영하여 일반화된 수식으로 나타내었고 밸브 특성에 해당하는 시간에 따른 추력변화 부분은 단일추진제와 같은 방법으로 모델링하였다.

2.3.1 연속작동/오프펄스 모드 모델링

일반적으로 이원추진제 추력기의 설계시 요구되는 연소압에 맞추어 최고의 특성 속도가 나오는 혼합비를 설정하고 이때의 설계 유량을 결정한다. 따라서 최적의 혼합비가 아닌 구간에서는 추력의 변화가 발생하게 된다. 따라서 추력 함수식을 생성함에 있어서는 추진제 탱크압이나 혼합비의 함수로 형성하여야 함을 알 수 있다. (그림 4)는 Astrium의 대표적인 이원추진제 추력기인 Model S10-18(10N)의 추력데이터이며 산화제 및 연료탱크의 압력과 혼합비에 따라 추력이 변화됨을 알 수 있다.


 그림 4. 이원추진제 추력기 정상상태 추력곡선 예⁴⁾

이원추진제 추력기의 정상상태의 추력은 그림에서 보여주는 바와 같이 산화제 탱크압력과 연료탱크압력의 함수이며 이는 다시 산화제탱크와 산화비와 연료의 비인 혼합비의 함수로 나타낼 수 있다. 즉 추력식은 식 (20)과 같이 나타낼 수 있다.

$$F_s(P_{ON}, r_i) = (a_0 + a_1 P_{ON} + a_2 P_{ON}^2)(b_0 + b_1 r_i + b_2 r_i^2) \quad (20)$$

- a_i : 산화제 탱크 압력에 대한 정상상태 추력 계수
- b_i : 혼합비에 대한 정상상태 추력 계수
- P_{ON} : 산화제 탱크 압력
- r_i : 혼합비

연속작동모드와 오프펄스모드에서는 단일추진제 추력기와 이원추진제 추력기의 시간에 따른 추력형상은 같은 형태를 가지므로 이원추진제 추력기도 단일추진제 추력기의 추력모델링과 같은 시스템 반응시간을 고려하여 같은 방법으로 모델링을 수행하였다.

$$F = F_s [1 - S_a e^{-t/\tau_a} - S_b e^{-t/\tau_b}] \quad (21)$$

- t : 추력기 작동시간
- S_a : 시정수 τ_a 에 관계된 추력의 평균 감소량
- S_b : 시정수 τ_b 에 관계된 추력의 평균 감소량

총임펄스는 식(3)에서 나타난 것처럼 추력의 시간에 대한 적분이므로 시간에 대한 추력식을 펄스 길

이로 적분을 하게 되면 다음 식(22)과 같이 총임펄스를 나타낼 수 있다.

$$I_{mpref}(n) = F_s [w + (1 - S_{an} - S_{bn})u - S_{an}\tau_a(1 - e^{-w/\tau_a}) - S_{bn}\tau_b(1 - e^{-w/\tau_b})] \quad (22)$$

2.3.2 온펄스모드 모델링

n 개의 펄스를 갖는 온펄스모드의 총임펄스는 단일추진제 추력기와 같은 방법으로 전개할 수 있고 아래 식(23)과 같이 나타낸다.

$$I_{mpref_bi}(i) = F_{s_bi} [n(w+u) - [(1 - A_a)\tau_a + u] \sum_{i=1}^n S_{ai} - [(1 - A_b)\tau_b + u] \sum_{i=1}^n S_{bi}] \quad (23)$$

n 개 펄스에 대한 실제 임펄스는 추력기의 추력효율과 추력기 형상에 따른 추력효율을 적용하여 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$I_{mp}(n) = \xi_{CF} \xi_F \sum_{i=1}^n I_{mpref_bi}(i) \quad (24)$$

- ξ_s : 추력기 추력효율
- ξ_{CF} : 추력기 형상효율

2.3.3 추진제 소모량 모델링

이원추진제 추력기의 추진제 소모량 모델링을 위하여 산화제와 연료의 두가지 추진제를 모두 고려해 주어야 한다. 추력함수에서 사용하였던 S_a, S_b 와 같은 계수를 각 밸브 특성에 맞게 재구성 해주어야 한다.

