

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(7), 648-656(2015)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.7.648

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

연속회전을 통한 능동 합성개구레이더 위성 기동시간 단축 연구

손준원*, 박영웅

A Study on Active SAR Satellite Maneuver Time Reduction through Sequential Rotation

Jun-Won Son* and Young-Woong Park

Korea Aerospace Research Institute

ABSTRACT

Active SAR satellite's main maneuver is roll axis maneuver to change SAR antenna direction. In addition, yaw steering is required to minimize the doppler centroid variation. Thus, it is resonable to assign the torque/momentum capacity mostly to roll axis and then yaw axis. In this case, the pitch axis shows low agility performance. However, due to orbit maintenance, large angle maneuver about pitch axis is sometimes required. In this paper, we study the pitch axis maneuver time reduction through sequential rotation about roll and yaw axis. Since these two axes have high agility performance than pitch axis, maneuver time reduction is possible when large angle rotation about pitch axis is required.

초 록

능동 합성개구레이더 위성의 주요기동은 SAR 안테나 방향을 바꾸기 위한 롤축 기동이다. 그리고 도플러 중심주파수 변화를 최소화하기 위하여 요축 기동이 요구된다. 따라서 토크/모멘텀 용량을 대부분 롤축으로 그 다음으로 요축으로 할당하는 것이 합리적이다. 하지만 궤도 조정 때문에 가끔씩 피치축으로 중심으로 큰 각도의 회전이 요구된다. 본 논문에서는 롤축과 요축의 연속회전을 통한 피치축 기동시간 단축 방법에 대해서 살펴본다. 이들 두 축이 피치축에 비해서 기동성능이 좋기 때문에, 피치축을 중심으로 큰 회전이 요구될 때는 기동시간 단축이 가능하다.

Key Words : Satellite Agility Performance(위성 기동 성능), Euler Angle Rotation(오일러 각 회전), Active SAR Satellite(능동 합성개구레이더 위성)

1. 서 론

합성개구레이더(SAR: Synthetic Aperture Radar)는 날씨 및 주야간에 크게 영향을 받지 않고 지

표면 영상을 획득할 수 있는 장점 때문에 최근 들어서 많은 위성에 탑재가 되고 있다[1-2]. 국내에서도 SAR가 탑재된 다목적실용위성 5호가 2013년 발사되었고[3], 후속으로 다목적 실용위성

† Received : May 14, 2015 Revised : June 15, 2015 Accepted : June 23, 2015

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

6호도 개발중에 있다.

SAR 위성은 안테나의 형태에 따라서 수동형과 능동형으로 구분할 수 있다[3-4]. 다목적실용 위성 5호나 6호와 같은 능동 SAR 위성은 위성의 자세를 변화시키는 대신 안테나 자체의 빔 조향 방향을 조절하여 영상을 획득할 수 있다[4]. 따라서 영상획득을 위해 임의의 축 방향으로 기동하는 광학위성과는 달리, 능동 SAR 위성은 주로 한 축 방향으로 기동을 하게 된다.

능동 SAR 위성의 주요 기동은 안테나 빔 지향 자세를 바꾸기 위한 것으로 롤 축을 중심으로 이뤄진다[5]. 그 다음으로는, 도플러 중심주파수 변화를 보상하기 위한 기동이 요축을 중심으로 수행되고 피치축 기동이 이를 일부 보완하는 형태로 이뤄진다[6-7]. 따라서 능동 SAR 위성의 기동성능은 롤(Roll) 축, 요(Yaw) 축, 피치(Pitch) 축 순서로 할당하는 것이 바람직하다고 판단된다. 하지만 피치축의 경우, 빈도는 높지 않지만 위성 궤도 조정시 추력기를 적절한 방향으로 지향하기 위해서 반작용휠로 최대 180도 정도의 큰 각도로 회전할 필요가 있다. 이때는 피치축의 낮은 기동성능으로 인하여 매우 긴 기동시간이 소요된다.

이러한 문제를 해결하기 위해서 기동성능이 높은 다른 두 축을 이용하는 방법을 생각해보아야 한다. 기존 연구 결과에 따르면, 고유축(eigen-axis)을 중심으로 위성을 회전시키는 대신 세 개의 축에 동시에 다른 형태의 제어 토크를 가하면 기동시간을 단축시킬 수 있다[8]. 따라서 피치축으로 큰 각도를 회전해야 할 경우, 롤축과 요축에도 제어 토크를 동시에 적절하게 가하는 방법으로 기동시간을 줄일 수 있다. 하지만 이 방법은 위성의 관성모멘트가 세 축 모두 동일하다고 가정하였으며, 반작용휠 모멘텀 포화로 토크 생성이 불가능한 경우가 고려되지 않았고, 장동(nutation) 현상이 심하게 발생하는 단점이 존재한다. 또한 실제 위성의 기동환경을 고려하면 고유축 회전이 더 좋다는 연구 결과도 있다[9-10]. 따라서 피치축 회전시 롤축과 요축도 같이 기동하는 방법은 적절하지 않다. 본 연구에서는 그 대신 롤축과 요축을 순서대로 회전하는 방법을 사용하고자 한다.

