論文

위성의 Dual-Spin Turn 방법 분석 및 자세획득

서현호*, 이승우**

Investigation of Dual-Spin Turn and Attitude Acquisition of Satellite

Hyun-Ho Seo* and Seung-Wu Rhee**

ABSTRACT

The process of dual spin turn maneuver is introduced for attitude acquisition or recovery from flat spin state of a satellite. The physical principle of momentum transfer during dual spin turn is explained clearly. The case studies of special dual spin turn, in addition to the conventional dual spin turn, that are known as an acceptable cases, are performed to investigate the principle of dual spin turn and to provide a physical insight as well as the solution of dual spin turn. This study is done based on case-study simulation, which includes two-state control scheme composed of open-loop maneuver and energy dissipation device. Furthermore, we investigate the stability for the verification of all control cases after implementing two-stage control. We also provide the simulation scenario of flat spin recovery using dual spin turn method as an example.

초 록

인공위성에서 자세획득을 위해 기동을 하거나 이상상태 발생으로 위성이 임무를 수행하지 못하여 결국에 위성을 잃어버리게 되는 Flat Spin 상태에서 자세를 복구하는 방안인 Dual Spin Turn의 원리에 대한 연구가 수행되었다. Dual Spin Turn 현상에서 중요한 모멘텀 전달 원리를 물리적으로 명확하게 설명하였다. 그리고 기존의 연구결과에서 많이 알려진 방법을 포함하여 일반적인 위성의 관성모멘트 조건과 모멘텀 휠의 회전 방향 등을 여러 가지로 변화시켜 보면서 타당성을 검증하였다. Dual Spin Turn 과정은 개루프 제어와 에너지 감쇄장치의 도입이라는 2단계 제어방법을 이용하여 여러 경우에 대해 시뮬레이션으로 분석해보았다. 또한 제어의 타당성을 입증하기 위해 2단계 제어 이후의 안정성에 대해 검증하였다. 그리고 Dual Spin Turn을 이용하여 Flat Spin Recovery를 수행하는 시나리오를 예제로 제시하였다.

Key Words : Dual Spin Turn, Momentum Transfer(운동량 전달), Passive Damper(수동댐퍼), Momentum Bias Satellite(모멘텀 바이어스 위성), Attitude Acquisition Maneuver(자세획득기동), Flat Spin Recovery

Ⅰ. 서 론

일반적으로 강체(Rigid Body)이면서 회전하는 축에 대해 선대칭(Axisymmetric)인 인공위성을 Gyrostat이라 부르며, 이는 다시 자세제어 또는 안정화를 위한 로터(Rotor)가 위성체 외부에 있으면 Dual Spin형 위성, 휠(Wheel)이 내부에 있

† 2005년 10월 13일 접수 ~ 2005년 12월 13일 심사완료
* 정회원, 과학기술연합대학원대학교
연락저자, E-mail: seo2h@ust.ac.kr
대전시 유성구 어은동 45번지
** 정회원, 한국항공우주연구원 과학기술연합대학원대학교

으면 모멘텀 바이어스 위성(Momentum Bias Satellite)의 두 종류로 분류할 수 있다[1]. 그리고 Dual Spin Turn(이하 DST)은 이러한 Gyrostat 위성에 대해 초기에 회전하고 있는 축의 각운동량(Angular Momentum)을 자이로스코픽 효과(Gyroscopic Effect)에 의해 다른 축으로 전달(Momentum Transfer)해주면서 위성의 자세를 변화시키는 동역학적 현상을 의미한다. 이러한 DST 방법을 이용하여 위성이 넘어져 있는 상태로부터 정상 자세로 복구(Flat Spin Recovery)하거나, 모멘텀 바이어스 위성에서 최종 임무자세를 획득하기 위한 기동(Attitude Acquisition Maneuver)을 이뤄낼 수 있다.

지금까지 DST에 대해 많은 연구가 수행되었다. 1970년대부터 1980년대 까지는 주로 개루프 수동제어(Open-Loop Passive Control)방식이었으며[2]~[8], 1990년대 이후부터 피드백을 이용한 능동제어(Closed-Loop Active Control)방식이 연구되어 왔다[9]. 참고문헌 [9]에서는 기존의 개루프 수동제어 방식과 피드백 능동제어 방식의 차이점을 비교하고 있으며 능동제어 방식을 도입하였을 때의 장점을 설명하고 있다. 한편, 본 논문은 DST를 이용할 때 기본적으로 잘 알려진 개루프 수동제어 방식을 채택하였다.

본 논문에서는 DST 방법에 대해 기존에 잘 알려진 '초기에 최대 관성모멘트 축(Major Axis)으로 회전'하는 경우뿐만 아니라 위성체가 임의의 관성모멘트 축으로 회전하는 일반적인 경우를 모두 확인해보도록 한다. 기존의 연구결과를 보면 이렇게 일반적인 관성모멘트의 변화에 대해 휠의 회전방향을 바꾸어 줄 필요가 있다는 사실을 언급하지 않고 있는 실정이다. 그러므로 이처럼 일반적인 DST 방법을 확립하기 위해서는 휠이 존재하는 축의 관성모멘트의 크기를 바꾸면서 시뮬레이션을 수행할 필요가 있다. 나아가 기존에 DST가 불가능한 방법이라고 여겨졌던 경우(Unacceptable Case)에 대해 Negative 방향으로 휠의 속도를 증가시킬 필요가 있다는 것을 물리적으로 입증하고자 한다.

본 논문은 다음과 같이 구성하였다. 첫째, 자세획득 기동이나 Flat Spin Recovery를 위한 DST의 과정과 원리를 알아볼 필요가 있으며, 이는 본론의 2.1에 제시하였다. 둘째, 본론 2.2에서는 DST 과정에서 나타나는 동역학적 현상을 파악할 수 있도록 모멘텀 바이어스 위성을 모델링하고 운동방정식을 유도하는 과정을 살펴보도록 한다. 셋째, DST가 끝난 후 Nutation Angle이 남아있으므로 이를 0으로 수렴시켜 완벽한 자세기동을 완성해야 한다. 따라서 본론 2.3에서는 이를 위해 Rotational Damper를 도입한 내용을 다룬다. 넷째, 기존의 연구결과와 함께 '휠의 회전방향 변경'이라는 새로운 경우를 본론 2.4에서 2단계 제어방식을 도입하여 시뮬레이션으로 검증할 것이다. 다섯째, 본론 2.5에서는 앞의 모든 시뮬레이션 결과에서 그래프로써 확인한 안정성을 수치적으로 자세하게 분석할 것이다. 여섯째, 본론 2.6에서는 앞의 시뮬레이션 예제인 DST를 이용한 자세획득 기동뿐만 아니라 Flat Spin Recovery의 과정을 예제로 제시한다.

II. 본 론

2.1 모멘텀 바이어스 위성의 자세획득기동과 Flat Spin Recovery

앞서 언급한 Gyrostat의 두 종류 위성은 DST 방법이 비슷하므로, 이중에 과거 통신위성에 많이 운용되는 방식인 모멘텀 바이어스 위성(Momentum Bias Satellite)을 선택하여 DST의 운용 과정을 알아보도록 한다.

