

## 論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(10), 872-880(2017)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.10.872

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

## 추력기 제어를 위한 PWPF 설계변수 설계

김태석\*, 이승우\*\*

## PWPF Parameters Design for Thruster Control

Taeseok Kim\* and Seung-Wu Rhee\*\*

University of Science and Technology\*, Korea Aerospace Research Institute\*\*

## ABSTRACT

Usually, on/off control method is a way to control the thruster. Bang-Bang Control, PWM(Pulse Width Modulator) and PWPF(Pulse Width Pulse Frequency) are widely used as a typical way. When we are designing PWPF, the incorrectly designed parameters( $K_m$ ,  $\tau$ ,  $U_{on}$ ,  $U_{off}$ ,  $U_m$ ) make trouble, such as the phase lag, the wasted fuel, the reduced system life. Therefore, the effect of parameters on the system performance should be analyzed before the proper parameters are selected. In this paper, we suggest the PWPF parameters design method by performing a static analysis, and analyze the interactive effects on design parameters by performing a dynamic analysis and simulation.

## 초 록

일반적으로 추력기는 on/off 제어 방식을 이용한다. Bang-Bang Control, PWM(Pulse Width Modulator), PWPF(Pulse Width Pulse Frequency) 등이 그 방법으로 많이 이용되고 있다. PWPF를 설계할 때 파라미터( $K_m$ ,  $\tau$ ,  $U_{on}$ ,  $U_{off}$ ,  $U_m$ )를 잘못 선정하면 위상 지연, 연료 낭비, 수명 감소 등이 발생한다. 그러므로 파라미터가 시스템 성능에 미치는 영향을 분석하고 적절한 파라미터를 선정하여야 한다. 본 논문은 정적 해석을 수행하여 PWPF 파라미터 설계방안을 제시하였으며, 동적 분석 및 시뮬레이션을 수행하여 설계변수에 미치는 상호 영향을 분석하였다.

**Key Words** : Pulse Width Pulse Frequency Modulator(펄스 폭 펄스 주파수 변조기), Thruster(추력기), Pulse Modulation(펄스 변조)

## 1. 서 론

인공위성에서 궤도 변경을 위한 속도 변화, 고기동을 위한 고 토크, 모멘텀 덤핑(Momentum Dumping) 등을 위하여 추력기는 필수적이다. 모멘텀 휠(Momentum Wheel), 반작용 휠(Reaction

Wheel), 제어모멘트자이로(Control Moment Gyroscope)와 같은 모멘텀 교환 장치를 포함한 대부분 구동기가 선형 비례적으로 작동하는 것과 같이, 추력기 또한 연료 공급 밸브(Valve) 조정으로 추력의 크기를 조절하여 선형 비례적으로 작동시킬 수 있다. 하지만, 이와 같은 작동을 위해서 정

† Received : May 30, 2017      Revised : July 27, 2017      Accepted : September 11, 2017

\*\* Corresponding author, E-mail : srhee@kari.re.kr

밀한 밸브 조정이 요구되고 동시에 구조적으로 복잡해지면서 고장의 확률이 커지는 문제점이 발생하므로 추력기 제어에 주로 사용되는 방법은 아니다. 주로 추력기 제어에 사용되는 방법은 단순히 밸브 계폐로 추력기를 제어하는 on/off 제어 방식이다. 이 방식은 상대적으로 기계적인 결합 등이 적어 신뢰성이 높지만, 밸브 계폐에 따른 비선형, 불연속적 특성이 발생하고 추력기의 특성을 분석하는데 많은 어려움을 준다. on/off 제어 방식에 따른 비선형적 특성에 기인하여 자체적으로 진동이 발생한다. 이 진동을 리밋사이클(Limit Cycles)이라고 하는데, 이러한 진동은 pointing accuracy를 저하시키고 불필요한 연료 소모 및 추력기 수명 감소에 영향을 미친다[1,2].

on/off 제어 방식은 크게 Bang-Bang Control 과 펄스 변조(Pulse Modulation) 방식으로 나눌 수 있다. 펄스 변조 방식의 경우 펄스 폭(Pulse Width)을 조절하는 PWM(Pulse Width Modulator), 펄스 폭과 펄스 주기를 조절하는 PWPF (Pulse Width Pulse Frequency)가 많이 이용되고 있다. 이 중 PWPF는 선형적으로 작동(pseudo linear operation)하는 구간이 존재하고 높은 정확성을 갖고 있어 추력기 제어에 용이하며 Bang-Bang Control에 비해 연료 소모가 적은 장점이 있다. PWPF를 설계할 때 설계변수 즉 파라미터를 잘못 선정하면 위상 지연, 추력기 작동 횟수의 증가로 인한 연료 소비 증가 등 문제가 발생하며 더 나아가 시스템이 불안정해질 수도 있다. 그러므로 파라미터가 시스템에 미치는 영향을 분석하여 적절한 파라미터를 선정하여야 한다[1,2].

국내에서는 주로 인공위성 추력기 제어 설계시 펄스 변조 방식으로 PWM을 이용하였으며 [3,4], 극히 드물게 PWPF를 이용한 경우가 존재하였으나 설계변수에 대한 연구는 부족한 상황이다. 본 논문은 정적 해석을 수행하여 PWPF 파라미터 설계방안을 제시하였으며, 동적 분석 및 시뮬레이션을 수행하여 설계변수에 미치는 상호 영향을 분석하였다.

