

수동형 전개힌지를 이용한 전개형 우주 구조물의 전개 동특성 해석

Dynamic Analysis of a Deployable Space Structure Using Passive
Deployment Mechanism

최영준*
Choi, Young-Jun

오현웅*
Oh, Hyun-Ung

최용훈*
Choi, Yong-Hoon

이경주*
Lee, Kyung-Joo

ABSTRACT

The deployable space structure is necessary to minimize the satellite volume and launch cost. For the deployment, passive deployment mechanism has widely been used to attenuate a latch shock induced when the structure is just fully deployed. To reduce the latch shock, viscous damper is applied to the passive deployment mechanism and it can control the deployment speed of the structure. In this paper, dynamic analysis of the deployable space structure using the passive deployment mechanism with the viscous damper has been performed. The viscous damping values have been optimized through numerical simulation. The satellite's attitude influenced by pyro activation for the release of the structure has also been investigated.

주요기술용어(주제어) : Deployable Space Structure(전개형 우주 구조물), Satellite Attitude Control(위성 자세 제어), Deployment Sequence(전개 순서), Deployment Hinge(전개용 힌지)

1. 머리말

위성체가 탑재되는 발사체 노즈웨어링부 내의 수납 공간을 고려하면, 위성체는 발사 시에 태양전지판, 안테나 등과 같은 전개형 구조물을 수납상태로 유지하고, 궤도상에서 발사체에서 위성체가 분리된 후에 수납상태의 구조물을 전개하여 임무를 수행하는 전개형 구조물의 적용이 이상적이라 할 수 있다.

대형 전개형 우주 구조물의 예로서 통신용 망(Mesh) 안테나와 최근에 우주개발 선진국에서 연구 및 궤도상 검증시험 중인 팽창형(Inflatable) 안테나가 있다. 그림 1은 일본의 JAXA(Japan Aerospace Exploration Agency)가 개발하여 현재 궤도상에서 운용중인 ETS-VIII(Experimental Test Satellite)의 안테나 수납상태(그림 1(a))와 궤도상에서의 안테나 전개상태(그림 1(b))를 나타낸다. ETS-VIII은 궤도상에서 안테나를 전개했을 때 송신부와 수신부 안테나의 크기가 각각 직경 약 20m에 이르는 대형 통신용 안테나를 탑재하고 있다^[1].

그림 2는 궤도상에서 전개된 팽창형 안테나^[2]를 나

† 2008년 3월 28일 접수~2008년 5월 2일 게재승인

* 국방과학연구소(ADD)

주저자 이메일 : parang17@naver.com

타낸다. 팽창형 안테나는 필름과 같이 극도로 얇은 재료로 구현 하고자 하는 형상의 외형을 제작하고 수납하기 때문에 발사 시 최소의 공간에 적재 가능한 장점을 갖는다. 궤도상에서는 구조물의 내부에 가스 압력을 주입하고 팽창시켜 구조물의 형상을 유지하는 매커니즘으로 구성된다. 팽창형 구조물의 경우, 강체와 비교해서 1/5 가량의 무게, 1/6 가량의 비용으로 임무를 수행할 수 있으며 적재공간이 협소한 경우에도 적용 가능하므로 발사체 선정 시에도 경제적 이득을 가져올 수 있다.

상기에서 기술한 전개형 구조물 이외에도 일반적으로 태양전지판, 파라볼라 안테나 그리고 능동형 강체 안테나 등에도 전개형 방식이 적용되고 있다. 이러한 전개형 구조물의 경우 복원 스프링의 복원력을 이용한 수동형 전개기구 또는 스텝모터를 이용한 능동형 전개기구가 구조물의 전개를 위해 이용된다^[3,4]. 복원 스프링만을 이용한 수동형 전개기구의 경우 구조물의 전개속도를 제어할 수 없으므로 전개직후에 발생하는 Latch 충격이 전개용 힌지부 또는 구조물 내부에 장착된 전자장비에 치명적인 영향을 가져올 수 있다. 이를 극복하기 위하여 수동형 전개기구의 경우, 전개용 힌지부에 유체형 감쇠기를 적용하고 감쇠기 동작 시 발생하는 유동저항을 이용하여 구조물의 전개속도를 제어한다.