Fig. 1은 일반적인 통신위성이 Apogee Kick Motor(이하 AKM)를 이용하여 지구정지궤도에 진입한 후 최종적으로 Operational Mode에 도달하기까지의 과정을 보여주고 있다. 단계별로 설명하면 다음과 같다.[8],[10]

① AKM Burning - 천이궤도(Transfer Orbit)에서 AKM 추력기의 Misalignment Effect를 줄이기 위해 회전안정화(Spin Stabilization) 방식으로 일정속도로 위성체를 회전시킨다. 그 후 천이궤도의 원지점(Apogee)에서 AKM을 분사하여 지구정지궤도에 정상적으로 주입(Orbit Injection)되면, 위성체의 회전속도를 낮춘다. 이 때 각운동량의 방향은 'H'로 표시되어 있다.

② Precess to Align Momentum with Positive Orbit Normal - 이제 추력기를 이용하여 몸통좌표계의 b_3축과 일치한 각운동량 벡터의 방향을 궤도면에 수직인 양의 방향(Positive Orbit Normal)으로 향하게 한다.

③ DST - ①, ②상태에서 정지해 있는 b_2축의 모멘텀휠의 속도를 증가시켜 b_3에서 b_2축으로 운동량 전달(Momentum Transfer)을 이룬다.

④ Nutation Damping and Final Despin - ③의 DST과정이 끝나면 Nutation Angle(Θ)이 남아있는 상태에서 b_2축의 위성체 각속도는 계속 감소하게 되는 데, 이 속도가 일정한 저속에 도달하게 되면, 모멘텀휠의 각속도를 일정하게 유지

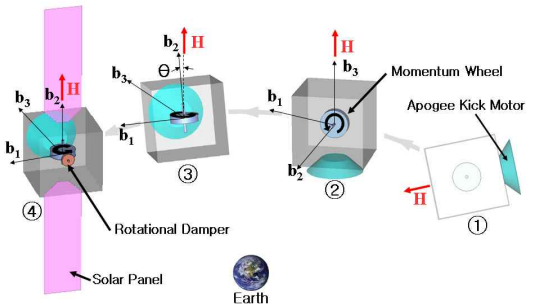

Fig. 1. Pre-operational Mode Sequence

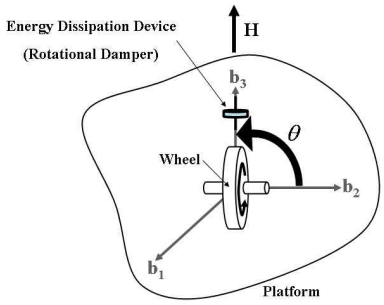

Fig. 2. Spacecraft Configuration and Coordinate Systems

한 채 추력기의 펄스를 이용하여 b_2축의 각속도를 줄인다. 이렇게 한 후 b_3축에 있는 Energy Dissipation Device를 이용하여 b_1과 b_3축의 각속도가 0이 되도록 한다. 그래서 지구의 위치를 확인하는 최종 자세획득이 끝나게 되면 태양전지판(Solar Panel)과 안테나를 전개하고, 위성의 정상운용이 시작된다.

지금까지 모멘텀 바이어스 위성의 자세획득 기동의 과정에서 DST 방법이 어떻게 쓰이는 지 알아보았다. DST는 이렇게 운용할 수도 있지만, 위성이 원하지 않는 축으로 회전하여 임무 수행이 불가능한 상태에서 휠이 존재하는 다른 축으로 모멘텀이 전달되도록 하여 다시 정상상태로 회복(Flat Spin Recovery)하는 과정에서 쓰기도 한다.

2.2 시스템 모델링과 운동방정식

휠이 장착된 위성의 형상과 좌표계는 Fig. 2와 같이 나타낼 수 있다. 위성의 몸통좌표계(Body Fixed Coordinate)에 대해 휠이 b_2축에 존재하며, 각 축 방향 관성모멘트는 Product of Inetia항을 무시한다는 가정 하에 다음과 같이 각 축방향 각운동량을 표현할 수 있다[8].

$$\mathrm{H}=\begin{bmatrix}H_1\\H_2\\H_3\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}(I_1^*+J_1)\omega_1\\(I_2^*+J_2)\omega_2+J_2\Omega\\(I_3^*+J_3)\omega_3\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}I_1\,\omega_1\\I_2\,\omega_2+J_2\,\Omega\\I_3\omega_3\end{bmatrix} \quad (1)$$

여기서 $I_i^*\,(i=1,2,3)$는 휠을 제외한 위성체의 주관성모멘트(Principle Moment of Inertia)를 나타내고 $H_i\,(i=1,2,3)$는 휠의 각 축방향 각운동량을 의미한다. 그리고 $\omega_i\,(i=1,2,3)$는 위성의 각속도를 의미하고 Ω는 휠이 b_2축에서 갖는 상대 각속도이다. 한편, 오일러 운동방정식은

$$\mathrm{L}=\left.\frac{d\mathbf{H}}{dt}\right|_I=\left.\frac{d\mathbf{H}}{dt}\right|_B+\boldsymbol{\omega}\times\mathbf{H} \quad (2)$$

이다. 여기서 $\mathbf{L}$은 위성에 작용하는 외부토크를 나타낸다. 외부토크가 없다고 가정하고 식(1)을 (2)에 대입하면, 다음과 같은 운동방정식을 얻을 수 있다.

$$I_1\dot{\omega}_1+(I_3-I_2)\omega_2\,\omega_3-J_2\,\omega_3\,\Omega=0 \quad (3a)$$

$$I_2\dot{\omega}+(I_1-I_3)\omega_3\,\omega_1+J_2\,\dot{\Omega}=0 \quad (3b)$$

$$I_3\dot{\omega}_3+(I_2-I_1)\omega_1\,\omega_2+J_2\,\omega_1\,\Omega=0 \quad (3c)$$

한편, Fig. 2에서 Nutation Angle(Θ)에 관한 식은 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\theta=\cos^{-1}\left(\frac{H_2}{H}\right) \quad (4)$$

여기서 $H=\|\mathbf{H}\|=\sqrt{H_1^2+H_2^2+H_3^2}$ 으로서 위성의 총 각운동량의 합이다.

2.3 Passive Damper를 이용한 DST이후의 수동제어

DST에서 2단계 제어입력은 첫째, 휠에 일정한 토크명령 지속적으로 인가하여 일정한 각속도까지 이르게 한다. 이 때는 개루프(Open-Loop) 방식으로서 초기 위성체의 회전각속도를 휠로 전달해주기 위함이다.

둘째, DST 과정을 끝낸 후 휠의 각가속도는 0을 유지한 채($\dot{\Omega}=0$), Platform에 장착된 Energy Dissipation Device로서 최종적으로 식(4)의 Nutation Angle(Θ)을 0으로 수렴시켜야 한다. 이 때 Energy Dissipation Device는 Fig. 2와 같이 휠이 없는 b_3축에 위치하며 Rotational Passive Damper[11]로써 모델링 한다. 수학적으로 표현하면 식(3c)의 우변에 Damping Coefficient(b)를 포함하여 $-b\omega_3$를 더해주면 된다.

2.4 시뮬레이션 결과 및 분석

현재 위성은 주로 3축 안정화 방식으로 운용되고 있으며 일반적인 위성체는 각 축 방향 주관성모멘트가 서로 틀린 값을 갖는다. 그리고 DST 방법으로 자세획득 또는 Flat Spin Recovery를 하기 위해서 이처럼 3개의 휠이 존재하는 방식에서 한 축의 휠만 운용한다고 가정하면, 휠을 Fig. 2와 같이 b_2축에만 위치시키고 Platform의 주관성모멘트를 바꿔주는 것과 같은 의미를 갖는다고 할 수 있다.