위성의 한 축 기동은 다른 두 축의 연속 기동으로 대체할 수 있다. 예를 들어서 피치축을 중심으로 한 회전은, 롤축-요축-롤축 또는 요축-롤축-요축의 연속 회전으로 대체가 가능하다. 토크 및 모멘텀의 제한이 없다면, 당연히 피치축을 중심으로 하는 고유축 회전이 빠르겠지만, 앞에서 설명한 것처럼 피치축에 토크와 모멘텀이 작게

할당되었다면, 기동성능이 더 높은 롤축과 요축을 이용한 연속회전이 더 빠른 경우가 발생한다. 본 연구에서는 이러한 특성을 이용하여 능동 SAR 위성의 저기동축에 큰 각도의 회전이 요구될 때, 기동시간을 단축하는 방법을 제안한다.

II. 본 론

2.1 위성형상 및 구동기 배치

본 논문에서는 Fig. 1처럼 TerraSAR-X[2]와 유사한 형상의 위성을 가정한다. 위성의 롤, 피치, 요 축을 x, y, z 로 정의하고, 해당 축의 관성모멘트를 I_x, I_y, I_z 라고 할 경우, Fig. 1과 같은 형상의 위성은 다음과 같은 관성모멘트 특성을 가진다.

$$I_x \ll I_y \approx I_z \quad (1)$$

다음으로 Fig. 2처럼 반작용휠 네 개를 피라미드 형태로 배치하여 위성을 기동시킨다고 가정하였다. H_{RWA} axis 는 각 반작용휠의 회전축 방향으로, 해당 반작용휠의 토크 및 모멘텀 생성 방향과 일치한다. 네 개의 반작용휠이 위성의 $y-z$ 평면과 이루는 각도를 β_1 으로 정의하였고, 위성의 x 축 위쪽에서 $y-z$ 평면을 내려다 봤을 때, 반작용휠들이 y 축과 이루는 각도를 β_2 로 정의하였다.

Figure 2와 같은 반작용휠 배치하에서 위성의 각축별로 생성가능한 최대 토크 및 모멘텀은 다음과 같다.

$$T_{cluster,max} = \begin{bmatrix} 4s\beta_1 \\ 4c\beta_1c\beta_2 \\ 4c\beta_1s\beta_2 \end{bmatrix} \tau_{rw,max} \quad (2a)$$

$$H_{cluster,max} = \begin{bmatrix} 4s\beta_1 \\ 4c\beta_1c\beta_2 \\ 4c\beta_1s\beta_2 \end{bmatrix} h_{rw,max} \quad (2b)$$

여기서 $\tau_{rw,max}, h_{rw,max}$ 는 반작용휠의 최대 토크 및 모멘텀을 의미한다. 그리고 $s\beta$ 와 $c\beta$ 는 $\sin(\beta)$ 와 $\cos(\beta)$ 를 의미한다.

능동 SAR 위성은 안테나 지향자세변화를 위한 롤축이 주요 기동이므로 β_1 을 크게 하여 롤축에 큰 토크가 작용하도록 하는 것이 합리적이다. 피치축과 요축의 토크 분배를 결정하는 β_2 는 도플러 중심주파수 변화 보상을 고려하여 결정한다.

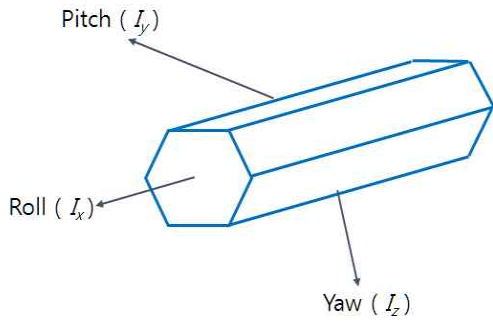


Fig. 1. Satellite Configuration

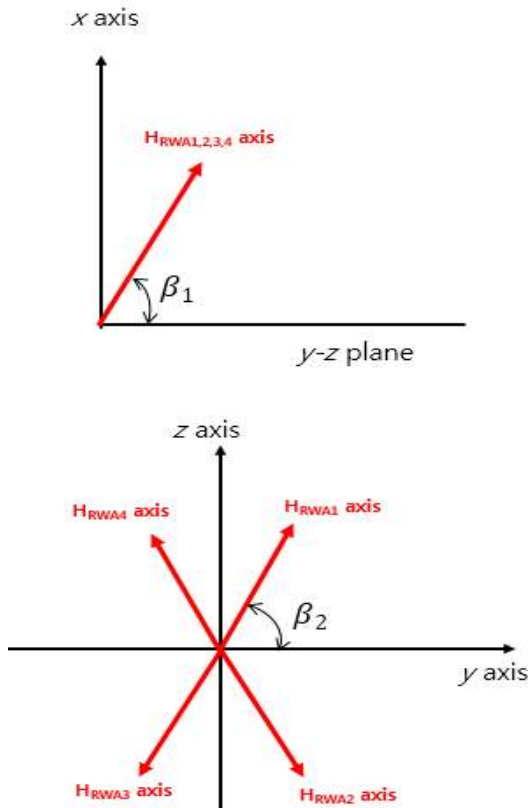


Fig. 2. Reaction Wheel Cluster

다. 도플러 중심주파수 보상에 필요한 기동을 할 때는, 요축 기동이 피치축 기동에 비해서 크므로 β_2 를 크게 하여 요축에 큰 토크를 할당한다[7]. 요약하자면 롤축, 요축, 피치축의 순서로 반작용 휠의 토크 및 모멘텀을 할당하도록 능동 SAR 위성의 반작용 휠을 배치해야 한다.