## II. 본 론

### 2.1 PWPF 개괄 및 설계변수

Figure 1은 PWPF 변조기 구성도로 Schmitt trigger (on/off relay, dead zone, hysteresis)와 1차 저역통과필터(Low Pass Filter, LPF), negative 피드백으로 구성되어 있다. Schmitt trigger는  $v(t)$ 가  $U_{on}$ 보다 크면  $U_m$ 을 출력하고  $U_{off}$ 보다

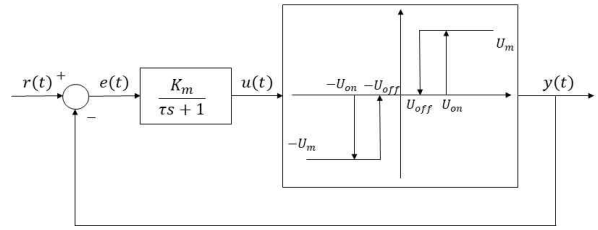


Fig. 1. PWPF modulator

작으면 0을 출력하며, 원점을 중심으로 대칭인 형태를 가지므로 Schmitt trigger의 주된 설계변수는  $U_{on}$ ,  $U_{off}$ ,  $U_m$ 이다. Schmitt trigger의 앞에 위치한 1차 LPF는 원치 않는 빠른 변화효과(chattering effect)를 제거하는 역할을 하며, 필터 게인(gain)에 해당되는  $K_m$ 과 차단주파수(cutoff frequency)에 해당되는 시상수(time constant)  $\tau$ 가 주된 설계 변수이다[1,2,5]. negative 피드백의 영향으로 정적 특성이 위성의 관성 모멘트에 독립된 값을 가지므로 시스템 분석과 성능 결정에 위성의 동역학적 정보가 불필요한 특징이 있지만, 동적 특성은 선형 분석이 불가능하며 안정성 마진(Stability margin)관점에서 분석이 매우 어렵다는 특징이 있다[2,6].

#### 2.1.1 시스템 변수[1,7]

1차 LPF는 식 (1)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\tau \dot{v}(t) + v(t) = K_m e(t) \tag{1}$$

$e(t)$ 를 크기가  $E$ 인 Step Input으로 가정하면, 간단히 식 (1)의 해인 식 (2)를 얻을 수 있다. 여기서  $E$ 는 PWPF 변조기의 입력  $R$ 과 출력 값의 차이이므로  $u(t)=0$ 인 경우  $E=R$ 을,  $u(t)=U_m$ 인 경우  $E=R-U_m$ 의 값을 갖는다.

$$v(t) = v(t_0)e^{-t/\tau} + K_m E(1 - e^{-t/\tau}) \tag{2}$$

PWPF 변조기의 정적 특성 분석을 위한 시스템 변수로 dead band( $R_d$ ), saturated input( $R_s$ ), on/off 상태의 유지시간( $t_{on}$ ,  $t_{off}$ ), modulator frequency( $f$ ), duty cycle( $DC$ ) 등이 있다.

입력  $R$ 에 대하여 PWPF 출력의  $DC$ 이 0%가 되는 순간의 입력  $R$ 을  $R_d$ ,  $DC$ 이 100%가 되는 순간의 입력  $R$ 을  $R_s$ 로 정의하겠다. PWPF는 특성상  $R$ 의 일정 구간에서만 on/off 현상이 반복해서 나타나며  $R$ 이 너무 작거나( $R \leq R_d$ )  $R$ 이 너무 크면( $R \geq R_s$ ) 크면 계속 0 또는  $U_m$ 의 값만 출력된다.  $R_d$ 는 정상 상태에서  $u$ 가 0일 때,  $v$ 가  $U_{on}$ 이 되는 순간의 값으로 식 (3)과 같이 나타날

수 있으며, 이 값은 위성의 pointing error에 직접적인 영향을 미친다. 마찬가지로  $R_s$ 는 추력기가 계속 작동되는 최소값이므로 식 (4)와 같이 나타낼 수 있다.

$$R_d = U_{on}/K_m \quad (3)$$

$$R_s = U_m + \frac{U_{off}}{K_m} \quad (4)$$

PWPF의 on/off가 반복 작동되는 구간, 즉,  $R$ 이  $R_d \leq R \leq R_s$ 일 때 다음과 같은 변수를 정의할 수 있다.  $t_{on}$ 은 PWPF가  $U_m$ 의 출력 값을 유지하는 시간을 의미하며  $E=R-U_m$ 인 상태이다. 경계 조건  $v(t_0)=U_{on}$ ,  $v(t_f)=U_{off}$ ,  $t_{on}=t_f-t_0$ 를 식 (2)에 대입하여 정리하면 식 (5)와 같은 결과를 얻을 수 있다. 마찬가지로 식 (6),  $t_{off}$ 는 0의 출력 값을 유지하는 시간을 의미하며  $E=R$ 과 경계 조건  $v(t_0)=U_{off}$ ,  $v(t_f)=U_{on}$ ,  $t_{off}=t_f-t_0$ 을 식 (2)에 대입하여 정리하면 얻을 수 있다.

$$t_{on} = -\tau \ln \left( 1 - \frac{U_{on} - U_{off}}{U_{on} - K_m(R - U_m)} \right) \quad (5)$$

$$t_{off} = -\tau \ln \left( 1 - \frac{U_{on} - U_{off}}{K_m R - U_{off}} \right) \quad (6)$$

$f$ 는 PWPF의 주기의 역수로 정의된다.

$$f = 1/(t_{on} + t_{off}) \quad (7)$$

DC는 주기에 대한 relay on-time의 비율로 다음과 같이 나타낼 수 있다.