시뮬레이션 비교는 참고문헌 [12]의 방식을 따랐으며, 이 때 위성체는 무궁화위성(Koreasat)으로 $I = diag[560\ 451\ 381]\text{kg}\cdot\text{m}^2$으로 선택하였다[9]. 그런데 이 때 위성체의 관성모멘트는 무궁화위성의 좌표축을 그대로 따르는 것이 아니라, 휠이 존재하는 축의 관성모멘트가 바뀔 수 있다고 가정하여 Case 1~6으로 구별하였다. 그리하여 모든 DST에 대한 휠의 회전방향을 정확하게 규명하고자 한다.

모든 시뮬레이션 경우에서 초기에 위성체는 b_3 축으로 $\omega_{3_0} = 5rpm$의 각속도로 회전하고 있다고 가정한다. 한편, b_2축에 존재하는 휠의 관성모멘트(J_2)와 이 휠의 최대회전속도($\Omega_{\max}$)는 무궁화위성을 고려하여 다음과 같이 정하였다.

$$J_2 = 0.17\text{kg}\cdot\text{m}^2$$
$$\Omega_{\max} = 6000rpm$$

이와 같이 b_2축에 설치된 모멘텀휠의 상대 각속도가 $\Omega_{\max}$에 도달하기까지 ±0.071Nm의 토크가 1500초 동안 휠에 가해진다. 이렇게 DST과정이 끝난 직후 $\dot{\Omega} = 0$이 되면서, Rotational Damper ($-b\omega_3$)가 작동하는 데, $b = 2N.m.s/rad$로 정하였다. 이러한 시뮬레이션에 사용한 변수들은 다음의 Table 1에 정리하였다.

Table 1. Conditions of Simulation Cases

Case No.	Satellte's Moment of Inertia $I = diag[I_1\ \ I_2\ \ I_3]$	Initial Spin ω_{3_0}	Duration Time of DST
1	[451 381 560]kg.m^2	$5rpm$	$1500s$
2	[560 381 451]kg.m^2		
3	[381 560 451]kg.m^2		
4	[451 560 381]kg.m^2		
5	[381 451 560]kg.m^2		
6	[560 451 381]kg.m^2		

2.4.1 Minor Axis Wheel Alignment

Case 1 : $I = [I_1\ \ I_2\ \ I_3] = [451\ \ 381\ \ 560]$

일반적으로 위성에 Energy Dissipation이 존재한다면, 스핀축이 임의의 회전축에서 최대관성모멘트 축(Major Axis)으로 전달되는 경향이 있다[13]. 이 때 만약 위성이 임무 수행을 할 수 없는 상태라고 한다면, Flat Spin이라고 부르며, 임무수행을 위해서는 모멘텀이 발생하고 있는 축을 바꿀 필요가 있다. 그래서 대부분의 논문에서는 위의 Case 1과 같이 초기에 최대관성모멘트 축으로 회전하는 위성을 휠이 존재하는 최소관성모멘트 축으로 전달해주는 경우를 예로 들고 있다.

Case 1에 대한 시뮬레이션 결과가 Fig. 3~7에 나와 있다. Fig. 3에서 1500초까지 $\dot{\Omega} > 0$인 토크 입력에 대해 Nutation Angle(Θ)이 0에 가까이 수렴하는 것을 확인할 수 있다. 그리고 1500초 이후 Rotational Damper를 작동시켜 약 3deg정도 남아 있는 Mean Bias Nutation Angle을 0으로 만든다. 참고로 이러한 Damper의 크기와 직접적인 관련이 있는 것이 b의 크기인데, Case 1은 $b = 2$, Case 1-1은 $b = 0$, Case 1-2은 $b = 10$으로 정하였을 때의 시뮬레이션 결과를 보여주고 있다. Fig. 4는 Fig. 3을 확대한 것이며, b의 크기가 커짐에 따라 Θ=0으로 수렴하는 속도가 빨라짐을 확인할 수 있다. 결국 Damper의 크기가 커질수록 Nutation Angle이 빨리 0으로 수렴하는 장점이 있지만, 위성의 무게는 증가하므로 이에 대한 상충관계 해석이 필요하리라 판단한다.

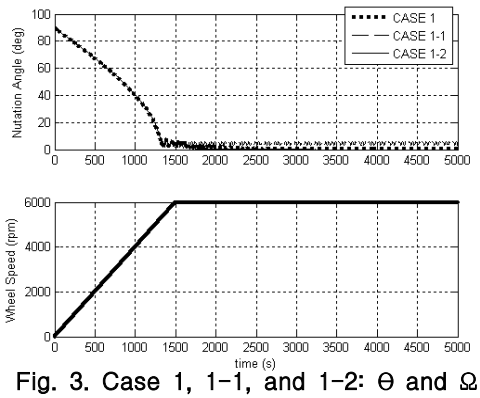

Fig. 3. Case 1, 1-1, and 1-2: Θ and Ω

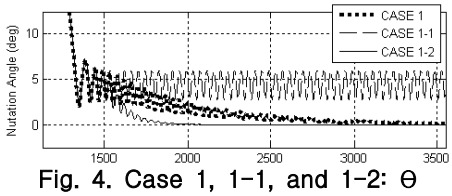

Fig. 4. Case 1, 1-1, and 1-2: Θ

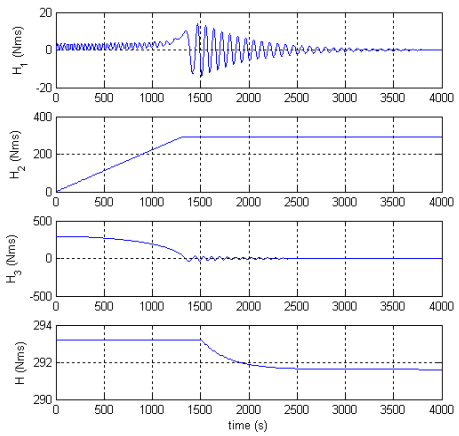

Fig. 5. Case 1: H_1, H_2, H_3, and H

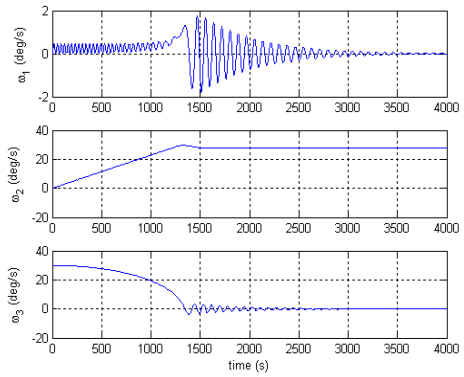

Fig. 6. Case 1: ω_1, ω_2, and ω_3

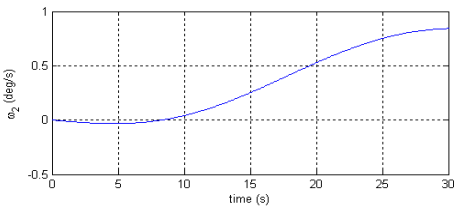

Fig. 7. Case 1: ω_2 for 0~30s

Fig. 5와 Fig. 6에서는 Rotational Damper가 작동하기 직전까지 각운동량이 보존된 상태로 Major Axis(b_3)에서 휠이 존재하는 Minor Axis(b_2)로 전달되는 과정을 보여주고 있다. 그리고 Rotational Damper가 작동하면 각속도가 감소하여서 전체 각운동량이 줄어들고 Energy Dissipation이 일어나는데, 수학적으로 식(3a)와 (3c)의 Coupled Dynamics 형태이므로 b_3축 뿐만 아니라 b_1축의 각속도도 동시에 줄여주게 된다.