2.2 각 축별 기동시간 해석

위성 한 축의 관성모멘트가 I 이고, 해당 축방향의 반작용 휠 최대 토크와 최대 모멘텀을 τ 와 h 라고 하자. 위성을 bang-bang 방식으로 제어한다고 할 경우, 해당 축 방향으로 θ 라는 회전각

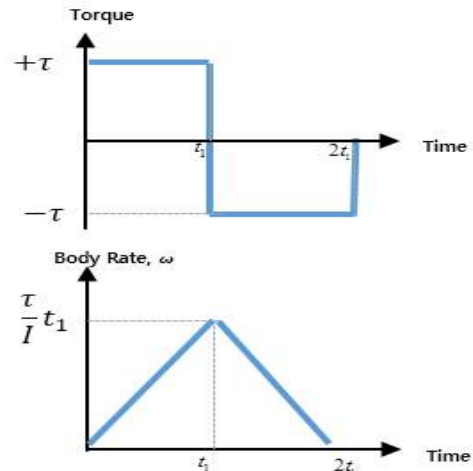


Fig. 3. 1-axis maneuver method (1)

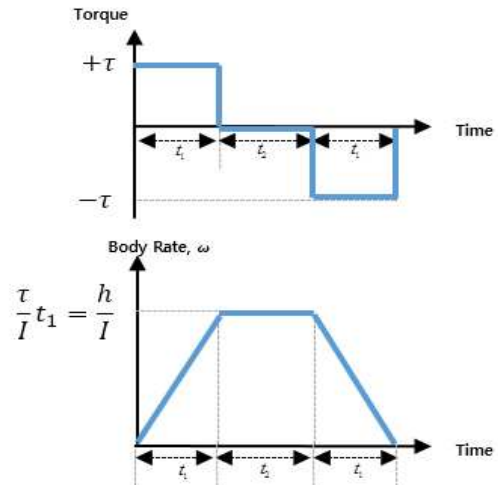


Fig. 4. 1-axis maneuver method (2)

만큼 위성을 회전시킬 때 소요되는 시간, t_θ 는 다음과 같이 구할 수 있다[11].

만약 위성의 회전각이 식 (3)과 같은 조건을 만족한다면, 반작용 휠의 모멘텀이 포화되지 않으므로 Fig. 3처럼 기동을 할 수 있다.

$$\theta \leq \frac{h^2}{I\tau} \tag{3}$$

이 때의 기동시간은 다음과 같이 표현된다.

$$t_1 = \sqrt{\frac{I\theta}{\tau}} \tag{4}$$

$$t_\theta = 2t_1 = 2\sqrt{\frac{I\theta}{\tau}} \tag{5}$$

만약 기동각이 식 (3)보다 커서 반작용휠의 모멘텀이 포화될 경우에는 Fig. 4처럼 기동을 할 수 있다. 이때의 기동시간은 다음과 같다.

$$t_1 = \frac{h}{\tau}, t_2 = \left(\theta - \frac{h^2}{I\tau}\right) \frac{I}{h} \quad (6)$$

$$t_\theta = 2t_1 + t_2 = \frac{h}{\tau} + \frac{I\theta}{h} \quad (7)$$

앞의 결과를 이용하여, 위성이 롤 축으로 θ_x 만큼 회전할 때 소요되는 시간 $t_{(roll,\theta_x)}$, 피치 축으로 θ_y 만큼 회전할 때 소요되는 시간 $t_{(pitch,\theta_y)}$, 요 축으로 θ_z 만큼 회전할 때 소요되는 시간 $t_{(yaw,\theta_z)}$ 를 구할 수 있다. 식(3)~식(7)에 있는 I 대신에 각 축별 관성모멘트를 대입하고, h 와 τ 대신에 식 (2)에서 해당 축의 최대 출력 토크 및 모멘텀을 대입하면 다음과 같이 나온다.

- 각 축별 반작용휠 모멘텀 불포화조건

$$\begin{bmatrix} \theta_x \\ \theta_y \\ \theta_z \end{bmatrix} \leq \frac{h_{rw,max}^2}{\tau_{rw,max}} \begin{bmatrix} 4s\beta_1/I_x \\ 4c\beta_1c\beta_2/I_y \\ 4c\beta_1s\beta_2/I_z \end{bmatrix} \quad (8)$$

- 휠 모멘텀 불포화시 각 축별 기동시간

$$\begin{bmatrix} t_{(roll,\theta_x)} \\ t_{(pitch,\theta_y)} \\ t_{(yaw,\theta_z)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 2\sqrt{\frac{I_x\theta_x}{\tau_{rw,max}} \cdot \frac{1}{4s\beta_1}} \\ 2\sqrt{\frac{I_y\theta_y}{\tau_{rw,max}} \cdot \frac{1}{4c\beta_1c\beta_2}} \\ 2\sqrt{\frac{I_z\theta_z}{\tau_{rw,max}} \cdot \frac{1}{4c\beta_1s\beta_2}} \end{bmatrix} \quad (9)$$

