

궤도조절시 비대칭추력기 독립 비분사 조절에 의한 자세제어

오화석

한국항공대학교 항공우주공학과

ATTITUDE CONTROL BY ASYMMETRIC THRUSTERS' INDEPENDENT OFF MODULATION DURING ORBIT ADJUSTMENT MANEUVERS

Hwa-Suk Oh

Aerospace Engineering Department, Hankuk Aviation University

E-mail: hsoh@mail.hangkong.ac.kr

(Received March 31, 1999; Accepted July 1, 1999)

요 약

추력기가 비대칭으로 배치된 위성의 궤도조절시 궤도조절용 추력기를 이용하여 궤도조절과 동시에 자세를 제어하는 한 방법을 제시하였다. 궤도 조절시에는 추력기의 비분사 시간을 조절하여 자세를 제어하며 궤도를 조절하나, 비대칭의 경우는 기존의 대칭 추력기의 분사방법을 쓸 수 없고 비대칭으로 인한 토크외란을 상세시키며 분사해 주어야 한다. 본 논문에서는 영의 해를 이용하여 토크외란 없이 궤도조절과 함께 자세제어하는 방법을 제시하였으며 시뮬레이션 결과 잘 적용됨을 보였다.

ABSTRACT

A thrusters modulation method is suggested for spacecraft attitude control with asymmetric configured thrusters during orbit adjustment maneuvers. Attitude is controlled by thrusters off-modulation during orbit maneuvers. Usual control method for symmetric configured thrusters can not be applied for asymmetric configured thrusters. Disturbance induced from thrusters asymmetry shall be compensated during pulsing. In this paper, a thrusters control method using null solution is suggested, which is shown working well without inducing disturbance.

1. 서론

위성의 궤도는 주기성 혹은 일정방향의 외란으로 말미암아 정상궤도를 벗어나게 된다. 주기성 궤도교란은 허용범위내에 있을 경우 별 문제가 없으나, 일정방향(Secular) 교란은 궤도조절을 필요로 하

며, 위성 몸체에 장착된 궤도조절용 추력기를 이용하여 ΔV 거동(Maneuver)을 한다. 이를 위해 ΔV 목표 방향으로 자세를 틀어주는 자세 거동 및 추력기 분사 동안 그 방향으로 위성 몸체의 자세를 유지시켜주는 자세제어가 필요하다.

일반 자세제어시에는 반작용 휠이나 마그네틱 토크 같은 주 자세 구동기로 자세를 유지하나 궤도 조절 시에는 궤도조절용으로 사용하고 있는 추력기를 활용하여 자세를 제어하는 방법이 에너지 절약 차원에서 효과적일 것이다. 추력기를 자세제어용으로만 사용할 경우에는 분사시간(On Time)을 조절하는 분사조절(On Modulation) 방법을 쓰나, 궤도조절용 추력기로 궤도조절과 동시에 자세제어도 하기 위해서는 추력기의 비분사 시간(Off Time)을 조절하므로써 궤도조절과 함께 ΔV 자세를 유지시켜주는 비분사조절(Off Modulation) 방법을 많이 쓴다.(Sidi 1997, 오화석 1997)

궤도조절 중 위성의 자세제어를 위해서는 모든 방향의 3차원 토크를 발생시킬 수 있어야 하며, 이를 위해 추력기를 적절히 배치하여야 한다. 추력기의 배치는 위성체에 대하여 대칭된 위치와 방향으로 보통 배치되며 이런 대칭된 배치 형상을 가질 경우, 필요한 토크방향과 반대되게 쌍으로 3축 방향을 순차적으로 추력기 분사를 꺼주거나, 독립적으로 꺼주어 원하는 방향의 토크를 얻는다. 그러나, 일부 추력기의 이상상태 시, 또는 설계 상 추력기 배치에 제한이 있어 이 대칭된 추력기 배치형상을 가질수 없는 경우에는, 추력기 작동을 쌍으로 할 수 없으며, 각각의 추력기를 독립적으로 작동시키는 방법만을 고려할 수 있다.