이제 물리적으로 DST가 어떤 과정을 통해 이루어지는 지 알아볼 필요가 있다[8]. 식(3b)를 다시 쓰면,

$$I_2\dot{\omega}_2 = -(I_1 - I - 3)\omega_3\omega_1 - J_2\dot{\Omega} \qquad (5)$$

이다. 초기 아주 짧은 시간 동안에는 초기조건 $\omega_1 = 0$에 의해 식(5)에서 $-(I_1 - I_3)\omega_3\omega_1 \simeq 0$과 $-J_2\dot{\Omega} < 0$이므로 $\dot{\omega}_2 < 0$으로 작용한다. 그래서 초기에 $\omega_2 = 0$이었으므로 아주 짧은 시간 동안에 속도가 음수($\omega_2 < 0$)가 된다. Fig. 7은 Fig. 6의 ω_2 변화를 0~30초 범위에서 확대한 결과를 보여주고 있으며, 이를 통해 약 8초 동안 $\omega_2 < 0$임을 확인할 수 있다. 그 후 $\dot{\Omega} > 0$에 해당되는 토크는 Fig. 8과 같이 $\omega_1 > 0$인 자이로스코픽 외부 토크를 발생시킨다. 그리하여 식(5) 우변의 첫 번째 항은 시뮬레이션 조건에 의해 "-(451-560)(+)(+) > 0"이 되고, 이는 두 번째 항에서 초기 아주 짧은 시간 동안 음수였던 ω_2에서부터 ω_2가 양의 방향($\dot{\omega}_2 > 0$)으로 증가함을 알 수 있다.

이제 휠의 속도를 계속 증가시키면, 식(5)에서 보듯이 $-(I_1 - I_3)\omega_3\omega_1 < J_2\dot{\Omega}$이 된다. 결국 $\dot{\omega}_2 < 0$이 되어 앞 단계에서 증가했던 ω_2가 다시 감소하게 된다. 이는 Fig. 6에서 1300초 부근에서 ω_2가 최대값이라는 것을 통해서도 확인 가능하다.

만약 시뮬레이션 경우처럼 휠의 속도 제한이 6000rpm이상이라면 관성좌표계에서 일정한 크기의 각운동량이 존재하므로 ω_2는 계속 감소하게 된다. 다시 말해 Fig. 6에서 DST가 끝난 후 Equilibrium State에 도달하였을 때 $\omega_2 = 27.3(\text{deg/sec})$인데, 이 값을 지구 정지궤도의 Orbital Rate ($\omega_2 = 360\,\text{deg}/24hour$)까지 감소시키고자 한다면 다음과 같이 휠의 최대속도를 계산하여 적용할 수 있다.

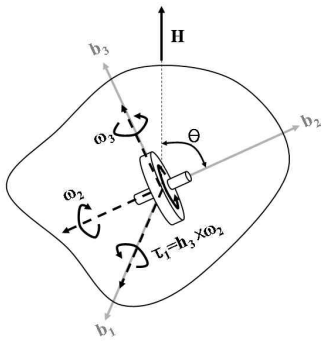

Fig. 8. Gyroscopic External Torque Effect during DST

$\omega_1 \cong \omega_3 \cong 0,$

$H_0 = I_3\omega_{30} = (560\text{kg}\cdot\text{m}^2)(5rpm)$

$H_f \cong I_2\omega_2 + J_2\Omega_{\max}$

$= (381\text{kg}\cdot\text{m}^2)(360\text{deg}/24hour) + (0.17\text{kg}\cdot\text{m}^2)\,\Omega^*_{\max}$

$H_0 = H_f$

$\therefore \Omega^*_{\max} = 16469rpm$

위의 과정에서 보는 바와 같이 각운동량 보존의 법칙($H_0 = H_f$)을 이용하여 Orbital Rate까지 도달할 수 있는 휠의 최대 속도를 계산하였다. 그러나 시뮬레이션의 경우처럼 휠의 최대속도가 6000rpm으로서 계산한 $\Omega^*_{\max}$보다 낮기 때문에 $\omega_2 = 27.3(\text{deg/sec})$을 더욱 줄이기 위하여 Fig.1-④에 대한 설명에서 밝힌 바와 같이 DST가 끝난 후 추력기를 추가로 구동시켜 줄 필요가 있다.

이와 같은 과정으로 Angular Momentum Transfer가 이루어지게 되고, 원하는 자세로 자세기동을 할 수 있다. 그런데 만약 다른 조건은 모두 같고, $\dot{\Omega} < 0$이라면 Fig. 8에서 $\omega_1 < 0$이고, 식 (5) 우변의 첫 번째 항은 "-(451-560)(+)(-) < 0"이 되어 Momentum Transfer가 이루어지는 1300초 전까지 Nutation Angle이 커지는 방향으로 움직이게 된다. 그래서 휠이 전체 각운동량을 흡수하는 동안에 180deg 근처에 머무르게 된다. 이렇게 Momentum Transfer가 끝난 상태에서 Rotational Damper를 작동시키면 $\theta = 180^\circ$로 수렴하게 된다.

Case 2 : $I = [I_1 \;\; I_2 \;\; I_3] = [560 \;\; 381 \;\; 451]$

앞의 Case 1과 틀린 조건으로서 초기 회전축(b_3)의 주관성모멘트가 중간(Intermediate Axis)값을 갖는 경우의 결과를 확인하면, Fig. 9, 10, 11과 같다.

Fig. 9에서 1500초 동안 Case 2로서 Negative 방향으로 휠 속도를 증가시킬 때($\dot{\Omega} < 0$), 정상적으로 Nutation Angle이 0으로 수렴하였다. 특히 이 때는 1500초 이후 Rotational Damper가 큰 역할을 한다는 것도 확인할 수 있다. 비교를 위해 Positive 방향으로 휠 속도를 증가시킬 때($\dot{\Omega} > 0$)인 경우는 Case 2-1로 나타내었다. Fig. 10에서 초기 각운동량이 약 236Nms인데, 0~1500초의 시간에 해당하는 DST 과정동안 b_2축으로 부족하게 전달되었다. 이처럼 엄밀한 의미에서 DST라고 볼 수는 없지만 Fig. 9에서 제시된 것처럼 토크의 방향이 중요함을 다시 확인할 수 있는 경우이다. Fig. 10은 각 축방향 각운동량을 표현한 것으로써 1500초 이전까지 전체 각운동량인 H가 보존되다가 1500초 이후에는 Rotational Damper의 작동으로 ω_1과 ω_3가 줄어들어 전체 각운동량이 줄어드는 모습을 보여주고 있다.