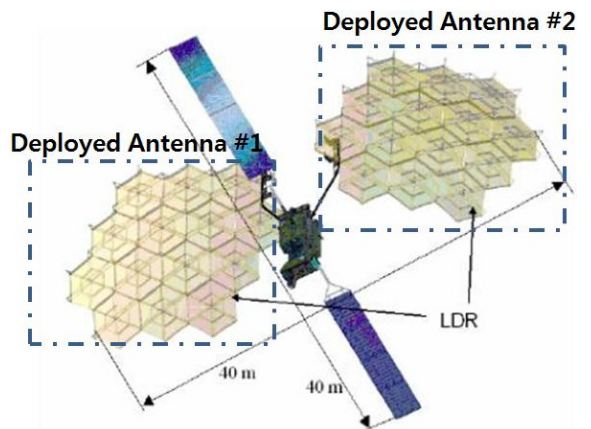
발사 시 전개형 구조물은 분리/해제 장치에 의하여 위성본체에 구축된다. 궤도상에서는 주로 폭발식 분리장치 작동 시 발생하는 폭발력에 의해 고정 핀이 절단되고 동시에 구속이 해제되고, 전개용 힌지부 비틀림 스프링의 복원력에 따라 구조물은 전개 된다. 분리/해제 장치의 작동 시 발생하는 가속도는 위성체에 외란으로 작용하여 위성체의 자세제어 특성에 영향을 줄 수 있다.

수동형 전개 메커니즘을 이용한 우주 전개형 구조물의 설계에는 임무성공을 위해 전개완료 직후에 발생하는 Latch 충격을 최소화 하여 구조물 내부의 전자장비와 전개용 힌지부의 손상이 방지되도록 전개 힌지부의 설계를 최적화 하여야 한다. 그리고 구조물의 구속/해제 시 발생하는 충격과 전개 구조물의 회전관성이 위성체의 자세제어 특성에 미치는 영향을 최소화 하도록 설계되어야 한다.

본 논문에서는 수동형 전개 메커니즘을 이용하여 전개되는 전개형 구조물을 갖는 위성체를 모델링하고, ADAMS를 이용하여 구조물의 전개 동특성을 분석하였다. 전개 동특성 시뮬레이션에서는 전개형 구조물의 전개완료 직후 발생하는 Latch 충격을 최소화시키기 위한 파라미터를 추정하였으며, 전개 시 발생하는 구조물의 회전관성과 폭발식 구속/해제 장치 작동 시 발생하는 충격이 외란으로 작용하였을 경우의 위성체 자세제어 영향을 분석하였다.