독립적 작동 방법도 비대칭 배열의 추력기의 경우 대칭 배열인 경우와는 달리 분사시 비균형 토크가 발생되므로 대칭 배열의 제어로직을 그대로 쓸 수는 없으며 비대칭으로 인한 토크외란을 상세시켜주는 로직을 사용하여야 한다. 본 연구에서는 비대칭 추력기 사용시 비대칭으로 인한 토크외란 없이 궤도조절과 자세제어가 가능한 비분사 방법을 제시하였다.

2. 비대칭 배치 추력기의 토크 발생 특성

그림 1과 같이 i 번째 추력기가 (x_i, y_i, z_i) 위치에서 xy 평면을 기준으로 경위각(Longitude, λ_i) 와 적위각(Latitude, ϕ_i) 로 배치되어 있을 경우 해당 추력기에 의하여 발생하는 토크 u_i 는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$u_i = \delta_i d_i = \delta_i \begin{bmatrix} y_i s\phi_i - z_i c\phi_i s\lambda_i \\ z_i c\phi_i c\lambda_i - x_i s\phi_i \\ x_i c\phi_i s\lambda_i - y_i c\phi_i c\lambda_i \end{bmatrix} \quad (1)$$

여기서 δ_i 는 i 번째 추력기의 임의의 순간의 추력 크기를 나타내며, d_i 는 이 추력에 의해 위성 몸체에 발생하는 토크의 방향을 나타내는 상수벡터이다. 위성에 n 개의 추력기가 장착되어 있을 경우, 전체 추력기에 의해 발생하는 총 발생토크 u_T 는

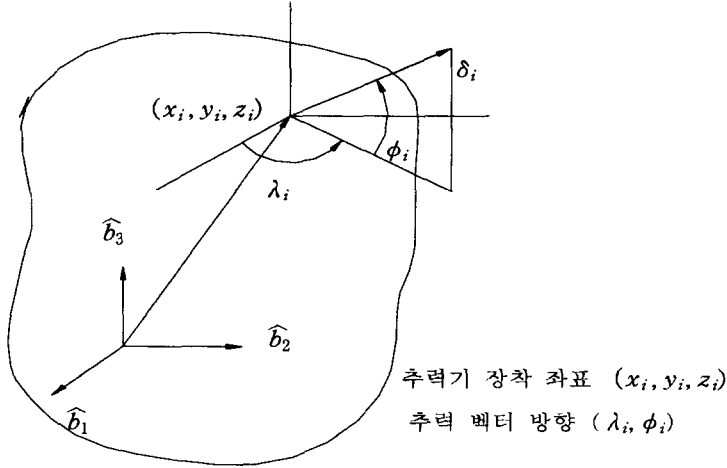


그림 1. 비대칭으로 배열된 i번째 추력기의 위치 및 방향.

$$u_T = \sum_{i=1}^n u_i = D\delta \tag{2}$$

로 나타낼 수 있으며, 여기서 $\delta = [\delta_1, \delta_2 \cdots \delta_n]^T$ 는 각 추력기가 내어야 하는 추력기 크기를 요소로 하고 있는 분사벡터이며, $D = [d_1, d_2, \cdots, d_n]$ 는 각 열이 위성에 장착된 추력기의 방향을 나타내는 배치 형상 행렬로 추력기의 배치 방향에 따라 달라진다. 이때, 3차원 공간의 어느 방향의 토크라도 발생시킬 수 있도록 하기 위해서는 행렬 D 의 랭크는 3이고, $D^T y \geq 0$ 이 되는 영이 아닌 어떤 y 벡터도 존재하지 않도록 추력기가 배치되어야 함이 밝혀졌다.(오화석 & 황재혁 1999)

임의의 순간 필요 제어토크를 u_R 이라 할 때, 이를 발생시키기 위해 필요한 δ 는 $u_T = u_R$ 이라 놓고 식(2)의 해를 구함으로서 얻을 수 있는데, $n \geq 4$ 일 경우 δ 해는 보통 무한히 많다. 그러나, 추력기의 분사 특성상 한쪽 방향으로만 분사가 가능하므로 각 추력기가 내어야 하는 추력크기인 δ_i 는 양의 해(Positive Solution)가 되어야 하며, 다음과 같은 최소노름 해를 포함한 일반 해를 사용하면 양의 해 δ 를 구할 수 있다.