추력 함수를 구하는 것과 비슷하게 정상 유량 공급이 될 때의 탱크압에 따른 유량 함수를 2차 함수로 구성하였고 산화제 유량 함수식을 먼저 구성하였다.

$$m_{s,o}(P_{ON}) = l_0 + l_1 P_{ON} + l_2 P_{ON}^2 \quad (25)$$

- l_i : 압력에 대한 산화제 정상상태 유동계수
- P_{ON} : 산화제 탱크 압력

밸브가 닫히기 시작할 때 유량 형상은 상승 추력 식을 구성할 때와 같은 방식으로 가정하여 u 를 정의하고 w 의 펄스길이 동안 사용된 산화제 유량은 다음과 같이 표현된다.

$$\Delta m_{Oref}(w) = m_{OS} [w - \tau_{Oa} S_{Oa} (1 - A_{Oa}) - \tau_{Ob} S_{Ob2} (1 - A_{Ob}) + (1 - S_{Oa} A_{Oa} - S_{Ob} A_{Ob}) u] \quad (26)$$

$$A_{Oa} = e^{-\frac{w}{\tau_{Oa}}}, A_{Ob} = e^{-\frac{w}{\tau_{Ob}}}, B_{Oa} = e^{-\frac{g}{\tau_{Oa}}}, B_{Ob} = e^{-\frac{g}{\tau_{Ob}}}$$

펄스 모드의 경우 펄스의 정상 상태 도달시간과 관계없이 유량 형상은 일정하다.

$$\begin{aligned} \sum_{i=1}^n \Delta m_{Oref}(i) &= (n-1)m_{OS}[(S_{Oa2} + S_{Ob2})w + \tau_{Oa}S_{Oa2}(1 - A_{Oa}) \\ &+ \tau_{Ob}S_{Ob2}(1 - A_{Ob}) + (S_{Oa2} + S_{Ob2})u \\ &+ S_{Oa2}(1 - A_{Oa})B_{Oa}g + S_{Ob2}(1 - A_{Ob})B_{Ob}g] \\ &+ m_{OS}[w - \tau_{Oa}S_{Oa2}(1 - A_{Oa}) - \tau_{Ob}S_{Ob2}(1 - A_{Ob}) \\ &+ (1 - S_{Oa2}A_{Oa} - S_{Ob2}A_{Ob})u] \end{aligned} \quad (27)$$

여기서

$$\begin{aligned} S_{Oa2} &= S_{Oa}(1 - A_{Oa})(1 - B_{Oa}) \\ S_{Ob2} &= S_{Ob}(1 - A_{Ob})(1 - B_{Ob}) \end{aligned} \text{로 정의된다}$$

연료의 경우도 산화제와 같은 방식으로 정상상태 유량은 연료 탱크압에 대한 2차식으로 구성하였다.

$$m_{FS}(P_{FT}) = k_0 + k_1 P_{FT} + k_2 P_{FT}^2 \quad (28)$$

k_1 : 압력에 대한 연료 정상상태 유동계수
 P_{FT} : 연료 탱크 압력

연료에 대한 τ_{Fa} , τ_{Fb} 를 결정하고 시간에 대한 유량 천이데이터를 이용하여 이에 대응하는 S_{Fa} , S_{Fb} 를 도출하고 n 개의 펄스에 대한 연료 소모량에 모델식은 다음 식(29)와 같다.

$$\begin{aligned} \sum_{i=1}^n \Delta m_{Fref}(i) &= (n-1)m_{FS}[(S_{Fa2} + S_{Fb2})w + \tau_{Fa}S_{Fa2}(1 - A_{Fa}) \\ &+ \tau_{Fb}S_{Fb2}(1 - A_{Fb}) + (S_{Fa2} + S_{Fb2})u \\ &+ S_{Fa2}(1 - A_{Fa})B_{Fa}g + S_{Fb2}(1 - A_{Fb})B_{Fb}g] \\ &+ m_{FS}[w - \tau_{Fa}S_{Fa2}(1 - A_{Fa}) - \tau_{Fb}S_{Fb2}(1 - A_{Fb}) \\ &+ (1 - S_{Fa2}A_{Fa} - S_{Fb2}A_{Fb})u] \end{aligned} \quad (29)$$

여기서

$$A_{Fa} = e^{-\frac{w}{\tau_{Fa}}}, A_{Fb} = e^{-\frac{w}{\tau_{Fb}}}, B_{Fa} = e^{-\frac{g}{\tau_{Fa}}}, B_{Fb} = e^{-\frac{g}{\tau_{Fb}}}$$

$$S_{Fa2} = S_{Fa}(1 - A_{Fa})(1 - B_{Fa})$$

$$S_{Fb2} = S_{Fb}(1 - A_{Fb})(1 - B_{Fb}) \text{로 정의된다.}$$

2.4. 이온추력기 모델링

현재 상용화되어서 사용되고 있는 이온추력기는 보잉사에서 개발하고 있는 BS 701에 탑재된 이온추력기 모델이 상용화된 가장 대표적인 모델이다. 범용임무해석소프트웨어에 새로이 전기추력기를 추가하기 위하여 이온추력기 모델을 모델링하였다. 이온추력기는 연속작동모드(Continuous Mode)와 오프펄스모드(Off-pulse Mode)로 작동하며 온펄스모드로는 작동을 하지 않는다. 이온추력기 모델링은 w 의 펄스길이를 작동하는 연속모드와 오프펄스모드에 상응하는 추력, 총(Total) 임펄스, 비추력(Specific Impulse)과 연료 사용량을 모델링 하였다.