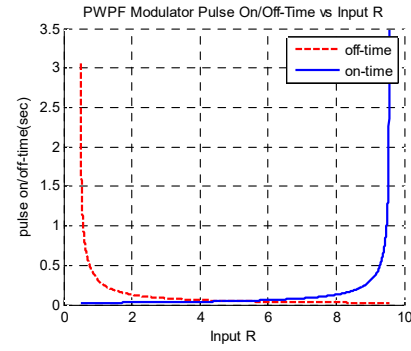
$$DC = t_{on}/(t_{on} + t_{off}) \quad (8)$$

최소 펄스 폭,  $\Delta$ 는 출력되는 펄스의 최소 시간을 의미하며 식 (3)을 식 (5)에 대입하여 구할 수 있으며,  $|K_m U_m| \gg h$ 인 경우, 식 (9)와 같이 근사화가 가능하다.

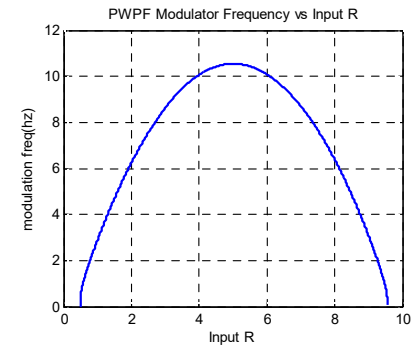
$$\Delta = -\tau \ln \left( 1 - \frac{h}{K_m U_m} \right) \approx \frac{\tau h}{K_m U_m} \quad (9)$$

여기서,  $h$ 는 히스테리시스(hysteresis)로서  $h = U_{on} - U_{off}$ 로 정의된다.

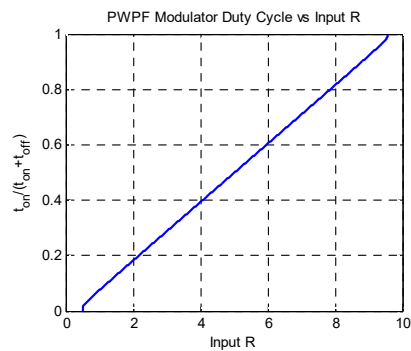
Figure 2는  $K_m=2$ ,  $\tau=0.5$ ,  $U_{on}=1$ ,  $U_{off}=0.1$ ,  $U_m=9.5$ 인 경우 입력  $R$ 의 변화에 따른 시스템변수의 관계를 나타낸 것이다. (a)를 보면  $R_d \leq R \leq R_s$  영역에서  $t_{on}$ 은  $R$ 에 거의 비례하고,  $t_{off}$ 는  $R$ 에 거의 반비례한다. (b)를 보면,  $f$ 는  $(R_s - R_d)/2$ 에서 최대값을 갖는다. (c)를 보면 DC는  $R_d \leq R \leq R_s$ 의 영역에서 선형성을 보이



(a)



(b)



(c)

Fig. 2. The curve of static characteristics

고 있다. DC가 선형성을 보이는 범위,  $R_d \leq R \leq R_s$ 에서 PWPF의 평균적인 출력은 입력  $R$ 과 선형적인 관계를 갖는다. 따라서 이 구간은 PWPF 설계 시 중요한 요소로 고려해야 하며 본 논문에서는 이 범위를 'DC 선형성 범위 (Range of linear DC)'로 정의한다.

### 2.1.2 PWPF 파라미터 상호관계 유도

적절한 PWPF 설계를 위하여 설계변수 상호관계 조건을 다음과 같이 구할 수 있다.

식 (5), (6)의  $t_{on}$ 과  $t_{off}$ 는 아래와 같이 근사화 될 수 있다.

$$t_{on} \approx \frac{\tau(U_{on} - U_{off})}{U_{on} - K_m(R - U_m)} \quad (10)$$

for  $\left| \frac{U_{on} - U_{off}}{U_{on} - K_m(R - U_m)} \right| < 1$

$$t_{off} \approx \frac{\tau(U_{on} - U_{off})}{K_m R - U_{off}} \quad (11)$$

for  $\left| \frac{U_{on} - U_{off}}{K_m R - U_{off}} \right| < 1$

입력  $R$ 에 대한  $t_{on}$ 과  $t_{off}$ 의 선형구간은 각각 식 (10), (11)의 근사화 조건에서 아래와 같이 구할 수 있다.

$$R < \left( \frac{U_{off}}{K_m} + U_m \right) \text{ for } [U_{on} - K_m(R - U_m)] > 0 \quad (12)$$

$$R > \frac{U_{on}}{K_m} \text{ for } (K_m R - U_{off}) > 0 \quad (13)$$

따라서 식 (12), (13)의 조건 및 Schmitt trigger의  $h$  조건에서 PWPF 설계에 필요한 설계 변수 4 개의 상호 관계를 아래와 같이 얻을 수 있다.

$$[U_{on} - K_m(R - U_m)] > 0 \quad (14a)$$

$$(K_m R - U_{off}) > 0 \quad (14b)$$

$$U_{on} > U_{off} \quad (14c)$$

나머지 1차 LPF의 시상수  $\tau$ 는 시스템 페루프 대역폭(bandwidth)을 고려하여 설정하면 된다.

따라서 제어기 출력 값,  $R$ 의 범위가 결정되면 식 (14) 조건을 만족하는 PWPF 설계변수를 설정하면 된다.

## 2.2 PWPF 파라미터 상호 영향분석

### 2.2.1 정적 분석 결과

2.1.1 절을 참고하면 PWPF가 on/off relay로 작동하기 위한 입력 값의 범위 즉, 앞서 정의하였던 ‘DC 선형성 범위’가 존재하고 이 구간에서 입, 출력이 선형성을 갖는 것을 확인하였다. 이 구간에서 평균적인 출력이 입력과 선형관계이므로 이 범위가 넓을수록 성능이 좋다고 할 수 있다. 추력기의 작동이 증가할수록 밸브의 수명 감소 및 고장의 가능성이 높아지고 연료 소모가 증가하여 위성의 수명이 감소하게 된다. 따라서 PWPF의 입, 출력 값의 선형성 범위가 넓으면서 동시에 추력기의 작동이 최저가 되는 경우를 최적 파라미터 범위라고 할 수 있다.