- 휠 모멘텀 포화시 각 축별 기동시간

$$\begin{bmatrix} t_{(roll,\theta_x)} \\ t_{(pitch,\theta_y)} \\ t_{(yaw,\theta_z)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{h_{rw,max}}{\tau_{rw,max}} \\ \frac{h_{rw,max}}{\tau_{rw,max}} \\ \frac{h_{rw,max}}{\tau_{rw,max}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{I_x\theta_x}{h_{rw,max}} \cdot \frac{1}{4s\beta_1} \\ \frac{I_y\theta_y}{h_{rw,max}} \cdot \frac{1}{4c\beta_1c\beta_2} \\ \frac{I_z\theta_z}{h_{rw,max}} \cdot \frac{1}{4c\beta_1s\beta_2} \end{bmatrix} \quad (10)$$

2.3 연속회전방법

피치축으로 θ 만큼 회전하는 것은 다음과 같은 롤축-요축-롤축 회전으로 대체할 수 있다.

$$R(pitch,\theta) = R\left(roll,\frac{\pi}{2}\right)R(yaw,\theta)R\left(roll,-\frac{\pi}{2}\right) \quad (11)$$

여기서 $R(axis,\theta)$ 는 해당 축을 중심으로 θ 만큼 회전을 의미하며, 식(11)은 롤축-요축-롤축의 순서로 $-\frac{\pi}{2}, \theta, \frac{\pi}{2}$ 씩 회전을 표현하고 있다.

한편, 피치축 회전은 또한 다음과 같은 요축-롤축-요축 회전으로도 대체할 수가 있다.

$$R(pitch,\theta) = R\left(yaw,-\frac{\pi}{2}\right)R(roll,\theta)R\left(yaw,\frac{\pi}{2}\right) \quad (12)$$

식 (11)은 롤축으로 $\pi/2$ 회전을 2번 수행하고, 식(12)는 요축으로 $\pi/2$ 회전을 2번 수행한다. 우리는 2.1절에서 롤축의 기동성능이 가장 좋다고 가정하였으므로 기동시간을 줄이려면 식 (11)과 같이 롤축-요축-롤축 회전을 사용하는 것이 좋다.

2.4 단일회전과 연속회전의 기동시간

본 절에서는 피치축으로 θ 만큼 단일회전을 하는 방법과, 롤축 및 요축으로 연속회전을 할 때의 기동시간을 구하고 이에 대해서 비교해 본다.

2.4.1 단일회전 기동시간

피치축으로 θ 만큼 단일회전을 할 때 소요되는 시간은 식 (8)~식(10)으로부터 다음과 같이 구할 수 있다.

$$t_{(pitch,\theta)} = \begin{cases} 2\sqrt{\frac{I_y\theta}{\tau_{rw,max}} \cdot \frac{1}{4c\beta_1c\beta_2}} \\ \quad , \theta \leq \frac{h_{rw,max}^2}{\tau_{rw,max}} \cdot \frac{4c\beta_1c\beta_2}{I_y} \\ \frac{h_{rw,max}}{\tau_{rw,max}} + \frac{I_y\theta}{h_{rw,max}} \cdot \frac{1}{4c\beta_1c\beta_2} \\ \quad , \theta > \frac{h_{rw,max}^2}{\tau_{rw,max}} \cdot \frac{4c\beta_1c\beta_2}{I_y} \end{cases} \quad (13)$$

2.4.2 연속회전 기동시간

이제 롤축-요축-롤축 회전에 소요되는 시간을 구해보자. 우선 롤축 $\pi/2$ 회전시 휠 모멘텀 불포화조건은 식(8)로부터 다음과 같이 나온다.

$$\frac{\pi}{2} \leq \frac{h_{rw, \max}^2}{\tau_{rw, \max}} \frac{4s\beta_1}{I_x} \quad (14)$$

위 조건은 다음과 같이 다시 쓸 수 있다.

$$s\beta_1 \geq \frac{\pi}{8} I_x \frac{\tau_{rw, \max}}{h_{rw, \max}^2} \quad (15)$$

위 조건과 식(8)~식(10)을 이용하여 롤축 $\pi/2$ 회전에 소요되는 시간을 구해보면 다음과 같다.

$$t_{(\text{roll}, \pi/2)} = \begin{cases} 2 \sqrt{\frac{I_x \cdot \frac{\pi}{2}}{\tau_{rw, \max}} \cdot \frac{1}{4s\beta_1}} \\ \quad , s\beta_1 \geq \frac{\pi}{8} I_x \frac{\tau_{rw, \max}}{h_{rw, \max}^2} \\ \frac{h_{rw, \max}}{\tau_{rw, \max}} + \frac{I_x \cdot \frac{\pi}{2}}{h_{rw, \max}} \cdot \frac{1}{4s\beta_1} \\ \quad , s\beta_1 < \frac{\pi}{8} I_x \frac{\tau_{rw, \max}}{h_{rw, \max}^2} \end{cases} \quad (16)$$

다음으로 요축 θ 회전에 소요되는 시간은 다음과 같이 구할 수 있다.

