

論文

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.7.555>

우주파편 초고속충돌에 의한 위성구조체의 손상에 관한 연구

강필성*, 임찬경*, 윤성기*, 임재혁**, 황도순**

A Study on the Damage of Satellite caused by Hypervelocity Impact with Orbital Debris

Pilsong Kang*, Chan-Kyung Im*, Sung-Kie Youn*, Jae Hyuk Lim** and Do-Soon Hwang**

ABSTRACT

In earth orbit, a great number of orbital debris move around in extremely high velocity, and they become serious threats to satellites. In this study, smoothed particle hydrodynamics(SPH) is used to analyze the damage of a low earth orbit satellite due to the hypervelocity impact with orbital debris. The damage of honeycomb sandwich panel(HC/SP) used for walls of a satellite is analyzed with respect to impact velocities. For the additional analysis to examine the safety of interior components of the satellite, an attached electronic box and an offset electronic box are considered. As a result of the analysis considering the orbital debris having a probability of collision more than 2% at altitude of 685km, it is shown that the HC/SP can be perforated but only small craters are formed on both the attached electronic box and the offset electronic box.

초 록

지구궤도 상에는 무수히 많은 우주파편(Orbital debris)이 존재하며 매우 높은 속도로 선 회하고 있기 때문에 정상가동중인 인공위성과 충돌 시 위성구조체에 치명적인 손상을 일으킬 수 있다. 본 연구에서는 입자완화유체동역학(Smoothed particle hydrodynamics, SPH)을 이용하여 우주파편과의 초고속충돌로 인해 발생 가능한 저궤도 위성구조체의 손상분석을 수행하였다. 위성구조체의 본체 패널(Panel)로 사용되는 허니콤샌드위치패널(Honeycomb sandwich panel, HC/SP)에 대해 충돌속도에 따른 손상분석을 수행하였으며 위성구조체 내부부품의 안전성 분석을 위해 전자박스가 HC/SP에 직접 부착된 경우와 10cm 오프셋 된 경우에 대한 초고속충돌해석 및 손상분석을 수행하였다. 고도 685km의 저궤도에서 2% 정도의 충돌확률을 갖는 우주파편들을 고려할 때, HC/SP 자체에 관통이 발생하는 것으로 나타났으며 부착형 전자박스의 경우와 오프셋형 전자박스의 경우에는 전자박스에 관통이 발생하지 않고 미소 크레이터(Crater)만 발생하는 것으로 나타났다.

Key Words : Smoothed Particle Hydrodynamics(입자완화유체동역학), Hypervelocity Impact(초고속충돌), Orbital Debris(우주파편), Satellite(인공위성), Honeycomb Sandwich Panel(허니콤 샌드위치 패널)

† 2012년 1월 19일 접수 ~ 2012년 6월 29일 심사완료

* 정회원, 한국과학기술원 기계공학과

교신저자, E-mail : skyoun@kaist.ac.kr

대전광역시 유성구 과학로 291

** 정회원, 한국항공우주연구원

I. 서 론

우주개발이 시작된 1950년대 후반 이후 현재까지 지구 궤도상에 9000여개가 넘는 인공위성이

발사되었으며 이 가운데 약 10%만이 정상 운영되고 있다.⁽¹⁾ 지구 궤도상에는 폐기된 위성과 분리된 로켓동체 등에서 파생되거나 우주구조물의 충돌 또는 폭발로 인해 발생한 무수히 많은 파편 조각인 우주파편이 존재하며 정상가동중인 우주구조물과의 충돌위험을 야기하고 있다. 우주개발이 활발히 진행됨에 따라 우주파편의 수도 점차 증가하고 있으며 2007년 중국위성 요격실험과 2009년 미국-러시아 위성 간 충돌로 인해 그 수가 급격히 증가하였다. 이에 따라 우주파편과 우주구조물의 충돌현상 및 보호방법에 관한 연구에 관심이 집중되고 있다.