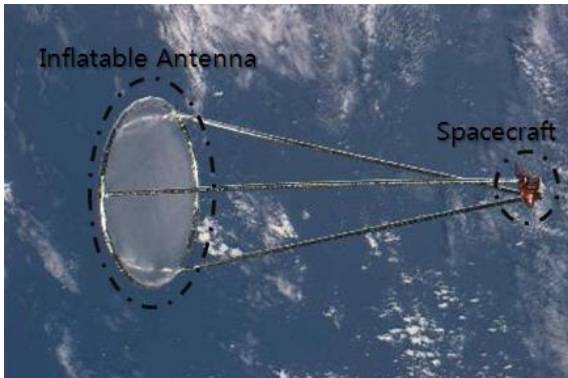


(a) 안테나 수납상태



(b) 안테나 전개상태

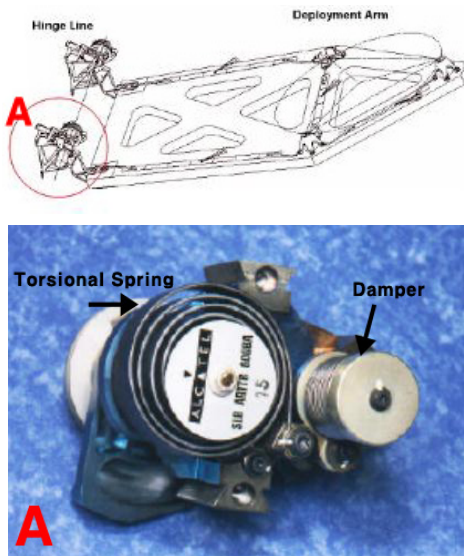
[그림 1] ETS-VIII 통신용 안테나 형상



[그림 2] 팽창형 안테나 형상

2. 전개 동특성 해석모델

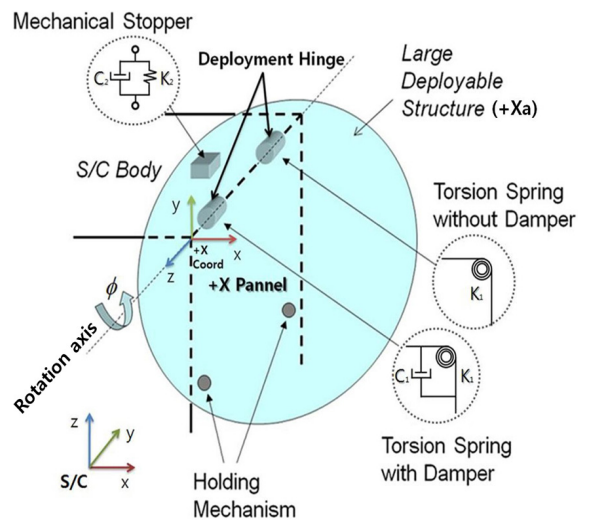
그림 3은 전개형 우주구조물의 전개를 위한 수동형 전개힌지의 예를 나타낸다. 수동형 전개 메카니즘은 기본적으로 구동력 발생을 위한 비틀림 스프링과 전개속도 제어를 위한 감쇠기로 구성된다. 전개속도는 감쇠기 내에 존재하는 작동유체의 유동저항에 의해 제어되고 지상 시험에서 최적화된 감쇠기 내 작동유체의 점성유지를 위해 히터에 의한 열 제어를 필요로 한다.



[그림 3] 수동형 전개용 힌지

그림 4는 수동형 전개 메카니즘을 이용한 우주 전개형 구조물의 동특성 분석을 위한 해석모델로 위성 본체(S/C body), 전개형 구조물(Large Deployable Structure), 발사 시 구조물의 구속을 위한 2개의 구속/해제 기구(Holding Mechanism), 전개형 구조물의 전개를 위한 2개의 수동형 전개힌지(Deployment Hinge) 그리고 비틀림 스프링에 의하여 구조물에 지속적으로 작용하는 토크로 인해 규정된 전개각도 이상으로 구조물이 전개되는 것을 방지하기 위한 스톱퍼(Mechanical Stopper)로 구성된다. 전개형 구조물의 대상은 비교적 고중량의 능동형 강체 안테나로 하였다. 2개의 안테나(+Xa, -Xa)는 위성체 중심에서의 위성 좌표계(S/C coordinate)를 기준으로 각각 위성본체의 +X판넬과 -X판넬에 좌우대칭으로 장착되며, +X 좌표계(+X coord)의 z축을 기준으로 90도 회전하여 전개된다.

수동형 전개 메카니즘은 안테나 구조물에 구동력을 발생시키기 위한 비틀림 스프링(K_1)과 전개속도 제어를 위한 감쇠요소(C_1)로 모델링 하였으며 감쇠기는 하나의 전개용 힌지에만 적용하였다. 규정 전개각도 유지를 위한 스톱퍼는 감쇠요소(C_2)와 스프링 요소(K_2)로 구성된다. 구속/해제 기구 작동 시 발생하는 충격은 반정현과의 형태로 위성체 본체에 외란으로 작용하도록 구성하였다.



[그림 4] 전개 동특성 해석모델

3. 전개형 구조물 전개 동특성 해석

수동형 전개 메카니즘을 이용한 전개형 우주 구조물의 전개 동특성을 분석하였다. 해석에서는 먼저 비틀림 스프링으로만 구성된 수동형 전개 힌지부와 댐퍼를 갖는 힌지부의 전개 동특성을 비교 및 분석을 수행하였고, 전개완료 직후 발생하는 Latch 충격 최소화를 위한 댐퍼부의 최적 감쇠값을 구하였다. 그리고 2개의 강체 안테나 전개에 따른 위성체 자세변동 최소화를 위한 안테나 전개순서 및 시간 간격과 구속/해제 장치의 구동 시 발생하는 충격이 위성체 자세 제어에 미치는 영향을 분석하였다.