$$t_{(\text{yaw}, \theta)} = \begin{cases} 2 \sqrt{\frac{I_z \theta}{\tau_{rw, \max}} \cdot \frac{1}{4c\beta_1 s\beta_2}} \\ \quad , \theta \leq \frac{h_{rw, \max}^2}{\tau_{rw, \max}} \cdot \frac{4c\beta_1 s\beta_2}{I_z} \\ \frac{h_{rw, \max}}{\tau_{rw, \max}} + \frac{I_z \theta}{h_{rw, \max}} \cdot \frac{1}{4c\beta_1 s\beta_2} \\ \quad , \theta > \frac{h_{rw, \max}^2}{\tau_{rw, \max}} \cdot \frac{4c\beta_1 s\beta_2}{I_z} \end{cases} \quad (17)$$

연속회전의 전체 기동시간은 다음과 같이 정의된다.

$$t_{(\text{sequential}, \theta)} = 2t_{(\text{roll}, \pi/2)} + t_{(\text{yaw}, \theta)} \quad (18)$$

2.4.3 기동시간 비교

위성체의 관성모멘트와 임무요구조건을 토대로 반작용휠 선정 및 배치가 결정되면 식(13)을 토대로 단일회전 θ 에 소요되는 기동시간을 구할 수 있다. 마찬가지로 식(16)~식(18)을 이용하여 연속회전에 소요되는 기동시간을 구할 수 있다. 이를 비교하여 연속회전이 더 빠른 θ 를 찾아볼 수가 있다.

Table 1. Satellite and Actuator Size

	구분	기호	수치	경우
반 작 용 휠	토크	$\tau_{rw, \max}$	0.2Nm	-
	모멘텀	$h_{rw, \max}$	20Nms	1,3
			50Nms	2,4
	배치		β_1	60°
β_2			70°	-
위 성	관성 모멘트	I_x	1000 $kg \cdot m^2$	1,2
			500 $kg \cdot m^2$	3,4
		I_y	4000 $kg \cdot m^2$	-
		I_z	4000 $kg \cdot m^2$	-

실제 경우를 살펴보기 위하여 Table 1과 같이 위성 및 구동기 수치를 가정하고 계산하여 보았다.

일반적인 상용 위성용으로 판매되는 반작용휠은 보통 0.1~0.2Nm의 토크에 20~50Nms의 모멘텀을 가지고 있다. 또한 상용위성의 관성모멘트는 500~4000 $kg \cdot m^2$ 정도가 된다. 따라서 반작용휠의 토크는 0.2Nm로 가정하고, 모멘텀은 20Nms와 50Nms 두 가지 경우에 대해서 살펴보았다.

또한 Fig. 1과 같은 형상에서는 식 (1)과 같은 관성모멘트 조건이 성립하므로, 롤축의 관성모멘트는 1000 $kg \cdot m^2$ 와 500 $kg \cdot m^2$ 두가지로 가정하고, 피치축 및 요축은 4000 $kg \cdot m^2$ 로 가정하였다.

반작용휠의 배치는 Fig. 2에서 β_1 은 60도, β_2 는 70도로 두었다. 이 때, 각 축별로 생성가능한 최대 토크와 최대 모멘텀은 식 (2)로부터 다음과 같이 나온다.

$$T_{cluster, \max} = \begin{bmatrix} 3.46 \\ 0.68 \\ 1.88 \end{bmatrix} \tau_{rw, \max} \quad (19a)$$

$$H_{cluster, \max} = \begin{bmatrix} 3.46 \\ 0.68 \\ 1.88 \end{bmatrix} h_{rw, \max} \quad (19b)$$

롤축, 요축, 피치축 순서로 토크 및 모멘텀이 할당되었음을 알 수 있다.

다음으로 반작용휠 모멘텀 및 위성의 롤축 관성모멘트에 따라서 총 네 가지 경우를 살펴보고, 그에 따른 기동시간의 변화 및 단축가능여부를 살펴본다.

○ Case 1

$$(h_{rw,max} = 20Nms, I_x = 1000kg \cdot m^2)$$

위와 같은 조건에서 계산한 기동시간은 Fig. 5 와 같다. 회전각 θ 를 0도부터 180도까지 변화시켜가면서, 피치축으로 단일 회전을 할 때의 소요시간과 롤축-요축-롤축으로 연속회전을 할 때의 소요시간을 비교하였다. 피치축으로 약 60도 이상의 회전을 할 때는 단일회전보다 연속회전이 더 빠르다는 것을 알 수 있다.

참고로 연속회전의 경우, 약 200초부터 시작을 하는 것을 확인할 수 있는데, 이는 연속회전이 항상 롤축 90도 회전을 두 번 하도록 되어 있기 때문이다.

Figure 6은 회전각에 따른 휠모멘텀 포화여부이다. 세로축이 0이면 휠모멘텀이 불포화, 1이면 포화를 나타낸다. 피치축 단일회전의 경우는 약 20도 회전부터 휠모멘텀이 포화가 되며, 연속회전에서의 요축은 약 54도 회전부터 휠모멘텀이 포화된다. 같은 회전각이지만 요축이 피치축보다 더 큰 회전각에서 포화되는 이유는 Fig. 2처럼 반작용휠을 배치하여 요축이 낼 수 있는 모멘텀이 피치축에 비해서 더 크기 때문이다. 롤축의 경우는 90도 회전 동안에 모멘텀이 포화되지 않아서 항상 0으로 표시된다.