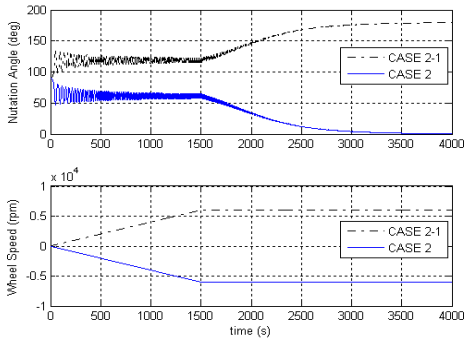

Fig. 9. Case 2&2-1: Θ and Ω

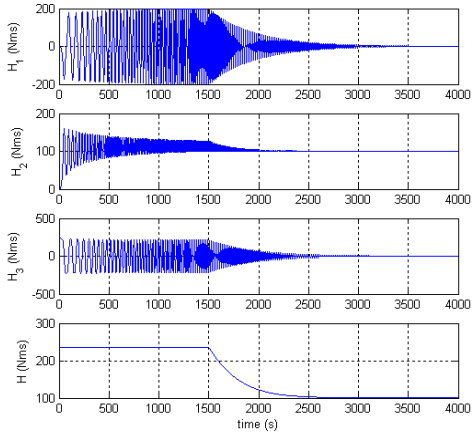

Fig. 10. Case 2: H_1, H_2, H_3, and H

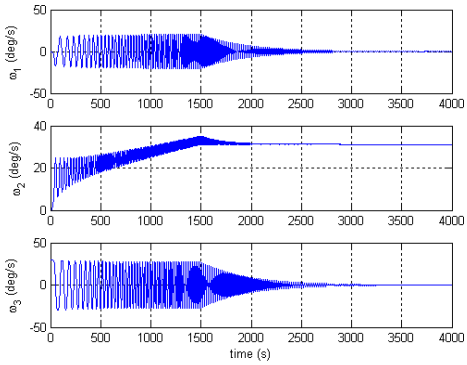

Fig. 11. Case 2: ω_1, ω_2, and ω_3

2.4.2 Major Axis Wheel Alignment

Case 3 : $I=[I_1\ I_2\ I_3]=[381\ 560\ 451]$

Major Axis에 휠이 존재하고 초기에 Intermediate Axis로 회전하는 Case 3의 경우는 $\dot{\Omega}>0$ 이면서 Case 2와 비슷한 결과를 얻었다. (Fig. 12, 13, 14 참고)

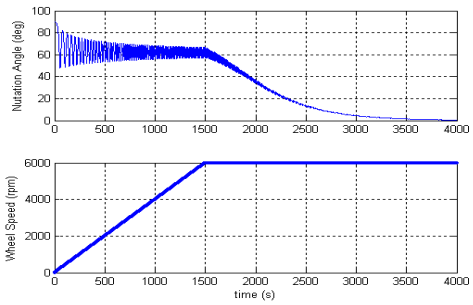

Fig. 12. Case 3: Θ and Ω

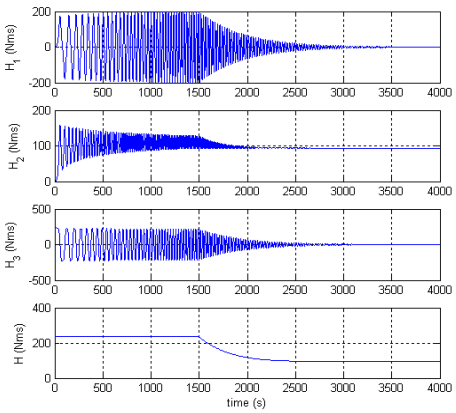

Fig. 13. Case 3: H_1, H_2, H_3, and H

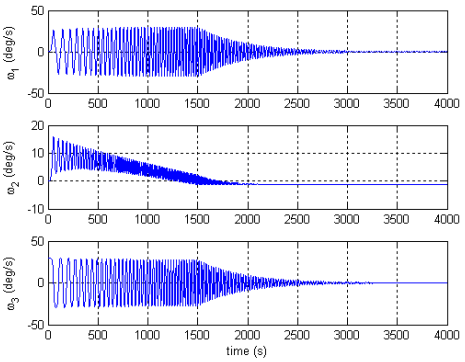

Fig. 14. Case 3: ω_1, ω_2, and ω_3

Case 4 : $I=[I_1\ I_2\ I_3]=[451\ 560\ 381]$

Case 4는 초기에 Minor Axis로 회전하는 경우이며, 이 때도 Negative 방향으로 휠 속도를 증가시킬 필요가 있다는 것을 확인할 수 있다. 이 때는 Case 2, 3와 달리 Momentum이 b_2축으로 모두 전달되었다. (Fig. 15, 16, 17 참고)

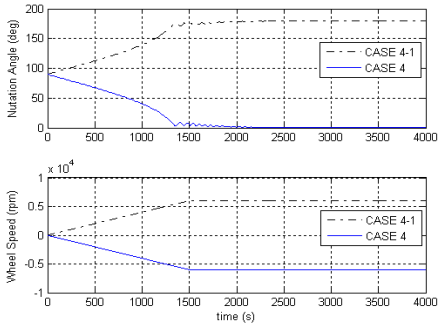

Fig. 15. Case 4: Θ and Ω

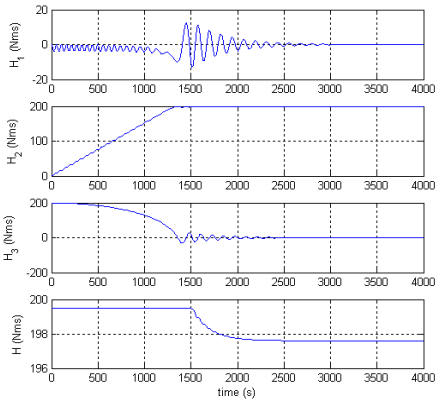

Fig. 16. Case 4: H_1, H_2, H_3, and H

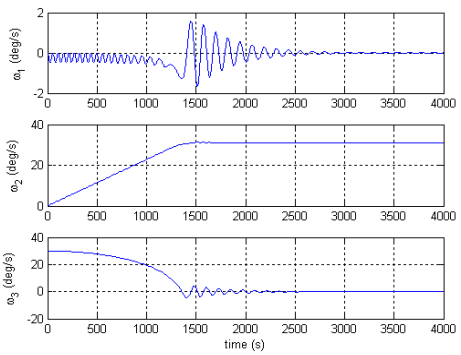

Fig. 17. Case 3: ω_1, ω_2, and ω_3

2.4.3 Intermediate Axis Wheel Alignment

Case 5 : $I=[I_1\ I_2\ I_3]=[381\ 451\ 560]$

초기에 Major Axis로 회전하는 경우이며 Positive 방향으로 휠 속도를 증가시킬 때로서 Momentum Transfer를 이루었다. 또한 Case 1과 비교해 볼 때, 같은 초기속도라 하더라도 식(5)에서 관성모멘트 차이가 Case 1(560-451)보다 Case 5 (560-381)가 더 크기 때문에 Momentum Transfer가 빨리 이루어졌다.(Fig. 18, 19, 20 참고)

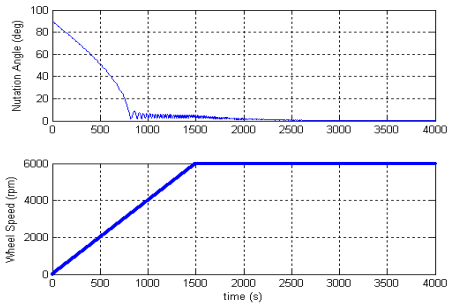

Fig. 18. Case 5: Θ and Ω

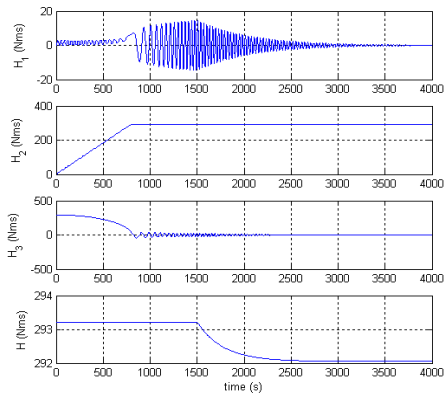

Fig. 19. Case 5: H_1, H_2, H_3, and H

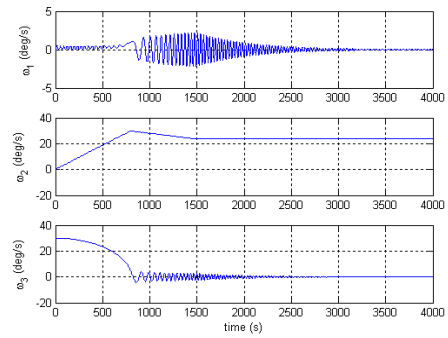

Fig. 20. Case 5: ω_1, ω_2, and ω_3

Case 6 : $I=[I_1\ I_2\ I_3]=[560\ 451\ 381]$

초기에 Minor Axis로 회전하는 경우, 역시 Negative 방향으로 휠 속도를 증가시킬 때 Momentum Transfer를 정상적으로 이루었다. 역시 Positive 방향으로 휠 속도를 증가시킬 때에 해당되는 Case 6-1은 Inverted Maneuver로 끝나게 된다.(Fig. 21, 22, 23 참고)