가. 운동방정식

그림 4의 전개동특성 해석모델의 전개형 강체 안테나의 운동방정식은 다음과 같다.

$$J\ddot{\phi} + C_1\dot{\phi} + K_1\phi + T_d \operatorname{sgn}(\dot{\phi}) = -\sum_{i=1}^n T_i(t - \tau_i) \quad (1)$$

여기에서, J 는 전개형 강체 안테나의 질량관성모멘트, T_d 는 베어링에 의한 회전 마찰력, 그리고 부호함수 $\operatorname{sgn}(\dot{\phi})$ 는 다음과 같다.

$$\operatorname{sgn}(\dot{\phi}) = \frac{\dot{\phi}}{|\dot{\phi}|} \quad (2)$$

전개형 강체 안테나가 90도 전개 시 스톱퍼와 충돌로 인해 발생하는 충돌토크 T_i 는 다음과 같이 정의한다.

$$T_i(t - \tau) = \eta T_i(\tau) \quad (3)$$

여기서, τ 는 전개형 구조물이 스톱퍼에 충돌할 때의 i 번째 충돌 시간을 나타내며, η 는 반발계수(Coefficient of Restitution)를 나타낸다.

해석에서는 전개용 힌지구동부에서의 베어링 마찰에 의한 회전마찰 토크를 $T_d = 0$ 이며, 스톱퍼를 강체로 가정하고 전개형 구조물과 스톱퍼의 충돌은 완전탄성충돌이라고 가정하였다.

힌지부의 비틀림 스프링 계수 K_1 은 강체 안테나 전개상태에서의 모드 주파수 요구조건인 $>20\text{Hz}$ 의 요구조건을 만족시키기 위하여 $K_1 = 1.5e06[\text{Nm/rad}]$ 으로 설정하였다.

강체 안테나의 중량은 $280.0\text{kg}(2 \times 140.0\text{kg})$ 이며 이를 포함하는 위성체 총중량은 1000kg 이다. 강체 안테나의 COG(Center Of Gravity) 및 MOI(Moment Of Inertia)는 다음과 같다.

[표 1] 전개형 구조물의 COG

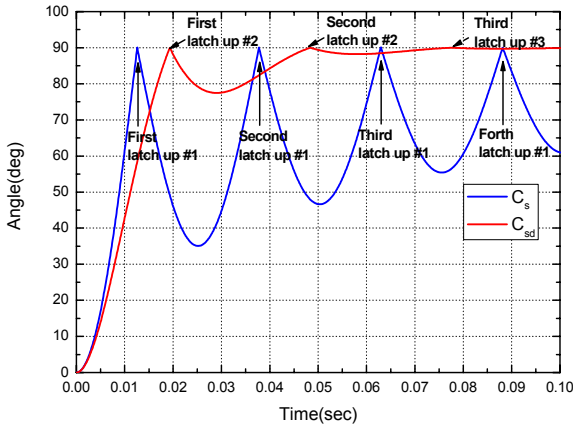
Deployable Structure		COG location w.r.t. S/C CSys		
		X _{CoG} [m]	Y _{CoG} [m]	Z _{CoG} [m]
Mass	280.0kg	1.11	0.00	3.31

[표 2] 전개형 구조물의 MOI

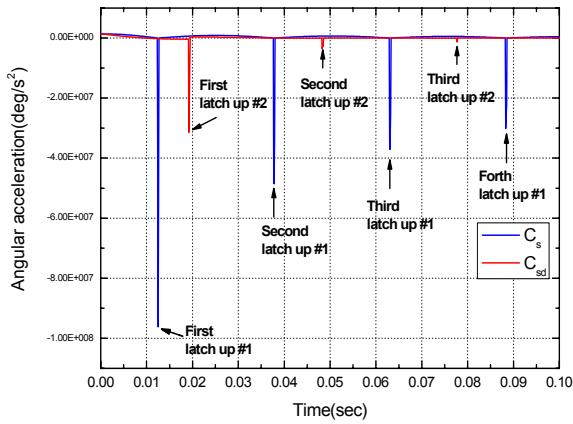
Deployable Structure	I _{xx} [kg · m ²]	I _{yy} [kg · m ²]	I _{zz} [kg · m ²]	I _{xy} [kg · m ²]	I _{yz} [kg · m ²]	I _{xz} [kg · m ²]
Inertias about S/C CSys	1549.4	1771.7	238.2	-0.3	-1.3	518.0