우선 입력  $R$ 이 일정한 경우  $f$ 와 DC 선형성

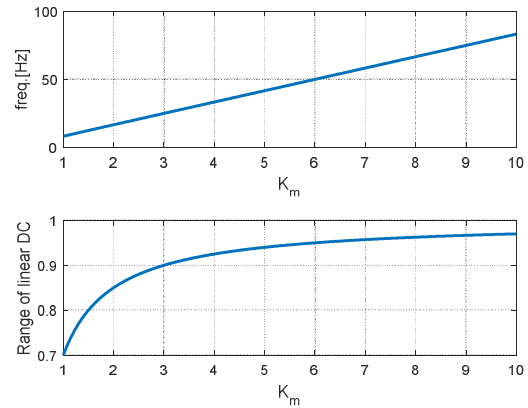


Fig. 3.  $K_m$  vs.  $f$ , range of linear DC

범위가 각 파라미터의 변화에 따라 어떤 특성을 갖는지 확인하였다. 이 결과로 DC 선형성 범위를 최대한으로 갖는 파라미터 범위를 추정할 수 있으며,  $f$ 가 추력기의 작동 횟수와 관련이 있으므로, 동시에 추력기의 작동 횟수를 최솟값으로 갖는 파라미터 범위를 추정할 수 있을 것이다.

#### 1) $K_m$ 에 따른 $f$ , DC 선형성 범위 변화

Figure 3은  $K_m$ 에 대한  $f$  및 DC 선형성 범위의 그래프이며,  $f$ 의 경우 입력 값에 대한 최댓값이다.  $U_{on} > R_d$ 이 타당하므로 식 (3)에서  $K_m > 1$ 이 되어야한다. Fig. 3의 아래 그래프를 참고하면  $K_m \geq 4$ 보다  $1 < K_m < 4$ 에서 DC 선형성 범위의 증감 폭이 크게 변하므로  $K_m \geq 4$ 에서 선정하는 것이 타당하다. 위 그래프에서  $K_m$ 이 증가함에 따라  $f$ 도 비례하여 증가하는 것을 확인할 수 있고,  $K_m > 6$ 에서 선형성이 향상되는 정도에 비해 주파수가 증가하는 정도가 훨씬 크므로  $K_m$ 의 최적 범위는  $4 \leq K_m \leq 6$ 으로 선정할 수 있다[8].

#### 2) $U_{on}$ , $U_{off}$ 에 따른 $f$ , DC 선형성 범위변화

Figure 4는  $U_{on}$ 과  $U_{off}/U_{on}$ 에 대한 최대  $f$ 와 DC 선형성 범위 변화를 나타낸 그래프이다.  $U_{on}$ 이 작으면 잡음(noise)과 외란에 대한 강건성이 적어진다[2]. 또한, 그래프를 보면  $U_{on}$ 이 감소할수록  $f$ 가 증가하는데,  $f$ 가 너무 크면 불필요한 연료 소비 및 고장을 발생시킬 수 있으므로  $U_{on}$ 은 일정 수준 이상의 값을 선정한다.  $U_{off}/U_{on}$ 의 경우 그 값이 증가할수록  $f$  및 DC 선형성 범위 모두 증가하는 것을 확인할 수 있다.  $U_{off}/U_{on}$ 이 증가하는 것은  $h$ 가 감소하는 것과 동일한 효과를 갖는다. 하지만 적절한  $K_m$ 이 선정되면 DC

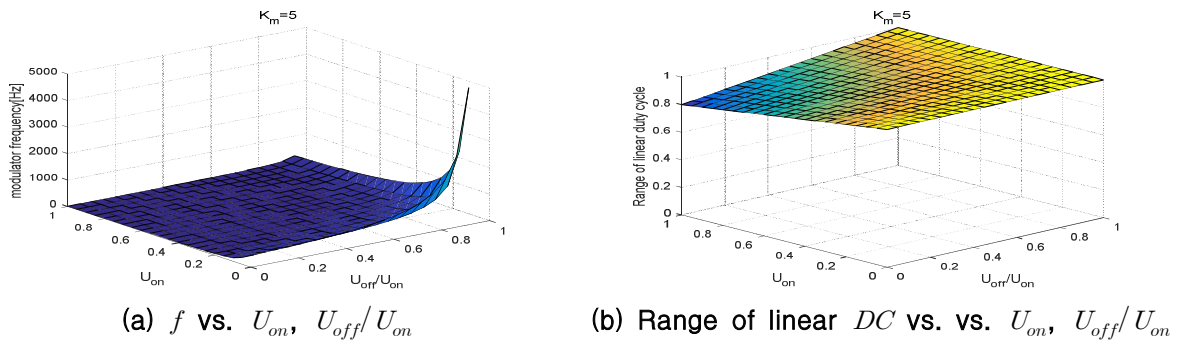


Fig. 4. The graph of  $U_{on}$ ,  $U_{off}/U_{on}$  at  $K_m = 5$

선형성 범위에 미치는 영향보다  $f$ 에 미치는 영향이 더 큰 것을 확인할 수 있다.  $f$ 가 급격히 커지지 않는 범위인  $U_{off} \leq 0.4U_{on}$ ,  $U_{on} \geq 0.6$ 에서 선정하였다.