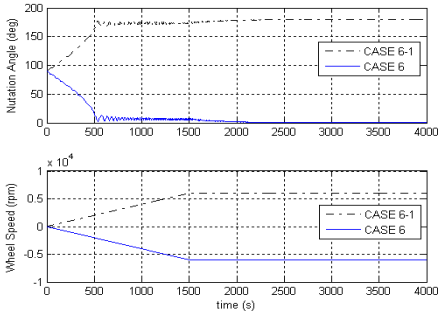

Fig. 21. Case 6: Θ and Ω

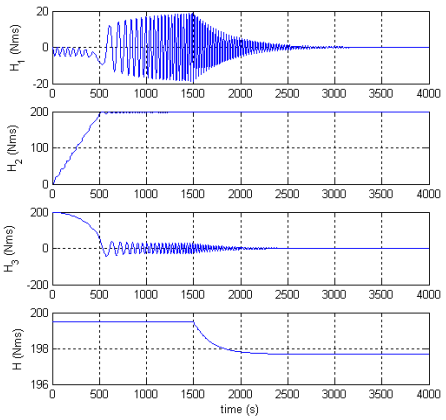

Fig. 22. Case 6: H_1, H_2, H_3, and H

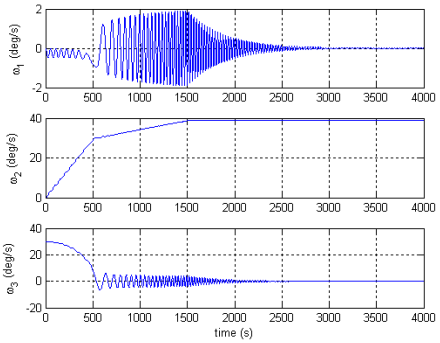

Fig. 23. Case 6: ω_1, ω_2, and ω_3

지금까지 일반적인 DST방법에 대해 초기회전축과 휠이 존재하는 축에 대한 관성모멘트에 따라 휠에 가하는 토크의 방향이 바뀌어야 한다는 것을 파악하였다. 그래서 Nutation Angle이 원하는 대로 0이 되는 경우에 대해 다음의 Table 2에 각 특징을 정리하였고, 기존 논문의 결과와 비교하여 제시하였다.

Table 2. Summarization and Comparison of All DST Cases

Case No.	Condition			Kaplan's Result[8]
	Wheel Alignment Axis	Initial Spin Axis	Wheel Spin Direction	
1	Minor	Major	Positive	Good
2		Intermediate	Negative	Unacceptable
3	Major	Intermediate	Positive	Poor
4		Minor	Negative	Unacceptable
5	Intermediate	Major	Positive	Good
6		Minor	Negative	Unacceptable

참고문헌 [8]와 비교해볼 때 Table 2에서처럼 'Unacceptable'의 경우에 대한 해결책으로써 Negative 방향으로 휠 속도를 증가시키면 된다는 것을 파악할 수 있다. 물론 일반적인 위성체는 Flexibility, Fuel Sloshing 등과 같은 Energy Dissipation에 영향을 주는 요소가 존재하기 때문에, 초기 회전축이 Minor또는 Intermedidte Axis인 경우에도 종국에는 Major Axis로 각운동량이 전달된다. 실제로 이러한 현상은 1958년에 미국의 위성인 Explorer 1에서 관측되었다[13]. 그런데, 본 논문에서 제시한 것과 같이 경우에 따라 휠의 회전방향을 바꿔주면, 이처럼 Major Axis로 모멘텀이 전달되는 자연 발생적 현상을 오랜 시간동안 기다릴 필요 없이 바로 원하는 자세기동을 할 수 있다는 장점이 있다.

2.5 안정성 분석

이제 모든 경우에 대해 선형화된 운동방정식으로 2단계 제어입력 후의 안정성을 검증한다. Free-Wheeling 상태로서 휠의 속도가 변하지 않는 경우의 Equilibrium State에서 외란을 무시한다면,

$$\begin{aligned} &\omega_2 = \omega_0 \\ &\omega_1 = \omega_3 = 0 \\ &h_2 = J_2\Omega = h \end{aligned} \tag{6}$$

이다. 여기서 ω_0은 2단계 제어가 끝난 후의 b_2축의 각속도이다. 이제 Small Angle Approximation과 피치축의 미소한 각운동량의 변화(δ)를 가정하여 식(7)을 쓴다[7].

$$\boldsymbol{\omega} = \begin{bmatrix} \omega_1 \\ \omega_2 \\ \omega_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} + \omega_0\psi \\ \dot{\theta} + \omega_0 \\ \dot{\psi} - \omega_0\phi \end{bmatrix} \tag{7a}$$

$$h_2 = J_2\Omega + \delta \tag{7b}$$

여기서 ϕ, θ, ψ는 각각 Roll, Pitch, Yaw Angle을 나타낸다. 운동방정식 식(3a)과 (3b)는 그대로 쓰고, 앞서 언급한 바와 같이 Rotational Damper를 도입하기 때문에 식(3c)의 우변에 $-b\omega_3$을 추가한다. 여기에 앞의 식(7)을 대입하고 고차항을 무시하여 정리하면 다음 식(8)과 같은 선형화된 운동방정식을 얻을 수 있다.

$$Roll: I_1\ddot{\phi} + \omega_0\{(I_2 - I_3)\omega_0 + h\}\phi + (\omega_0\beta - h)\dot{\psi} = 0 \tag{8a}$$

$$Pitch: I_2\ddot{\theta} + \dot{\delta} = 0 \tag{8b}$$

$$\begin{aligned} Yaw: \; & I_3\ddot{\psi} + b\dot{\psi} + \omega_0\{(I_2 - I_1)\omega_0 + h\}\psi \\ & - (\omega_0\beta - h)\dot{\phi} T - b\omega_0\phi = 0 \end{aligned} \tag{8c}$$

여기에서 $\beta = I_3 + I_1 - I_2$이다.