$$\delta = \delta_m + \alpha \delta_n \tag{3-1}$$

$$\delta_m = D^T (DD^T)^{-1} u \tag{3-2}$$

$$\delta_n = [I - D^T (DD^T)^{-1} D] \beta \tag{3-3}$$

여기서 l 은 단위 행렬을 나타내며, 벡터 β 는 $[l - D^T(DD^T)^{-1}D]$ 의 열 중 모든 요소가 양인 열을 택하여 취하고, α 는 스칼라로 $\delta_m(j)$ 과 $\delta_n(j)$ 의 비율중 최대치

$$\alpha \equiv \underset{j}{Max.} \left[-\frac{\delta_m(j)}{\delta_n(j)} \right] \quad (4)$$

를 취한다. 이때 α 는 δ_m 의 함수가 된다.

3. ΔV 자세상태 유지 추력기 내부 제어법칙

위 분사해 δ 는 On Modulation 사용시 최소연료를 사용함이 밝혀졌다.(오화석 & 황재혁 1999) 이를 Off-Modulation에 사용할 경우 제어토크 명령방향을 역으로하고 On을 Off로 명령해 줌으로써 간단히 Off-Modulation에 적용할 수 있다. 즉, 자세가 ΔV 자세상태일 때는 대칭되는 분사기를 켜주면 자세가 유지되면서 궤도가 조절되며, 자세가 외란에 의해 ΔV 자세상태의 허용 자세 에러 범위를 벗어나면 대칭 분사기의 일부를 꺼주어 (Off Modulation) 자세를 원상 회복 시킨 후 다시 분사를 한다. 이 경우에는 제어 토크방향을 역으로하고 On을 Off로 역으로 명령하는 로직을 사용하므로써 자세제어가 가능하다. 대칭형 추력기를 장착한 위성의 경우 On-Modulation 로직을 사실상 그대로 적용할 수 있다.(오화석 1997) 그러나, 비대칭 추력기의 경우에는 위와 같은 로직으로는 추력기 배치의 비대칭성으로 말미암아 교란이 되어 ΔV 자세상태도 유지할 수 없게 된다. 그러므로 비대칭 추력기의 경우에는 ΔV 자세상태에서는 분사를 하되 토크가 발생되지 않도록하고, 허용 자세 에러 범위를 벗어나면 그만큼의 토크 발생을 억제시키는 방법으로 원 ΔV 자세상태로 회복시키는 로직을 써야한다. 이렇게 궤도조절을 위해 비대칭 추력기를 작동시키되 토크를 발생시키지 않으려면 식(3-3)과 같은 영의 해(Null Solution)를 조합하여 다음과 같은 제어법칙을 고려해 볼 수 있다.

$$\delta = \delta_m + \alpha_1 \delta_n + \alpha_2 \delta_n \quad (5)$$

여기서 $\delta_m + \alpha_1 \delta_n$ 은 식(3-1)과 같이 자세제어토크를 내기 위한 양의 일반해이며, $\alpha_2 \delta_n$ 는 궤도 조절용으로 토크를 발생시키지 않는 영의 해이다. α_1 의 선택은 식(4)과 같이 함으로써 자세제어가 가능하다. 본 연구에서는 4개의 추력기가 그림 1과 같이 한 방향으로 배치되어 궤도 조절을 위하여 몸체를 일정 방향으로 유지하며 4개의 추력기를 모두 분사하는 경우를 고려키로 한다. 빠른 시간내에 궤도조절을 끝내기 위해 가능한 한 최대의 분사시간을 유지하여야 하며 이를 위해 다음과 같은 α_2 로직을 선택한다.

$$\alpha_2 \equiv \underset{j}{Min.} \left[\frac{\delta_{lim} - \delta_m(j) - \alpha_1 \delta_n(j)}{\delta_n(j)} \right] \quad (6)$$

여기서 δ_{lim} 는 추력기가 낼 수 있는 최대 추력크기를 나타낸다. 이 α_2 로직은 자세제어를 위한 토크 발생 성분을 뺀 나머지를 궤도조절에 최대로 투입하게 함으로써 빠른 궤도조절이 이루어지도록 한다.