3)  $U_m$ 에 따른 변화

Figure 5는  $U_m$ 의 변화에 따른  $K_m$ ,  $\tau$ ,  $U_{on}$ 에 대한  $f$  및 DC 선형성 범위의 그래프이다.  $f$ 는  $U_m$ 의 증가에 따라 증감 폭이 더 커지는 것을 확인할 수 있다. DC 선형성 범위 또한,  $U_m$ 이 증가할수록 그 값이 증가하는 것을 확인할 수 있다. 하지만,  $f$ 와 달리 각 파라미터의 변화에 따른 증감 정도는 동일하여 마치 DC(Direct Current) offset이 된 것 같은 결과를 보인다.

2.2.2 동적 분석 결과

앞서 수행된 정적 해석의 경우에는 dead band에 의한 영향, 입력 부호 변화에 따른 동적 변화에 대한 영향 등이 고려되지 않아 추력기 작동 횟수, 연료 사용 및 LPF의 위상지연 관점에서는 부족한 부분이 있다. 또한, 1차 LPF 파라미터  $\tau$ 의 위상 지연에 의한 영향도 나타나지 않는다.

따라서 이러한 특성을 살피고자 Fig. 6과 같이 입력 사인파의 주기 변화에 따른 PWPF 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션에서 이용된 사인파는  $r(t) = R_s \sin \omega t$ ,  $\tau$ 를 제외한 PWPF 파라미터는 정적 해석의 결과에서 적절한 값( $K_m = 5$ ,  $U_{on} = 0.7$ ,  $U_{off} = 0.2$ ,  $U_m = 1$ )을 선정하였으며, 5 s 동안 수행하였다. 추력기 연료 소모는 추력기의 총 사용 시간에 비례하므로 추력기 총 사용 시간과 추력기 작동 횟수의 관점에서 살펴보았다. 편의를 위하여 추력기 작동 횟수는  $N_{firing}$  (Number of firing)으로, 추력기 총 사용 시간은  $t_{total}$  (Total firing time)으로 정의하겠다.

$\omega$ 와  $\tau$ 에 대하여 Fig. 7은  $N_{firing}$ , Fig. 8은  $t_{total}$  그래프이다. Fig. 7을 보면  $\omega$ 와  $\tau$ 에 반비례 곡선을 기준으로 세 구간으로 나뉜다. 우선 LPF 영향으로 추력기가 작동하지 않는 구간이 존재하고 중간 구간에서는  $N_{firing}$ 이  $\omega$ 에 비례하는 특징을 갖는다. 이 구간에서  $\omega$ 가 작아질수록  $N_{firing}$ 은

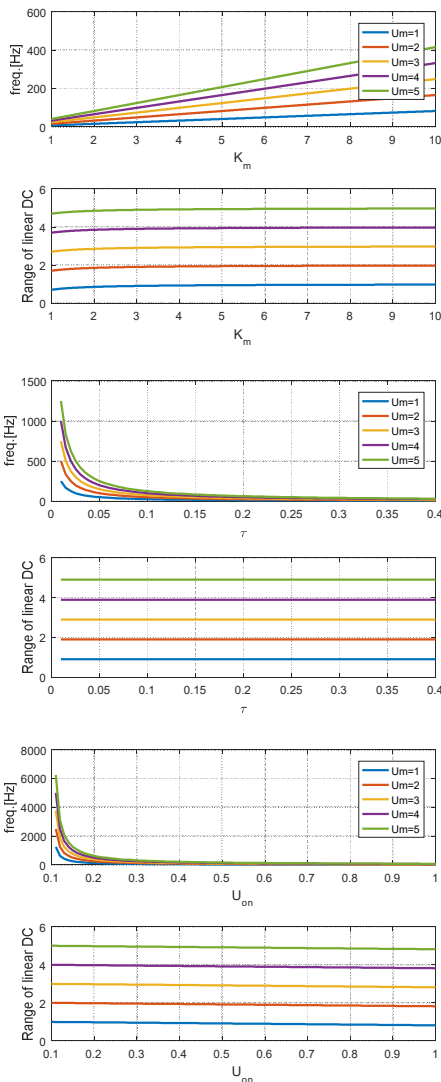


Fig. 5. The effect of  $U_m$

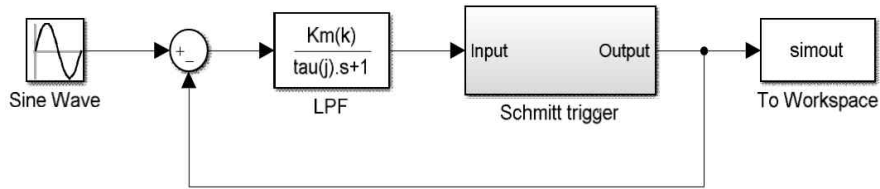


Fig. 6. Sine input PWPf simulation

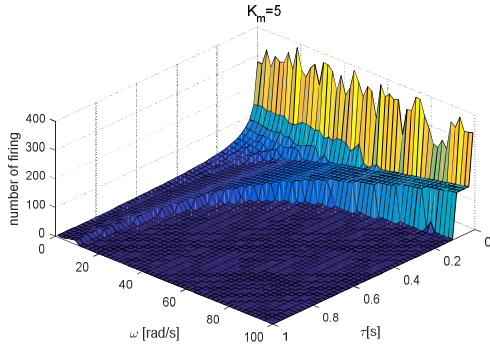


Fig. 7. The number of firing vs.  $\omega$ ,  $\tau$

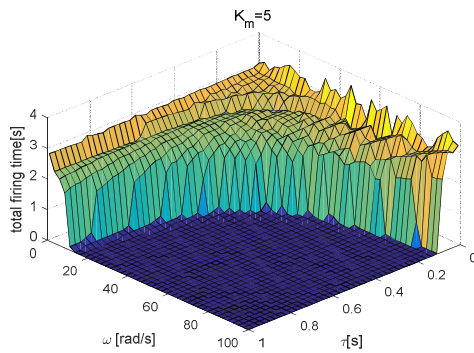


Fig. 8. The total firing time vs.  $\omega$ ,  $\tau$

감소하고 최솟값을 갖는다. 마지막은  $N_{firing}$ 이  $\tau$ 에 반비례인 구간으로  $\tau$ 가 0에 갈수록  $N_{firing}$ 이 급격하게 증가하고,  $\omega$ 가 0에 갈수록  $N_{firing}$ 이 약간 증가하는 것을 확인할 수 있다.