나. Latch 충격해석

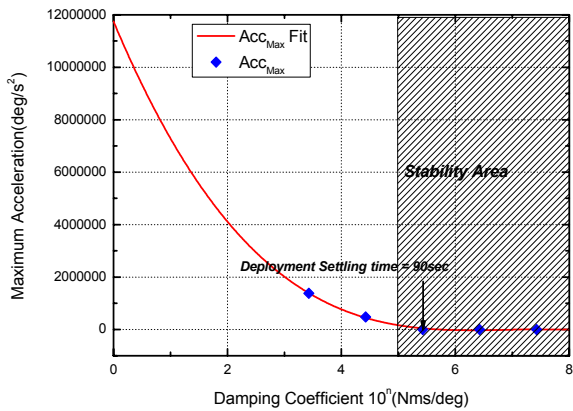
강체 안테나의 전개 완료 직후 스톱퍼와의 충돌로 발생하는 Latch 충격과 전개힌지 감쇠기의 감쇠 계수를 변화에 따른 Latch 충격량을 분석하였다. 비틀림 스프링만으로 구성된 전개용 힌지부와 비틀림 스프링과 댐퍼로 구성된 힌지부를 이용한 동적거동해석 결과의 예를 그림 5와 그림 6에 나타낸다. 스프링만으로 구성된 힌지부의 감쇠계수 $C_s = 0[\text{Nms/rad}]$ 이며, 스프링-감쇠기 힌지부의 감쇠계수를 감쇠비 $\zeta_{sd} = 0.5$ 에 해당하는 $C_{sd} = 2.0875e02[\text{Nms/rad}]$ 로 설정하였다. 그림 5는 강체 안테나의 회전변위이며 그림 6은 회전 각가속도 응답으로 비틀림 스프링의 초기 상태는 $\phi_{pre} = 90^\circ$ 이다. 스프링-감쇠기 힌지를 이용할 경우의 최대 가속도 응답은 $A_{sd} = -3.14e07[\text{deg/sec}^2]$ 으로 스프링 힌지만을 적용한 경우의 최대 각가속도 응답 $A_s = -9.62e07[\text{deg/sec}^2]$ 에 비교하여 감쇠기의



[그림 5] 전개형 구조물 회전 변위 응답



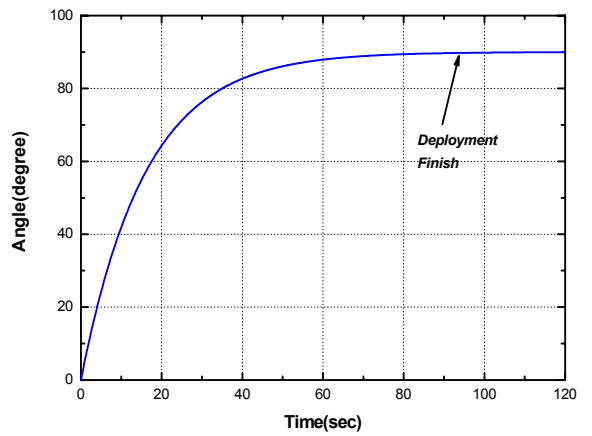
[그림 6] 전개형 구조물 회전 각가속도 응답



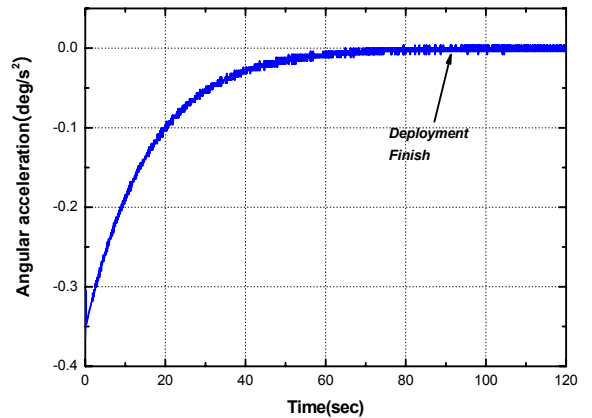
[그림 7] 댐핑계수 변화에 따른 전개형 구조물의 최대 회전 각가속도 응답

효과로 인해 32%의 각가속도 감소를 얻을 수 있음을 알 수 있다.

전개 힌지부의 감쇠계수 증가는 전개형 구조물의 전개 속도를 제어함과 동시에 전개완료 직후 발생하는 Latch 충격을 최소화시킬 수 있다. 그림 7은 감쇠계수 변화에 따른 최대 회전 각가속도 응답을 나타낸다. Latch 충격 최소화를 위한 감쇠계수의 안전 영역은 $C_{st} \geq 1e5 [Nms/rad]$ 이다. 최적 감쇠계수 $C_{opt} = 4.175e05 [Nms/rad]$ 를 적용하였을 경우의 전개형 구조물의 회전변위와 회전 각가속도 응답 변위를 각각 그림 8과 그림 9에 나타낸다. 전개형 구조물이 전개