2.4.1 추력 모델링

이온추력기는 이온화된 추진제가 스크린 전극과 가속 전극 사이의 전압 차이에 의해 가속되는 원리를 이용한 것이다. 이온 배출 속도는 grid나 가속부에 부과된 빔전압(V_b), 하전입자의 질량(M)과 이온화 전위(e)의 함수이다.^{5),6)}

기존의 실험논문의 데이터를 이용하여 추력함수식을 유도하였고 아래와 같이 하나의 식으로 나타낼 수 있다.

$$F = \gamma KI_b \sqrt{V_b} \quad (30)$$

I_b : 빔전류
 V_b : 빔전압
 K : 추진제 이온특성

위의 식(30)에서 사용되는 상수 K 는 각 이온추력기마다 다른 일련의 상수값을 가진다. 이러한 상수값은 적절한 성능테스트 데이터를 커브피팅함으로써 획득된다.^{7),8)}

이온추력기의 실제 추력은 추력효율과 추력기 형상 효율계수를 적용함으로써 아래식과 같이 계산된다.

$$F_{ion} = \xi_{CF} \xi_F F_{ref} \quad (31)$$

ξ_F : 추력기 추력효율
 ξ_{CF} : 추력기 형상효율

2.4.2 총임펄스 모델링

이온추력기와 같은 전기추력기의 작동시간은 30분에서 1시간 이상으로 장시간에 걸쳐 작동을 하므로 추력이 감소하는 tail-off 부분의 총임펄스는 전체 총임펄스값에서 무시할수 있는 매우 적은 양을 가진다. 그러므로 이온추력기의 총임펄스는 간단하게 아래와 같이 펄스시간(w)에 추력을 곱해줌으로써 모델링할 수 있다.

$$I_{mp}(w) = wF \quad (32)$$

2.4.3 비추력 모델링

이온추력기에 대해 비추력(I_{sp})은 빔전압과 빔전류의 함수이며 추력모델링과 같은 방법으로 식(33)과 같이 모델링 할 수 있다.^{7),8)}

$$I_{sp} = AI_b^\beta \sqrt{V_b} \quad (33)$$

I_b : 빔전류
 V_b : 빔전압
 A : 추진제 이온특성

위의 식에서 사용되는 상수 A 는 각 이온추력기마다 각각 해당하는 일련의 상수값을 가진다. 이러한 상수에 대한 값은 적절한 성능테스트 데이터를 커브피팅함으로써 획득된다.

이온추력기의 실제 비추력은 추력효율과 추력기 형상효율을 적용함으로써 아래 식(34)와 같이 계산된다.

$$I_{sp_ion} = \xi_F \xi_{CF} I_{sp} \quad (34)$$

ξ_F : 추력기 추력효율
 ξ_{CF} : 추력기 형상효율

2.4.4 추진제 소모량 모델링

펄스길이, w 인 이온추력기의 사용연료량은 로켓방정식을 사용하여 아래식과 같이 모델링 되어진다.⁵⁾

$$\Delta m(w) = \frac{I_{mp}(w)}{gI_{sp}} \quad (35)$$

3. 결 론

본 논문은 범용임무해석소프트웨어에서 주요한 모듈화되어 있는 추력기 모듈을 개발하기 위하여 정지궤도위성에 적용되는 일반적인 추력기의 모델식을 구성하였다. 기존에 사용된 무궁화위성 1, 2, 3호 단일추진제 추력기의 실험데이터 및 모델식을 분석, 검토 및 보완하여 이원추진제 추력기 및 이온추력기의 모델식을 수립하였다. 이러한 방법으로 개발된 모델식은 일부분 범용임무해석소프트웨어에 적용되었다. 또한 추후 정지궤도위성 추력기 및 전기추력기에 개발을 위한 특성 및 성능검토에 대한 기초데이터를 구축할 수 있었다.

참 고 문 헌

1. Charles D. Brown, Spacecraft Propulsion, AIAA Education Series, 1996.
2. Koreasat 3 Ground Segment CDR, Lockheed Martin, 1999.
3. Model 10 0.2-Lbf Monopropellant Hydrazine Rocket Engine Assembly Technical Description, Kaiser Marquardt, 2000.

4. Astrium's Satellite Propulsion, Seminar procedure, Astrium, 2002.
5. 홍용식, 우주추진공학, 청문각, 1996.
6. Martin J. L. Turner, Rocket and Spacecraft Propulsion, Praxis Publishing, 2000.
7. Michael J. Patterson and Steven R. Oleson, "Low-Power Ion Propulsion for Small Spacecraft", AIAA 97-3060.
8. John R. Brophy, "ion Propulsion System DS1 Technology Validation Report", JPL.