Figure 8을 보면 Fig. 7과 유사하게  $\omega$ 와  $\tau$ 에 반비례 곡선을 기준으로 세 구간으로 나누는 것을 확인할 수 있다. 작동불가 구간 및 중간 구간의 특징은 Fig. 7과 유사하며,  $\omega$  또는  $\tau$ 가 0에 가까운 값을 가질 때  $t_{total}$ 이 증가하는 경향이 있다.  $\omega$ 가 너무 작으면 LPF를 모두 통과하여 마치 PWPf가 Schmitt trigger만 존재하는 것처럼 작동한다. 즉, dead band를 제외한 사인파의 모든 영역에서 PWPf는 on 상태로 작동되어  $t_{total}$ 은 증가하고  $N_{firing}$ 는 최솟값을 갖는다.

두 경우 모두  $\tau < 0.1$ 인 구간에서 추력기 사용

Table 1. PWPf parameters relation

parameters		$N_{firing}$	Range of Linear DC
$K_m$	increase	increase	increase
	decrease	decrease	decrease
$h$	increase	decrease	decrease
	decrease	increase	increase
$U_m$	increase	increase	increase
	decrease	decrease	decrease
$\tau$	increase	decrease	partially -
	decrease	increase	

이 급격히 증가하므로  $\tau > 0.1$ 인 구간에서 선정하였다. 물론, 파라미터 변화에 따라 작동 구간의 면적, 기울기 등이 변화하나, 정적 해석 결과의 추천 파라미터 내에서는 상대적으로 변화가 작아  $\tau$  범위 선정에 큰 영향이 없는 것으로 판단한다.  $\tau$ 가 커질수록  $N_{firing}$ 이 감소하고, 펄스 폭이 넓을수록 평균 비추력이 더 높아 연료 절감에 효과가 있으므로[5] 연료 사용 및 최소 펄스 폭의 관점에서도 유리하다. 하지만, Fig. 7에서 볼 수 있듯이 너무 큰  $\tau$ 는 위상 지연으로 인하여 PWPf가 작동하지 않는 범위가 존재하고, 가용 입력 주파수의 범위가 작아져 시스템의 반응이 느려지는 현상이 발생할 것이다.

### 2.3 위성 1 축 자세제어 시뮬레이션

PD 제어기를 이용하여 간단한 1 축 자세제어 시뮬레이션을 수행하였다. 이 시뮬레이션을 통하여 폐루프(Closed loop) 내에서 PWPf 파라미터의 영향을 확인하였다.

모멘텀 바이어스(Momentum Bias)가 존재하지 않고 관성곱(Product of Inertia, POI) 효과가 무시될 정도로 작으며, 궤도 각속도(Orbital Rate)의 영향이 미소하다면 Fig. 9와 같이 PD controller를 사용한 위성의 모델링이 가능하다[5]. 앞서 언급한 것과 같이 시스템 파라미터는 PWPf 파라미터에 독립성을 가지므로 이러한 가정이 파라미터 연구에 미치는 영향은 적을 것으로 판단한다.

시뮬레이션에 이용된 정보는 Table 2에 정리

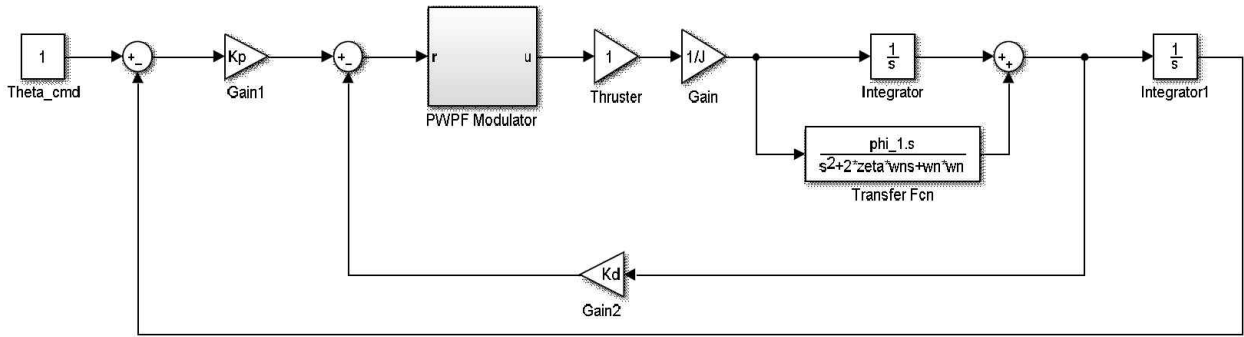


Fig. 9. PD controller modeling

Table 2. Simulation Data

Coefficient		Value
Spacecraft	$J_s$	800 [kgm <sup>2</sup> ]
Flexible Mode	$\omega_n$	4 [rad/s]
	$\zeta$	0.003
	$J_f/J_s$ (phi_1)	0.111
Command Angle		30 [deg]
Torque		1 Nm
Time		350 [s]

하였으며, PWWF 파라미터의 경우 동적 해석에서 사용된 값( $K_m = 5$ ,  $U_{on} = 0.7$ ,  $U_{off} = 0.2$ ,  $U_m = 1$ ,  $\tau = 0.15$ )을 이용하였다. PD 제어기의 제어 대역폭의 경우 0.04 rad/s로 선정하였다.