α_2 는 On-Modulation이나 대칭형 Off-Modulation 시에는 없어도 상관없으나, 비대칭형 Off-Modulation 시에는 비대칭성 외란토크 상쇄를 위하여 ΔV 자세상태에서도 꼭 필요하게 된다.

4. 비분사 시간 제어 (Off Modulation)

위와 같이 구한 추력기 내부제어법칙 δ 는 임의의 순간 각 추력기가 내야하는 추력의 크기로써 시간에 따라 크기가 변하므로, 이를 분사추력의 크기가 일정한 추력기에 사용하기 위해서는 해당 추력기의 On-Off Pulse 명령 신호로 변환시켜야 한다. 한 방법으로, 크기가 변하는 δ 에 대신에 일정 크기의 분사력의 분사시간을 조절하여 원하는 크기에 상당하는 추력을 내는 방법을 쓸 수 있다. Pulse Width Modulation 방식(Anthony et al 1990)이 그 한 예로 본 연구에서는 On-Off 변환방식을 다음과 같이 사용하였다.

$$t_{on} = t_s \quad \text{when} \quad \delta \geq \delta_{lim} \quad (7-1)$$

$$t_{on} = k_t \delta \quad \text{when} \quad \delta_{lim} > \delta \geq \delta_d \quad (7-2)$$

$$t_{on} = 0 \quad \text{when} \quad \delta < \delta_d \quad (7-3)$$

여기서 t_s 는 자세제어 명령발생 주기를 나타내며, t_{on} 은 추력기 분사시간을 나타낸다. δ_d 는 최소 추력 크기(Thrust On Threshold)로 추력기로 제어할 수 있는 최소 On-Pulse 성능과 자세요구조건에 따라 변화되는 Deadband이다. k_t 는 t_{on} 에 해당하는 추력(즉, 상당추력)이 δ 와 같아지도록 하는 환산치이다.

위의 On-Modulation 방법을 궤도조절 중에는 추력기가 켜져있고 자세제어 필요시마다 적절한 추력기를 끄는 Off Modulation 방법으로 바꾸기 위해서는

$$u_T = u_R \quad (8-1)$$

$$t_{off} = t_s - t_{on} \quad (8-2)$$

으로 계산하여 비분사 제어를 하던지, 아니면 다음과 같이 필요 토크 방향을 거꾸로 하고 On-Time을 Off-Time으로 바꿔줘야 한다.

$$u_T = -u_R \quad (9-1)$$

$$t_{off} = t_s \quad \text{when} \quad \delta \geq \delta_{lim} \quad (9-2)$$

$$t_{off} = k_t \delta \quad \text{when} \quad \delta_{lim} > \delta \geq \delta_d \quad (9-3)$$

$$t_{off} = 0 \quad \text{when} \quad \delta < \delta_d \quad (9-4)$$

여기서 t_{off} 는 매 t_s 마다 추력기를 꺼 줘야 하는 시간(비분사 시간: Off Time)을 나타낸다. 궤도 조절용 추력기의 경우 추력기의 크기가 자세제어에 필요한 추력 크기보다 상대적으로 커서 미세 자세제어 필

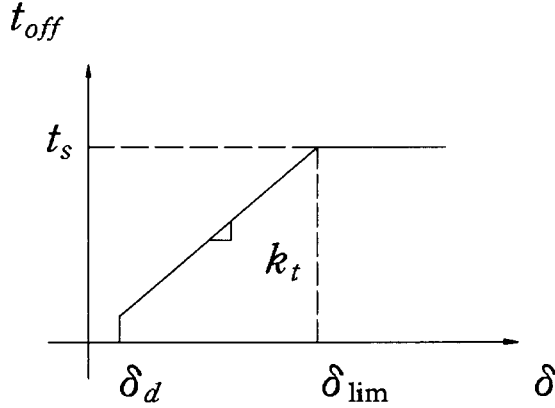


그림 2. Pulse Width Modulation.