[그림 8] 최적 힌지 파라미터를 적용한 전개형 구조물 회전 변위 응답



[그림 9] 최적 힌지 파라미터를 적용한 전개형 구조물의 회전 각가속도 응답

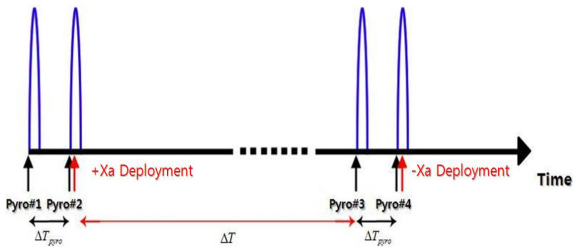
완료 되기까지는 90sec가 소요되며, 전개완료 직후의 각가속도 응답은 0이다. 최대 회전 각가속도는 구조물의 구속이 해제된 직후의 전개가 시작되는 시점으로 최대 회전 각가속도는 $Acc = 0.3644 [deg/s^2]$ 이다.

다. 위성체 자세변동 최소화를 위한 전개 구조물 전개 순서 분석

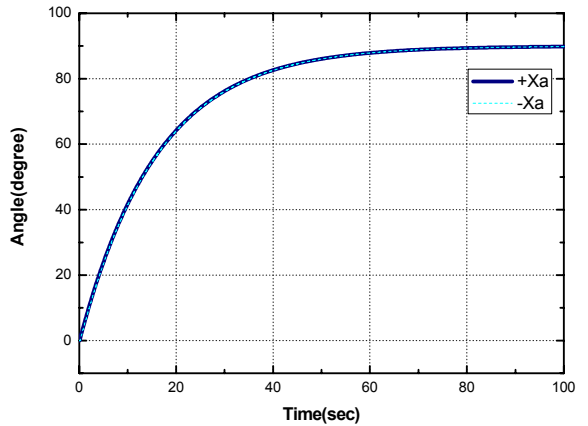
전개 구조물의 구속을 위한 폭발형 구속/해제 장치가 작동할 때 발생하는 충격과 전개형 구조물의 전개 방식에 따른 회전 관성 모멘트는 위성체의 자세제어 특성에 영향을 미치는 주요 외란 요소이다. 위성체 자세변동 최소화를 위한 전개 구조물 전개 순서 분석을 위하여 구조물의 전개방식을 두개의 안테나가 동시에 전개되는 동시전개방식과 하나의 안테나 전개 후 다른 안테나가 전개되는 개별전개방식에 대해 해석을 실시하였다.

강체 안테나 +Xa와 -Xa는 각각 위성구조체의 +X 판넬과 -X판넬에 구속되며, 각각의 강체 안테나의 구속/해제를 위해서 2개의 폭발형 구속/해제 장치가 작동한다고 가정하였다. 그림 10은 전개형 구조물의 구속/해제를 위한 분리장치의 작동 프로파일의 예를 나타낸다. 일반적으로 두개의 분리장치를 이용할 경우, 주요전자장비에 전달되는 충격최소화를 위하여 하나의 분리장치 작동 시 발생하는 충격을 감소한 후 다른 분리장치를 작동시킨다. 이들 분리장치간의 시간 간격을 $\Delta T_{pyro} = 50 [msec]$ 로 설정하였다.

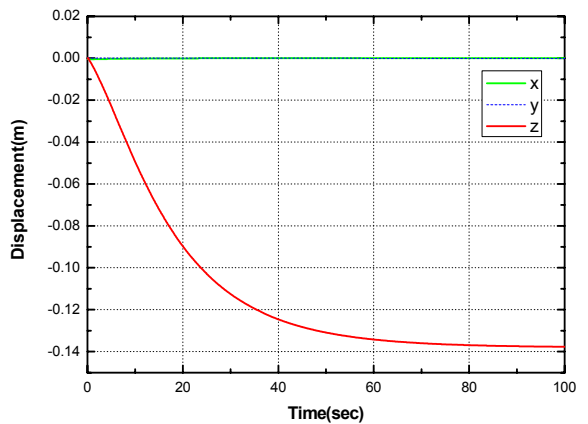
강체 안테나 동시전개방식의 경우의 전개 지연시간 $\Delta T = \Delta T_{pyro}$ 으로 설정하였다. 개별전개방식의 경우에는 +Xa 안테나가 전개완료 후 -Xa 안테나가 전개되며 전개 시간 지연을 $\Delta T = 100sec$ 로 설정하였다.