○ Case 2

$$(h_{rw,max} = 50Nms, I_x = 1000kg \cdot m^2)$$

휠 모멘텀을 20Nms에서 50Nms로 증가시킨 경우는 Fig. 7 및 Fig. 8과 같이 나왔다. 피치축으로 약 113도 이상 회전을 할 때에 단일회전보다 연속회전이 더 빠르다. 이는 Case 1의 60도보다 크게 증가한 것이다. 이는 다음과 같은 이유 때문이다.

휠 모멘텀이 증가해서 피치축의 가용 모멘텀이 증가하였고, 이로 인해서 휠모멘텀이 포화되는 회전각도 Fig. 6의 20도에서 Fig. 8처럼 약 122도로 증가하였다. 상당한 각도의 회전에서도 피치축 휠 모멘텀이 포화되지 않기 때문에 단일회전의 속도가 빨라졌고, 이 때문에 아주 큰 회

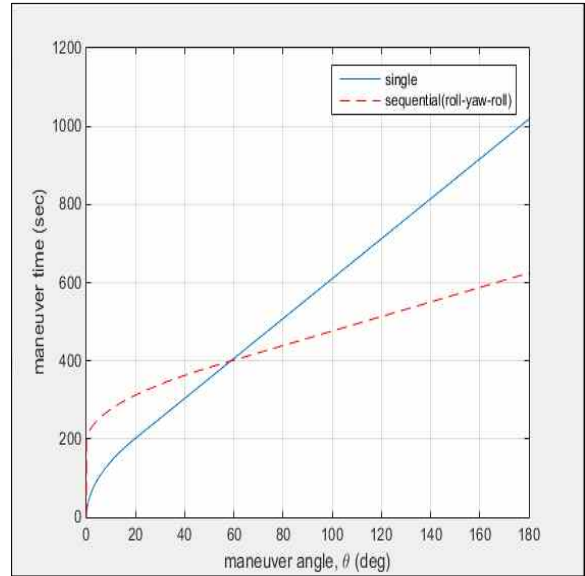


Fig. 5. Maneuver Time (case 1)

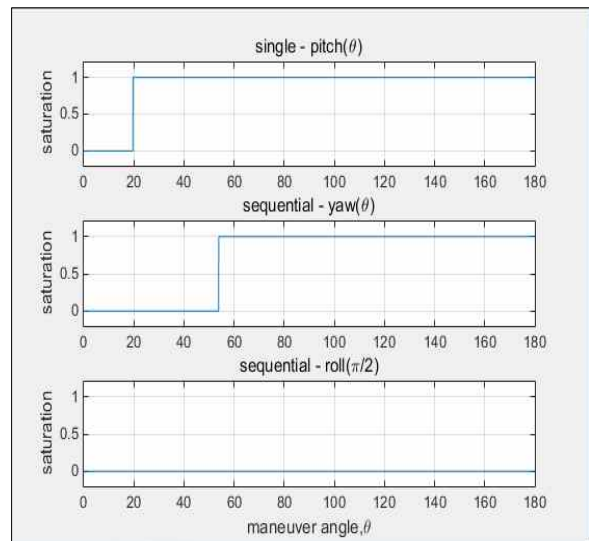


Fig. 6. Momentum Saturation (case 1)

전각이 아니고서는 연속회전이 더 느린 결과가 나온다.

Figure 5와 Fig. 7을 비교해보면, case 1에서 휠모멘텀이 포화되는 시점인 20도까지는 양쪽의 단일회전 시간이 같지만, case 2에서는 그 이후로도 122도까지 피치축 휠 모멘텀이 포화되지 않으므로 기동시간이 빠른 것을 확인할 수 있다.

참고로 연속기동의 경우도 Fig. 5와 Fig. 7을 비교해보면 약 54도 이후부터는 기동시간이 단축되는 것을 확인할 수 있다. 이는 요축도 휠모멘텀 증가로 인해서 포화가 일어나지 않아서 기동시간이 단축되었기 때문이다.

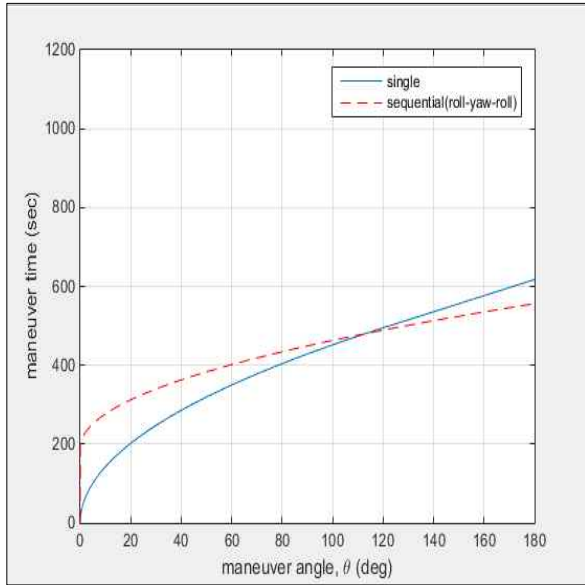


Fig. 7. Maneuver Time (case 2)