위 식(8b)는 $I_2\dot{\theta} + \delta$가 일정한 값을 가진다는 것을 의미한다. 만약 $\dot{\delta} = 0$이라면 $\dot{\theta}$ 역시 새로운 상수 값을 가지게 된다. 다시 말해 각속도가 일정한 값을 가짐으로서 Pitch Angle(θ)은 계속 증가 또는 감소하게 된다. 따라서 Pitch Angle이 안정화되기 위해서는 Restoring Torque가 필요하다. 한편 Roll/Yaw의 Coupling Dynamics에 대해 Laplace Transform을 취하고 특성방정식을 쓰면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} & I_1 I_3 s^4 + bI_1 s^3 \\ & + \{(\omega_0\beta - h)^2 + \omega_0 I_1[\omega_0(I_2 - I_1) + h] + \omega_0 I_3[\omega_0(I_2 - I_3) + h]\}s^2 \\ & + \{b\omega_0[\omega_0(I_2 - I_3) + h] + b\omega_0(\omega_0\beta - h)\}s \\ & + \omega_0^2\{\omega_0(I_2 - I_3) + h\} + \{\omega_0(I_2 - I_3) + h\} = 0 \end{aligned} \tag{9}$$

위 식에서 여러 가지 변수들의 경계조건으로 안정-불안정을 판단할 수 있다. 우선 식 (9)의 s^4 항의 계수는 당연히 양수이다. 또한 $b > 0$이라면, s^3 항의 계수는 양수이다. 한편, s^2 항의 계수를 정리하여 다시 쓰면,

$$(\omega_0\beta - h)^2 > -\omega_0[I_1\{\omega_0(I_2 - I_1) + h\} + I_3\{\omega_0(I_2 - I_3) + h\}] \tag{10}$$

이다. h가 음수라 할지라도 위 식(10)의 조건을 만족하면 안정화 조건중 하나는 만족하는 것이다. 또한 s 항의 계수를 정리하면,

$$b\omega_0^2 I_1 > 0 \tag{11}$$

이다. $\omega_0 \neq 0$이고 $b > 0$이면 위 식(11)의 조건을 만족한다. 마지막으로 상수항은,

$$\{\omega_0(I_2 - I_3) + h\}\{\omega_0(I_2 - I_1) + h\} > 0 \quad (12)$$

이다. 식(12)에서는 h가 음수여도 양수일 조건을 만족할 수 있는 것을 알 수 있다. 지금까지 모든 변수들을 정리하여 안정화를 이루기 위한 필요조건에 해당하는 범위를 정하였다.

한 예로 Table 3에 각 Case에 대해 식 (9)을 이용한 특성방정식의 계수를 정리하였는데, 계수가 모두 양수이므로 안정하기 위한 필요조건이 성립한다.

Table 3. Coefficients of Characteristic Equation

Case No.	h (Nms)	ω_0 (deg/sec)	Coefficients of Characteristic Equation				
			s^4	s^3	s^2	s^1	s^0
1	107	27.8	252560	902	60912	212	342
2	-107	31.2	252560	1120	104498	332	8780
3	107	-1.3	171831	762	10809	0.4	6
4	-107	31.1	171831	902	51086	266	134
5	107	23.5	213360	762	44309	128	1419
6	-107	38.7	213360	1120	108081	510	4897

Table 4. First Column Elements of Routh Array at Equilibrium State

Case No.	h (Nms)	ω_0 (deg/sec)	First Column of Routh Array				
			1st	2nd	3rd	4th	5th
1	107	27.8	252560	902	1456	0	342
2	-107	31.2	252560	1120	29608	0	8780
3	107	-1.3	171831	762	10705	0	6
4	-107	31.1	171831	902	452	0	134
5	107	23.5	213360	762	8411	0	1419
6	-107	38.7	213360	1120	10743	0	4897

이제 안정성 분석을 위한 Routh-Huriwitz Criterion을 적용하여 Routh Array의 첫 번째 열을 계산한 결과를 Table 4에 정리하였다. 여기에서 네 번째 성분을 ε이라고 한다면, 다섯 번째 성분은 다음의 식(13)과 같이 쓸 수 있다.

$$\frac{\omega_0^2\{\omega_0(I_2 - I_3) + h\}\{\omega_0(I_2 - I_1) + h\}}{\varepsilon} \quad (13)$$

여기서 분자가 모든 경우에 대해 양수이므로 '$\varepsilon \to 0$'인 매우 작은 양수에 대해 부호변화는 없다. 결국 Case 1~6의 모든 경우에 대해 안정하다는 필요충분조건이 성립한다.

2.6 Flat-Spin Recovery 시뮬레이션

앞의 시뮬레이션이 모멘텀 바이어스 인공위성의 자세획득을 위한 여러 가지 경우에 대한 DST를 보여주었다면, 이제 Flat-Spin Recovery를 위한 DST 운용 시나리오를 다음과 같이 다목적실용위성 2호(KOMPSAT-2)에 적용해 본다.

Initial Flat-Spin State: Fig. 24(a)과 같이 태양전지판이 태양을 보지 못하는 상태에서 Major Axis(b_1)로 초기에 ω_{1_0}의 각속도로 회전하고 있다고 가정하자. 이 때에는 위성이 태양으로부터 전력을 전혀 공급받지 못하는 상태이다.

Flat-Spin Recovery 시나리오: 이제 내부에 있는 반작용 휠의 속도를 증가시켜 Minor Axis(b_2)로 Momentum Transfer를 이루어서 태양전지판이 어느 정도 태양을 바라볼 수 있도록 하여 위성에 전력을 공급할 수 있도록 하자. DST를 통한 Flat-Spin Recovery후, Fig. 24(b)와 같이 Nutation Angle(Θ)이 남아 있는 상태로 위성이 한바퀴 돌 때 마다 한 번씩 태양을 보게 되어 전력을 공급받을 수 있게 될 것이다.

Fig. 24에서 정의한 좌표계와 KOMPSAT-2의 실제 몸통좌표계를 비교하면 b_1=y, b_2=z, b_3=x의 관계를 가지고 있다. 운동방정식 식(3)을 약간 변형하여 쓰면,

$$I_1\dot{\omega}_1 + (I_3 - I_2)\omega_2\omega_3 - J_2\omega_3\Omega = 0 \quad (14a)$$

$$I_2^P\dot{\omega}_2 + (I_1 - I_3)\omega_3\omega_1 + u = 0 \quad (14b)$$

$$I_3\dot{\omega}_3 + (I_2 - I_1)\omega_1\omega_2 + J_2\omega_1\Omega = 0 \quad (14c)$$

$$u = J_3(\dot{\omega}_3 + \dot{\Omega}) = const \quad (14d)$$

여기에서 u는 휠에 작용하는 일정한 토크이고, I_3^P는 위성체에서 RWA가 가지고 있는 b_2축 방향의 관성모멘트(J_3)를 뺀 주관성 모멘트 값이다.

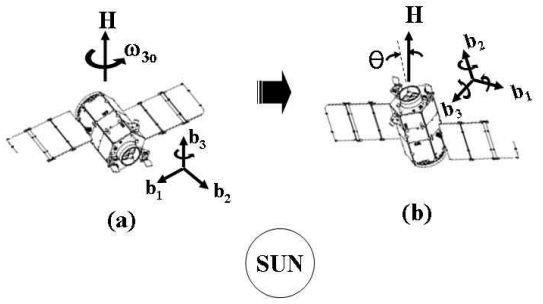

Fig. 24. Flat Spin Recovery of KOMPSAT-2

시뮬레이션은 KOMPSAT-2의 데이터를 이용하였으며 아래와 같다.

$$I = \mathrm{diag}\left[I_1 \; I_2^P \; I_3\right] = \mathrm{diag}[\,422 \;\; 411 \;\; 588\,]\,\mathrm{kg}\cdot\mathrm{m}^2$$

$$\omega_{3_0} = \begin{cases} 0.5\mathrm{deg}/\sec(\mathrm{Case7}) \\ \\ 1.0\mathrm{deg}/\sec\,(\mathrm{Case9}) \\ \\ 0.8\mathrm{deg}/\sec(\mathrm{Case8}) \end{cases}$$

$$u = (0.0005)(4/\sqrt{3}) = 0.00115N\cdot m$$

여기서 I는 Fig. 24의 몸통좌표계에 대한 주관성 모멘트, ω_{3_0}는 초기 Flat-Spin 상태에서의 b^3축 각속도, u는 휠에 가해지는 토크를 의미하는데, b^2축으로 4개의 반작용휠이 발생시키는 Net Torque를 나타낸다. Fig. 25, 26, 27에 시뮬레이션 결과가 제시되어 있다.