Figure 9에서 PWWF Modulator가 없는, 이상적인 PD 제어기 성능과 비교하였을 때 유사한 시뮬레이션 결과를 가질수록 PWWF의 설계변수가 적절히 선정되었다고 검증할 수 있을 것이다. 시뮬레이션 결과, Fig. 10과 같이 PWWF를 이용한 경우, 그렇지 않은 경우와 비교하여 시스템에 전체적인 지연 현상이 발생한 것을 확인할 수 있다. 이것은 PWWF 내 LPF의 위상지연 효과와  $U_m$ 의 출력 제한으로 인한 현상으로 판단된다. 또한, 약 5 deg의 정상상태오차(Steady State Error)가 발생한 것을 확인할 수 있으나, 실제로는 시뮬레이션 시간이 짧아 정상상태오차로 보이는 것으로, 주기 40,000 s, 진폭 10 deg로 리밋사이클이 발생한 결과이다. 이러한 리밋사이클에 의한 영향은  $U_{on}$ 을 감소시키거나 제어 대역폭을 증가시켜 감소시킬 수 있다. 하지만,  $U_{on}$  감소는 리밋사이클 진폭 감소 정도에 비하여  $N_{firing}$  증가에 영향이 더 크므로 되도록 피한다.

Figure 11은 제어 대역폭을 0.4 rad/s로 증가시킨 결과이다. 리밋사이클의 진폭이 크게 감소하여 자세 제어 결과가 목표 값에 수렴하는 것을

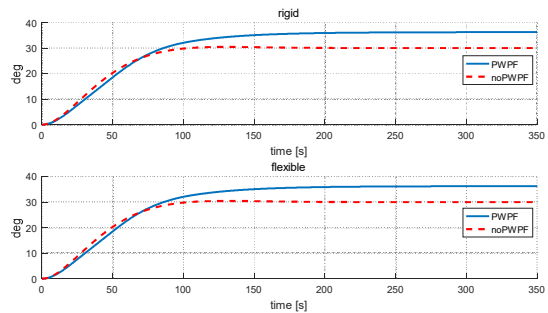


Fig. 10. 1 axis attitude control(no PWWF)

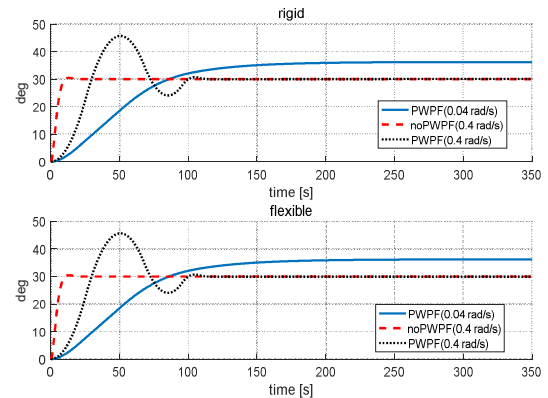


Fig. 11. 1 axis attitude control(0.4 rad/s)

확인할 수 있다. 그러나 Overshoot이 매우 크게 작용하고 Undershoot도 발생한 것을 확인할 수 있는데 이것은 위성에 적절한 추력기 토크 레벨이 선정되지 않은 결과이다. 그리고 0.04 rad/s에 비하여  $N_{firing}$ 은 감소하나,  $t_{total}$ 은 매우 큰 폭으로 증가하였다.

Figure 12는 토크를 1 Nm에서 5 Nm로 증가시킨 결과이다. 1 Nm인 경우의 결과에 비하여 더 좋은 시스템 반응을 보이고,  $N_{firing}$ 은 약간 감소하고  $t_{total}$ 은 매우 크게 감소하였다.

$U_m$ 은 제어성능 보다  $N_{firing}$  및  $t_{total}$ 에 더 큰 영향을 미친다. Fig. 13은  $U_m$ 의 변화에 따른

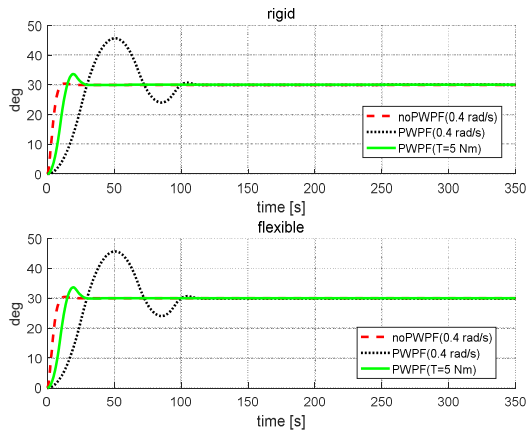


Fig. 12. 1 axis attitude control ( $T = 5$ )

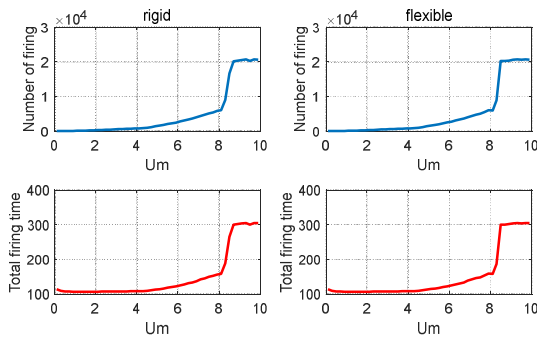


Fig. 13.  $N_{firing}$ ,  $t_{total}$  vs.  $U_m$  ( $T = 1$ )