요시 요구 On-time이 극히 작아져서 추력기의 최소 On-time의 범위인 δ_d 보다 작아져 추력기가 작동되지 않아 미세제어가 불가능해진다. 이것은 궤도용 추력기를 이용한 미세 자세제어의 한계로 작용된다.(그림2 참조)

5. 궤도조절 중 추력기 외부 자세제어 법칙

위와 같이 비대칭 배치 추력기를 장착한 위성의 궤도좌표계(Orbital Reference Frame)에 대한 비선형 자세 운동 방정식은 다음과 같이 쓸 수 있다(Hughes 1986):

$$\dot{\theta} = B^{-1}(\theta)\omega_\alpha \tag{10-1}$$

$$I\dot{\omega} = -\omega^\times I\omega + 3n^2 c_3^\times I c_3 + u_R \tag{10-2}$$

여기서, θ 와 ω_α 는 각각 궤도 좌표계에 대한 오일러 각 벡터와 위성의 상대 각속도 벡터를 나타내며 부호 \times 는 cross product를 나타낸다. 행렬 B 와 I 는 각각 θ 와 ω_α 사이의 관계를 나타내는 운동방정식 행렬 및 위성 관성모멘트 행렬이다. u_R 는 안정화를 위한 구동기에 의해 발생되어야 할 토크이며 ω 는 위성의 절대 각속도 벡터이다. 한편, c_i 는 궤도좌표계에 대한 위성좌표계의 방향여현 행렬의 i 번째 열 벡터를 나타내며 $3n^2 c_3^\times I c_3$ 는 중력구배토크를 나타낸다. 다음과 같은 비선형 자세제어 법칙은 위성자세를 궤도좌표계에서 목표 자세 θ_f 로 안정화시킴이 증명되었다(오화석 1997).

$$u_R = B^T K_1(\theta - \theta_f) - \omega^\times I\omega + nIc_2^\times \omega + 3n^2 c_3^\times I c_3 + K_3\omega_\alpha \tag{11}$$

표 1. 시뮬레이션 위성 데이터.

항목	크기	항목	크기
관성 모멘트	$I = \text{diag}100, 80, 50 \text{ kg-m}^2$	Inner Loop	$\beta = [1 \ 0 \ 0]^\text{T}$
추력기 배치 형상	$\lambda = [181 \ 0 \ 1 \ 179] \text{ deg}$ $\phi = [77 \ 79 \ 78 \ 80] \text{ deg}$ $x = [0.13 \ -0.12 \ -0.11 \ 0.1] \text{ m}$ $y = [0.08 \ 0.06 \ -0.09 \ -0.07] \text{ m}$ $z = [-0.51 \ -0.52 \ -0.49 \ -0.48] \text{ m}$	추력기 특성	$\delta_d = 0.25 \text{ mN}$ $\delta_{im} = 1 \text{ N}$ $k_t = 2 \text{ sec/N}$
Outer Loop Gain	$K_1 = \text{diag}0.005 \text{ N-m}$ $K_3 = \text{diag}0.75 \text{ N-m-sec}$	State	$\theta(0) = [10 \ 60 \ -5] \text{ deg}$ $\omega = [0 \ -0.0607 \ 0] \text{ rad/sec}$ $h = [0.07695 \ 0.5387 \ 0.4398] \text{ N-m-sec}$ $\theta_f = [0 \ 80 \ 0] \text{ deg}$

ΔV 자세가 궤도 좌표계에 대하여 일정 자세라면 목표자세 θ_f 는 일정상수가 되며 위 자세제어법칙을 그대로 쓸 수 있다. 만일 ΔV 자세가 절대좌표계를 기준으로 한다면 위 θ 와 ω_α 는 각각 절대좌표계에 대한 자세각 및 절대 각속도 벡터로 정의하여 그대로 사용 가능하다.