[그림 10] 전개형 구조물의 구속/해제 장치 작동 프로파일



[그림 11] 동시전개방식의 전개형 구조물 전개 응답



[그림 12] 동시전개방식에 따른 위성체 강체 변위

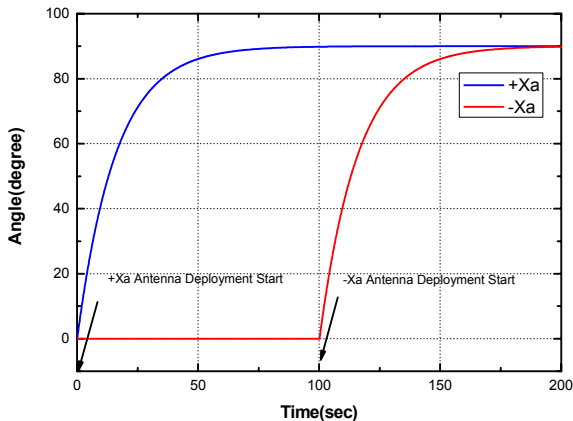
해석에서는 전개순서 분석이 위성체 자세변동에 미치는 영향을 분석함이 목적이므로 구속/해제 장치 작동 시 발생하는 충격은 고려하지 않았다.

동시전개방식 시뮬레이션의 회전변위 응답과 위성체 강체변위 결과를 각각 그림 11과 그림 12에 나타낸다. z방향의 최대변위는 $z_{max} = 0.1377m$ 로, ΔT 에 의한 시간 지연이 적기 때문에 안테나의 전개에 따른 회전관성 모멘트에 의한 위성체 자세변동은 적음을 알 수 있다.

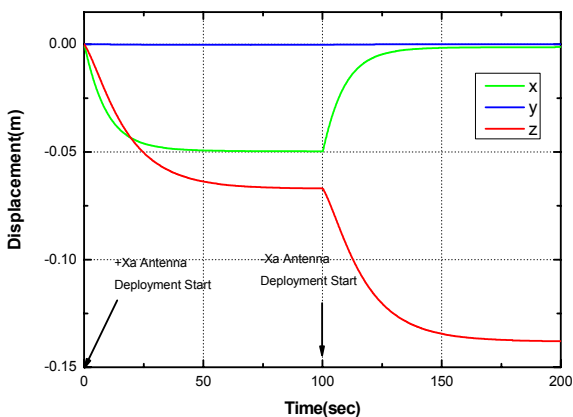
개별전개방식 작동 프로파일에 따른 강체 안테나의 해석결과를 그림 13과 14에 나타낸다. +Xa 안테나 전개시의 회전 관성 모멘트에 의한 y방향 강체변위와 안테나 전개에 따른 무게중심 변화로 인한 z방향의

강제변위가 발생한다. 반면, $-X_a$ 안테나가 전개 하는 동안 y 방향의 변위는 $-X_a$ 안테나의 회전 관성에 의해서 복원이 되며, z 방향의 변위는 전개형 구조물의 전개에 따른 무게중심의 이동에 의해서 $+X_a$ 안테나 전개 시 위성체에 발생하는 변위만큼의 변위가 발생한다. 여기서 y, z 방향의 최대 변위는 $y_{max}=0.0497m, z_{max}=0.13785m$ 이다.

동시전개방식과 개별전개방식의 해석 결과, 전개 지연시간 ΔT 가 길어질수록 전개형 구조물의 관성 모멘트에 의한 회전 운동이 커짐을 알 수 있으며 ΔT 를 최소화 하는 동시전개방식이 개별전개방식 보다 위성체 자세변동 최소화를 위해 효율적임을 알 수 있다.