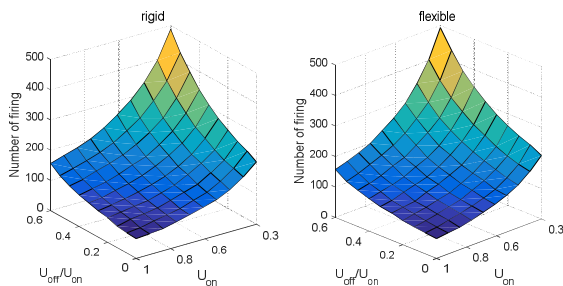


Fig. 14.  $N_{firing}$  vs.  $U_{on}$ ,  $U_{off}/U_{on}$

$N_{firing}$  및  $t_{total}$ 의 그래프이다.  $U_m$ 이 증가할수록  $N_{firing}$ 는 지속적으로 증가하고,  $t_{total}$ 은 감소하다 증가하는 것을 확인할 수 있다. 특히  $U_m > 8$  구간에서 매우 급격히 증가하는 것을 확인할 수 있다.  $U_m$ 이 1.3에서  $t_{total}$ 이 최솟값을 가졌으나  $U_m$  1~2에서  $t_{total}$ 이 최대 0.1 s 차이이므로  $N_{firing}$ 을 최소로 갖는  $U_m = 1$ 로 선정하였다.

Figure 14는  $U_{on}$ 과  $U_{off}/U_{on}$ 에 대한  $N_{firing}$ 을 나타낸 그래프이다. 앞서 Fig. 4의 (a)와 유사한 결과를 보이며, 앞서 선정한 범위인  $U_{off} \leq 0.4U_{on}$ ,  $U_{on} \geq 0.6$ 을 검증할 수 있다.

Table 3. Closed loop phase shift

$\tau$ [s]	phase shift [deg] (from when the $\tau$ is 0.01 s)
0.01	0
0.15	0.3
1	8.7
1.2	10.6
2.5	22.4

Figure 10~14와 같이 유연모드가 고려된 경우와 강체를 비교하였을 때 제어 성능에 큰 차이를 보이지 않았으며  $N_{firing}$  및  $t_{total}$  또한 거의 유사한 결과를 가져왔다. PWPF 파라미터의 변화에 미소한 차이는 있었으나 거의 유사한 값을 보였다. 이러한 결과를 바탕으로 PD 제어기의 제어 대역폭이 유연모드의 진동수에 대해 잘 선정되었다면 PWPF의 파라미터를 선정하는데 유연모드는 큰 영향을 미치지 않는다고 판단하였다.

$\tau$ 로 인한 차단 주파수(cutoff frequency,  $\omega_{cut}$ )가 제어 대역폭( $\omega_{ctrl}$ )보다 작은 경우 목표 값에 도달하는 시간이 증가하게 된다. 그러므로 최소한  $\tau < (1/\omega_{ctrl})$ 을 만족하도록 선정해야 한다. Table 3을 참고하면, 이 시스템의 경우  $\tau$ 가 1.2 s 일 때,  $\tau$ 가 0.01 s인 경우에 대하여, 위상 지연이 약 10.6 deg가 발생한다. 위상 지연이 10 deg 이상인 경우 과도응답(Transient response)에 Undershoot 현상이 발생하고 정상상태에 이르기까지 시간이 증가하였다. 따라서  $N_{firing}$ 의 급격한 증가 방지 및 과도응답의 영향 최소화를 고려하여 이 시스템의  $\tau$  범위는  $0.1 < \tau < 1.2$ 에서 선정하도록 한다.

### III. 결 론

PWPF를 설계할 때, 위상 지연, 추력기 작동 횟수 및 시간 증가로 인한 연료 소비 증가 등의 문제를 피하기 위하여 파라미터가 시스템에 미치는 영향을 분석한 후 적절한 파라미터를 선정하여야 한다. 본 논문에서는 정적 분석을 통하여 범용으로 적용가능 한 PWPF 파라미터 설계방안과 추천 파라미터( $4 \leq K_m \leq 6$ ,  $U_{off} \leq 0.4U_{on}$ ,  $U_{on} \geq 0.6$ )를 제시하였으며, 동적 분석을 통하여 입력 주파수 변화에 따른 설계변수의 상호 영향을 분석하고 추천 파라미터( $\tau > 1$ )을 제시하였다. 위상자세제어 시뮬레이션을 통하여 분석된 결과를 검증하였으며, 위상 지연을 고려한  $\tau$ 를 선정하는 방법을 제시하였다.



## References

- 1) Xu, X. and Cai, Y., "Pulse-Width Pulse-Frequency Based Optimal Controller Design for Kinetic Kill Vehicle Attitude Tracking Control," *Scientific Research Applied Mathematics*, Vol. 2, 2011, pp. 565~574.
- 2) Krovel, T. D., "Optimal Tuning of PWPF Modulator for Attitude Control," M.S. Thesis, Norwegian University of Science and Technology, 2005.
- 3) Rhee, S. W., Choi, H. T. and Kim, Z. C., "Thruster Loop Controller Design of Sun Mode and Maneuver Mode for KOMPSAT," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 27, No. 2, 1999, pp.82~89.
- 4) Choi, H. T., Seo, H. H. and Yong, K. L., "Thruster Loop Controller Design of Sun Mode and Maneuver Mode for LEO," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, November 2008, pp. 1550~1553.
- 5) Sidi, M. J., 1997, *Spacecraft Dynamics and Control*, Cambridge University Press, pp. 260~296.
- 6) Wie, B., 1998, *Space Vehicle Dynamics and Control*, AIAA Education Series, pp. 478~482.
- 7) Rhee, S. W., 2015, *UST Spacecraft Dynamics and Control Lecture note*
- 8) Kim, T. S. and Rhee, S. W., "Study on PWPF Parameters for Thruster Control," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, November 2016, pp. 326~327.