6. 시뮬레이션

본 연구에서 제시한 추력기 외부, 내부 제어법칙 및 Off Modulation 로직의 검증을 위하여 시뮬레이션에 사용된 위성 모델은 4개의 비대칭 배치형상의 추력기를 가진 위성으로, 위성 모델 및 제어제인, 초기조건등의 각종 데이터는 표 1과 같이 선택하였다. 특히 계인값의 선정은 자세제어반응이 임계 반응에 가깝게 되도록 선택하였다. 궤도조절을 위하여 자세를 피치축 방향으로 80도, 롤 및 요 방향으로는 0도를 유지하며 추력기를 분사하는 것을 목표로 하였다.

그림 3에서 보듯이 초기 자세 외란이 짧은 시간안에 ΔV 방향으로 수렴되고 비대칭 추력기 분사임에도 ΔV 자세가 잘 유지됨을 볼 수 있다. 그림 4에서 추력기 Pulse는 Off Pulse Duration의 Duty Time의 백분율을 나타낸다. 즉, Pulse 40이라 함은 전체 기동시간 중 40% 시간 동안에 추력기가 꺼짐을 의미한다. 그림 4에 3개의 추력기의 반응만 보이는데 나머지 추력기 1개는 Off-Duty Time이 zero 즉, 궤도 제어 및 자세제어 중에도 항상 켜져 있음을 의미한다.

7. 결론

추력기의 배치가 비대칭으로 배치된 위성의 궤도조절시 자세제어를 위해 제시된 독립분사방식의 Off Modulation과 추력기 내부 제어법칙이 잘 적용됨을 보였다. 이는 기존의 On Modulation에서 제시된 I_2 최소노의 양의 분사해를 보완하여 사용이 가능함을 알 수 있었다. 제시된 비분사 제어법칙은 빠른 궤도조절을 위한 최대 분사시간을 보증하며, 분사 제어법칙과 함께 비대칭 추력기의 제어방법을 제시함으로써 추력기 배치 형상설계 및 운용에 보다 자유로울수 있으리라 믿는다.

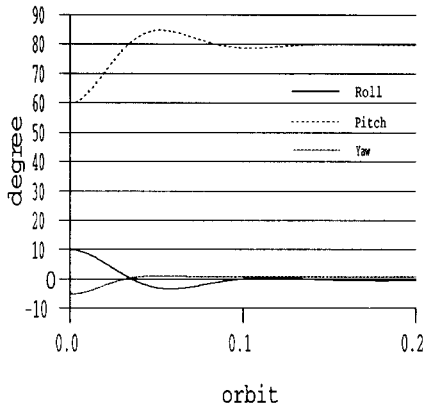


그림 3. 위성 자세각.

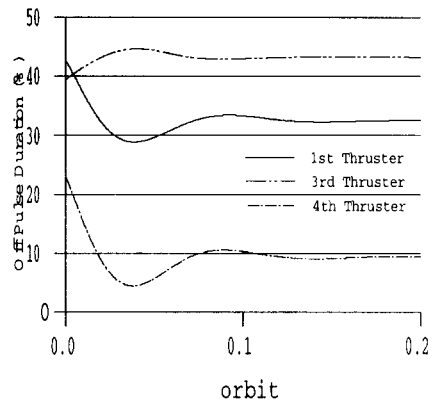


그림 4. 추력기 비분사 비율.

감사의 글 본 논문은 경기도 지원을 받아 항공우주부품개발연구센터의 98-99년도 "위성 하드웨어 시뮬레이터 개발" 과제의 일환으로 연구 수행된 결과로 관계자 여러분께 감사드립니다.

참고문헌

- Sidi, M. 1997, Spacecraft Dynamics and Control (Cambridge University Press, Cambridge)
- 오화석 1997, 한국항공대학교 항공산업기술연구소 논문집, 7, Nov., pp.177-185
- 오화석 & 황재혁 1999, 한국항공우주학회지, 27, 6, Oct.
- Anthony T.C. et al 1990, JGC, 13, 6, pp.1014-1022
- Hughes, P.C. 1986, Spacecraft Attitude Dynamics, Wiley, New York, 1986, Ch.6.