Fig. 25는 태양전지 판이 태양을 바라보지 못하는 Flat-Spin 상태에서 주기적으로 태양으로부

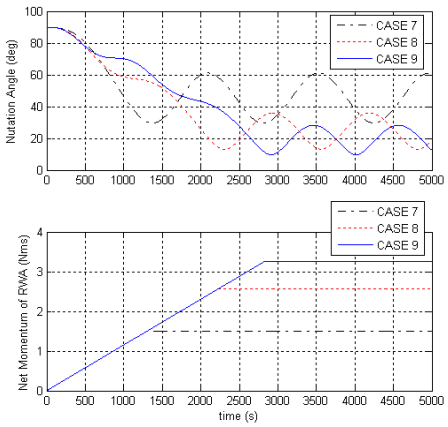

Fig. 25. Case 7, 8, and 9: Θ and Net Momentum of RWA

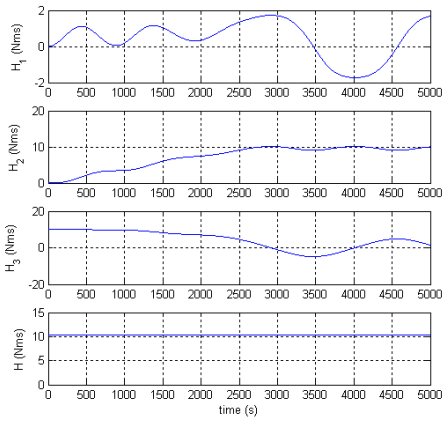

Fig. 26. Case 9: H_1, H_2, H_3, and H

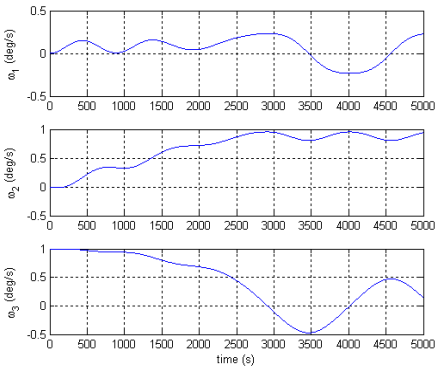

Fig. 27. Case 9: ω_1, ω_2, and ω_3

터 전력을 공급받을 수 있는 자세로 변화하는 과정을 보여준다. 다시 말해 휠에 가해지는 전체 각운동량의 합(Net Momentum of RWA)의 기울기가 양수인 '$u>0$'의 입력이 가해지면, 초기에 Nutation Angle이 90deg인 상태에서 점점 줄어들어서, 1회전에 1번씩 태양전지판이 태양을 바라볼 수 있는 자세로 바뀌게 된다. 이 상태에서 Oscillation을 반복하면서 b^2축으로 천천히 회전할 수 있도록 일정시간이 지나면 '$u=0$'으로 한다. 그리고 b^3축의 초기 회전속도가 작을수록(Case 7~9), DST에 의한 자이로스코픽 효과가 작기 때문에 Oscillation 주기가 길어지고 최종적인 Mean Bias Angle이 더 커진 상태로 끝나게 된다.

Fig. 26는 각운동량이 초기 b^3축에서 b^2축으로 전달되는 과정을 보여주고 있다. Fig. 25의 Case 9의 경우처럼 2800초 이후에 토크입력이 없어도 ($u=0$), Fig. 27에서 ω_3가 주기적으로 Oscillation이 일어나는 이유는 식 (11b)에서 두 번째 항 때문이며 물리적으로는 b^3축에 Rotational Damper가 없기 때문이다.

III. 결 론

지금까지 인공위성의 자세획득이나 Flat Spin Recovery를 목적으로 한 DST의 방법을 소개였다. 그리고 DST과정의 물리적 의미를 보다 명료하게 제시하였다. 특히 모든 경우에 대해 Nutation Angle을 '0'으로 할 수 있는 방안이 검토되었으며, 휠이 존재하는 축과 초기 각운동량 방향이 존재하는 관성모멘트의 상대적 크기에 따라서 휠의 회전 방향을 반대로 해주어야 한다는 사실을 확인하였다. 그리고 이 방법의 타당성을 검증하기 위해 안정성을 분석하였다.

위성에 Energy Dissipation이 있다면 종국에는

Major Axis로 회전하게 될 것이지만 그 과정이 너무 오래 걸린다는 문제가 있다. 이에 따라 어떤 축으로 회전하더라도 원하는 자세를 빨리 획득할 필요가 있다. 그러기 위해서는 본 논문에 제시된 바와 같이, 경우에 따라 토크의 방향을 바꿔줌으로써 DST를 가능하게 할 수 있다.

참고문헌

1) Guelman, M., "On Gyrostat Dynamics and Recovery", *Journal of the Astronautical Sciences*, Vol. 32, No. 2, Apr.-Jun. 1989, pp. 109～119.

2) Barba, P. M., Furumoto, N., Leliakov, I. P., "Techniques for flat-spin recovery of spinning satellites", AIAA-1973-859, Aug. 1973.

3) Gebman, J. R., Mingori, D. L., " Perturbation Solution for the Flat Spin Recovery of a Dual-Spin Spacecraft", AIAA Journal, Vol.14, No.7, 1976, pp. 859~867.

4) Barba, P. M., Aubrun, J. N., "Satellite Attitude Acquisition by Momentum Transfer", AIAA Journal, Vol.14, No.10, 1976, pp.1382～1386.

5) Hubert, C., "Dynamics of the Generalized Dual Spin Turn", *RCA Review*, Vol. 41, Sep. 1980, pp. 449～471.

6) Hubert, C., "Spacecraft Attitude Acquisition from an Arbitrary Spinning or Tumbling State", *Journal of Guidance and Control*, Vol. 4, Mar.-Apr. 1981, pp. 164～170.

7) Junkins, J. L., "Optimal Spacecraft Rotational Maneuvers", Elsevier, Amsterdam, 1986, pp. 114~132.

8) Kaplan, M. H., "Modern Spacecraft Dynamics and Control", Wiley, NewYork, 1976, Chap.9

9) Bang, H., Kim, S. and Hwangbo, H., "Feedback Control Law Design for the Dual Spin Turn of Spacecraft", *Journal of Guidance and Control*, Vol. 20, No. 3, May.-Jun. 1997, pp. 450～456.

10) Kaplan, M. H., Patterson, T. C., Ramos, A., "Attitude Acquisition Maneuver for A Bias Momentum Spacecraft", US Patent, Dec. 22, 1981.

11) Ogata, K., "System Dynamics", 3rd Ed., Prentice Hall, pp. 64~65.

12) 서현호, 이승우, “시뮬레이션을 통한 위성의 Dual-Spin Turn 개선방법 연구”, 한국항공우주학회 추계학술발표회, pp. 172-176, 2004.

13) Sidi, M. J., "Spacecraft Dynamics and Control : A Practical Engineering Approach", Cambridge Univ., Chap.4