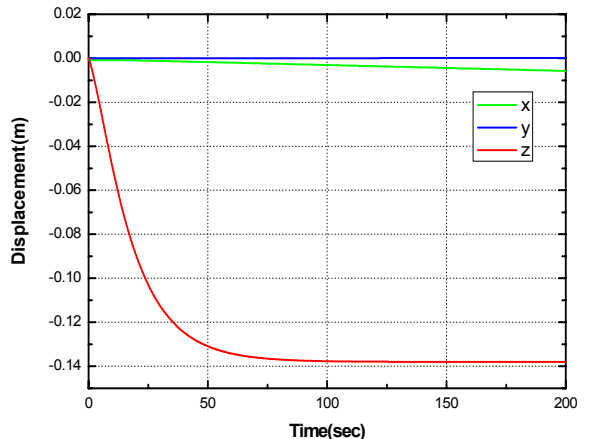
[그림 13] 개별전개방식의 전개형 구조물의 전개 응답



[그림 14] 개별전개방식에 따른 위성체 강제 변위

폭발형 구속/해제 장치의 작동시 발생하는 충격은 위성체 자세제어 변동에 영향을 미치는 외란요소 중 하나이다. 구속/해제 장치로 부터의 충격이 위성체 자세제어 특성에 미치는 영향을 분석하기 위하여 상기의 동시전개방식에 충격을 위성체에 작용하는 외란으로 입력하여 해석을 수행하였다. 폭발형 구속/해제 장치 작동 시 발생하는 충격외란을 $A=10000N$, 주파수 $w=1000Hz$ 의 반정현파로 설정하였다.

폭발식 분리장치가 발생하는 충격을 고려한 경우의 위성체 자세 변위 응답을 그림 15에 나타낸다. 그림 12와 같이 전개형 구조물의 전개에 따른 z 방향의 위성체 강제 변위가 발생하며 구속/해제 장치의 작동에 의한 위성체의 임펄스 외란은 x 방향의 변위를 발생시킴을 알 수 있으나 상기의 충격레벨이 위성체의 자세 제어 특성에 미치는 영향은 크지 않음을 알 수 있다.



[그림 15] 분리장치충격 고려 시의 전개형 구조물 전개에 따른 위성체 강제 변위

4. 맺음말

발사체의 노즈웨어링부에 탑재되는 위성체의 체적 최소화 및 발사 비용의 절감을 위해서 전개형 구조물은 필수적이다. 전개형 구조물의 전개를 위해서 일반적으로 적용되는 수동형 전개힌지를 이용한 전개형 구조물의 동적거동 해석을 수행하였다.

해석결과 전개완료 직후에 발생하는 Latch 충격최

소화를 위해서는 스프링-감쇠기 힌지가 이상적이며 본 논문에서 설정된 강체 안테나의 Latch 충격 최소화를 위한 감쇠값은 $C_{st} \geq 1e5 [Nms/rad]$ 이다.

전개형 구조물의 전개 시퀀스와 전개형 구조물의 구속 해지를 위한 폭발식 구속/해지 장치의 작동 시 발생하는 충격이 위성체 자세제어에 미치는 영향을 분석하였다. 전개 시퀀스는 두 개의 전개형 구조물이 동시에 전개되는 동시전개방식과 하나의 전개형 구조물이 완전히 전개된 후에 다른 한쪽의 전개형 구조물이 전개하는 개별전개방식을 적용하여 해석을 수행하였다. 시뮬레이션 결과, 동시전개방식이 개별전개방식에 비해 위성체 자세 제어변동 최소화에 유리함을 알 수 있었다.

폭발식 분리장치의 작동에 의해 발생하는 충격이 위성체 자세에 미치는 영향을 분석하였다. 분리장치의 작동으로 발생하는 충격이 위성체의 자세에 미치는 영향은 안테나 전개 시에 발생하는 회전 관성에 의한 영향에 비해 상대적으로 작으나 충격입력의 크기에 따라 위성체의 자세에 큰 영향을 줄 수가 있다. 따라서 비교적 충격수준이 높은 폭발식 분리장치의 적용 시에는 위성체에 미치는 충격을 최소화 할 수

있는 설계가 필요하다.

참 고 문 헌

- [1] Meguro, A., Tsujihata, A., hamamoto, N. and Momma, M., "Technology Status of the 13m Aperture Deployment Antenna Reflectors for Engineering Test Satellite VIII", *Acta Astronautica*, 47, pp. 147~152, 2000.
- [2] David P. Cadogan, Mark S. Grahne, "Deployment Control Mechanisms for Inflatable Space Structures", *Aerospace Mechnisms Conference*, 33rd, May 1999.
- [3] Tea S. N., Lee S. G., Kim S. J., "Dynamic Modeling and Simulation of Korean Communication, Ocean, and Meteorology Satellite", *KSAS*, Vol. 8, No. 2, pp. 89~97, 2007.
- [4] 서중휘 외 4인, "인공위성 태양전지판의 전개에 관한 연구", *한국항공우주학회지*, 31권 4호, pp. 53~59, 2003.