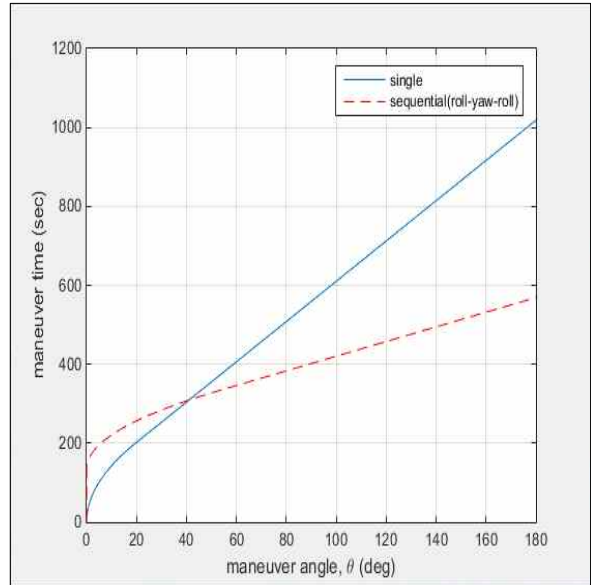


Fig. 9. Maneuver Time (case 3)

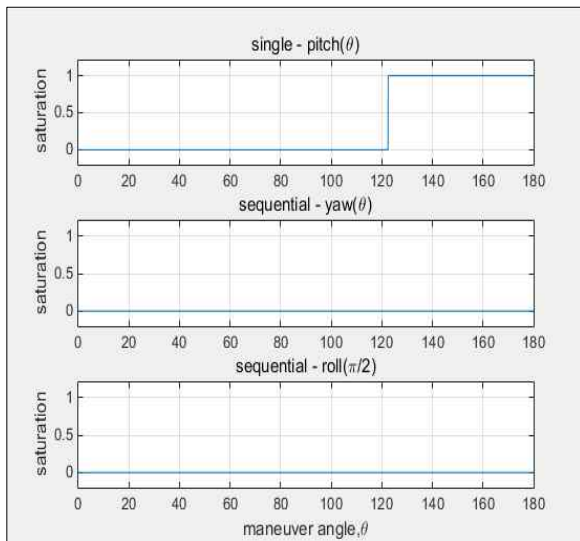


Fig. 8. Momentum Saturation (case 2)

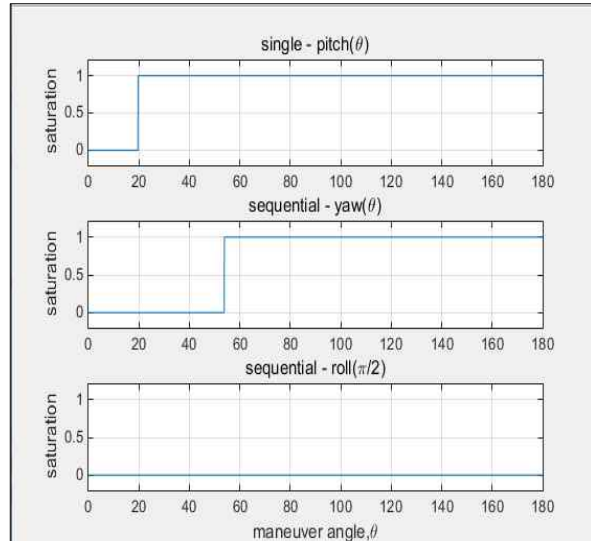


Fig. 10. Momentum Saturation (case 3)

○ Case 3

$$(h_{rw, \max} = 20 \text{ Nms}, I_x = 500 \text{ kg} \cdot \text{m}^2)$$

휠 모멘텀을 다시 20Nms로 하고, 대신에 롤축의 관성모멘트를 $1000 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ 에서 $500 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ 로 낮추어서 롤축의 기동성을 더 키운 경우를 살펴보자.

Case 1과 비교할 때, 피치축 방향 기동에 영향을 주는 요소는 변화가 없으므로, 단일회전은 Fig. 5와 Fig. 9가 동일한 결과를 보여주고 있다.

반면 롤축의 기동성이 향상되어서 롤축 90도 회전을 두 번 하는데 소요되는 시간이 약 200초에서 약 150초 정도로 단축되었고, 이로 인해서

연속회전의 기동시간이 Case 1에 비해서 약 50초씩 단축되었다. 이 때문에 단일회전보다 연속회전이 빠르게 되는 각도가 Case 1의 60도에서 40도로 단축되었다.

○ Case 4

$$(h_{rw, \max} = 50 \text{ Nms}, I_x = 500 \text{ kg} \cdot \text{m}^2)$$

휠 모멘텀을 50Nms로 증가시키고, 롤축 관성모멘트는 $500 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ 로 하였을 때의 결과이다. 피치축 휠 모멘텀이 증가하였으므로, 연속회전이 빨라지는 각도가 Case 3과 비교시 40도에서 57도로 증가하였다.

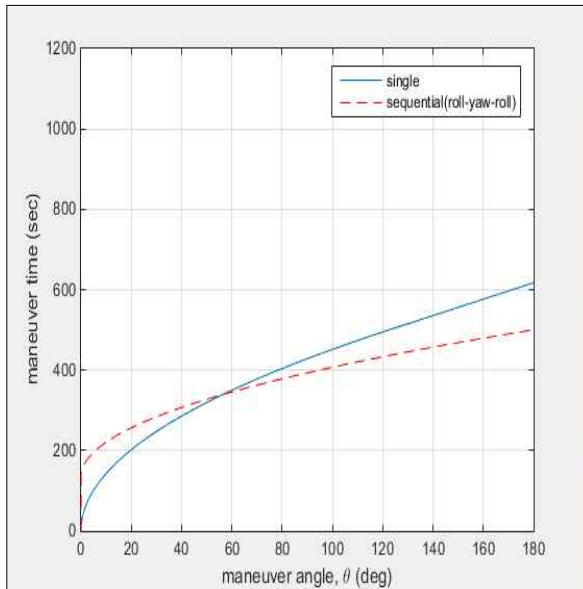


Fig. 11. Maneuver Time (case 4)

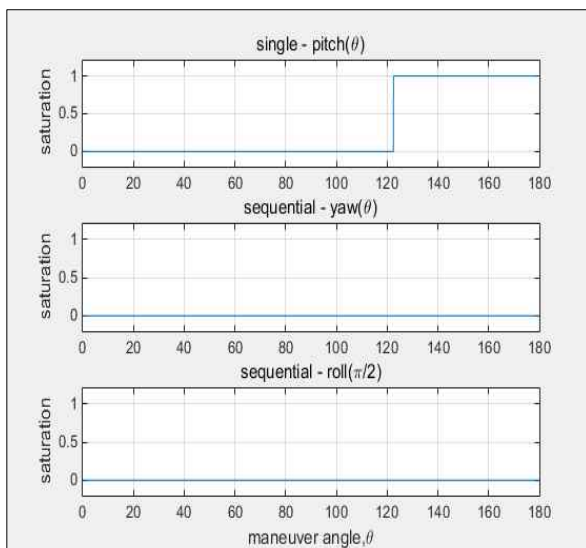


Fig. 12. Momentum Saturation (case 4)

III. 결 론

지향자세변화를 위해서 롤축으로 가장 큰 구동기 토크 및 모멘텀을 할당하고, 그 다음으로 도플러 중심주파수 변화를 보상하기 위해서 요축으로 토크 및 모멘텀을 할당한 능동 합성개구레이더 위성을 가정하였다. 이러한 위성도 궤도조정 등의 이유로 피치축이 큰 기동을 해야할 경우가 발생할 수 있다. 이때의 기동시간을 단축하는 방법에 대해서 연구를 해보았다.

기동성능이 낮은 축으로 큰 각도의 회전이 필요할 경우, 기동성능이 높은 다른 두 축을 연속

하여 회전하여 위성의 자세를 변환할 수도 있다. 요구되는 회전각이 크고 다른 두 축의 기동성능이 매우 높을 경우, 낮은 기동축으로 수행하는 단일회전보다, 높은 기동축들로 수행하는 연속회전이 더 빨리 해당 기동을 완성할 수 있다는 것을 보였다. SAR 위성의 경우 광학위성과는 달리 태양회피조건 등이 그다지 까다롭지 않으므로 이러한 방법을 통하여 기동시간을 단축할 수 있다.

Reference

- 1) Lim, B.-G., and Ahn, O.-S., "A Study on R&D Policy Implications and Future Challenges using SWOT Analysis and Technology-Trends Analysis in SAR Satellite Filed," Current Industrial and Technological Trends in Aerospace, Vol. 11, No. 1, 2013, pp. 122~141
- 2) TerraSAR-X, The Germal Radar Eye in Space, Mission brochure, DLR, 2009
- 3) Jeong, S.-Y., Lee, S.-Y., Bae, M.-J., and Cho, K.-D., "Configuration design of a deployable SAR antenna for space application and tool-kit development," Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Science, Vol. 42, No. 8, 2014, pp. 683~691
- 4) Lee, S.-Y., Kim, J.-H., and Yoon, J.-C., "Development of KOMPSAT-5 System," Conference of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, 2012 Fall, pp. 846~850.
- 5) Roth A., "Scientific Use of TerraSAR-X", Geoscience and Remote Sensing Symposium, 2004, pp. 1699-1702
- 6) Oh, S.-H. Lee, S.-H., Yoon, S.-T., and Kim, J.-H., "Satellite Attitude Command Generation Minimizing the Doppler Centroid," Conference of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, 2012, Spring, pp. 1059~1063.
- 7) Fiedler, H. , Boerner, E., Mittermayer, J., and Krieger, G., "Total Zero Doppler Steering - A New Method for Minimizing the Doppler Centroid", IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters, Vol. 2, No. 2, 2005, pp. 141-145
- 8) Bilimoria, K., and Wie, B., "Time-Optimal Three-Axis Reorientation of a Rigid Spacecraft," Journal of Guidance, Control, and Dynamics,

Vol. 16, No. 3, 1993, pp. 446-452.

9) Lee, B.-H., Lee, B.-U., Oh, H.-S., Lee, S.-H., and Rhee, S.-W., "Time Optimal Attitude Maneuver Strategies for the Agile Spacecraft with Reaction Wheels and Thrusters," *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 19, No. 9, 2005, pp. 1695-1705.

10) Bai, X., and Junkins, J. L., "New Results

for Time-Optimal Three-Axis Reorientation of a Rigid Spacecraft," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 32, No. 4, 2009, pp. 1071-1076.

11) Son, J.-W., Choi, H.-T., "Time Based Attitude Control of Flexible Body Satellite," *Conference of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, 2014 Fall