고도 2000km 이하의 저궤도에서 충돌확률이 있는 직경 1~10mm 사이의 우주파편의 경우 약 1~7km/s의 초고속으로 지구궤도를 선회하고 있어 크기가 작다고 하더라도 우주구조물과의 충돌 시 강한 충격을 가하게 되며 우주구조물에 심각한 손상을 입히게 된다.⁽²⁾ 초고속충돌에 관한 연구는 실험적, 해석적, 수치적 방법이 사용되고 있으나 실험적 방법의 경우 실험 가능한 충돌속도에 제약이 있으며 해석적 방법은 매우 간단한 구조에만 국한되는 단점이 있기 때문에 수치적 방법이 많이 사용되고 있다.

초고속 충돌 시 재료의 강도를 훨씬 뛰어넘는 높은 압력이 가해져 재료가 유체처럼 거동하기 때문에 초고속 충돌 수치해석 프로그램을 통상적으로 유체동역학코드(Hydrocode)라 지칭한다. 본 연구에서는 초고속충돌의 수치해석에 많이 사용되는 유체동역학코드의 하나인 입자완화유체동역학을 이용하여 우주파편과의 초고속충돌에 의한 저궤도 위성구조체의 손상분석을 수행하였다. 수치해석을 위해 상용프로그램인 AUTODYN을 사용하였으며 필요에 따라 프로그램 내의 입자완화 유체동역학과 라그랑지 격자기반요소(Lagrange grid-based element), 셸 요소(Shell element)를 이용한 유한차분법(FDM)을 함께 사용하였다. 초고속 충돌 수치해석의 정확성 확인을 위해 기존에 수행된 초고속충돌 실험결과를 바탕으로 검증한 후 위성구조체의 손상분석을 수행하였다.

II. 본 론

2.1 입자완화유체동역학

입자완화유체동역학⁽³⁾은 충격 또는 충돌과 같은 대변형이 발생하는 동적문제의 수치해석 시 사용되는 방법으로 격자나 요소를 구성하지 않는 무요소법 중 하나이다.⁽⁴⁾ 이 방법은 격자 또는 요

소의 뒤틀림으로 인한 수치적 오류가 발생하지 않고 해석영역을 유한개의 입자로 표현하여 파편운(Debris cloud)이 분산되는 현상을 실제에 가깝게 묘사할 수 있는 것 등의 장점이 있기 때문에 초고속충돌해석에 많이 사용되고 있다. 유체동역학에서 지배방정식인 연속방정식, 운동량 보존식, 에너지보존식을 라그랑지안 서술방법으로 나타내면 식(1)~(3)과 같다.

$$\frac{D\rho}{Dt} = -\rho \nabla \cdot v \quad (1)$$

$$\frac{Dv}{Dt} = -\frac{1}{\rho} \nabla \cdot \sigma \quad (2)$$

$$\frac{De}{Dt} = -\left(\frac{\sigma}{\rho}\right) \nabla \cdot v \quad (3)$$

여기에서 ρ , t , v , σ , e 는 각각 밀도, 시간, 입자 속도, 전응력, 내부에너지를 나타낸다. 물리적인 연속체를 유한개 입자의 합으로 근사하고 각 입자에 대한 물리량은 커널함수(Kernel function)를 통해 근사하는 입자완화유체동역학을 사용하게 되면 위의 식들은 I번째 입자에 대해 식(4)~(6)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\frac{D\rho_I}{Dt} = -\rho_I \sum_{J=1}^{NP} \left(\frac{m_J}{\rho_J}\right) v_J \cdot \nabla_I W_{IJ} \quad (4)$$

$$\frac{Dv_I}{Dt} = -\sum_{J=1}^{NP} m_J \left[\frac{\sigma_I}{\rho_I^2} + \frac{\sigma_J}{\rho_J^2}\right] \cdot \nabla_I W_{IJ} \quad (5)$$

$$\frac{De_I}{Dt} = -\sum_{J=1}^{NP} m_J (v_J - v_I) \cdot \left(\frac{\sigma_I}{\rho_I^2}\right) \cdot \nabla_I W_{IJ} \quad (6)$$

여기에서 w 는 커널함수를 나타내며 NP 는 입자의 수를 의미한다. 충돌 또는 충격문제 해석 시 물리량의 변화가 급격히 일어나는 충격파 주위에서 해가 매우 불안정하거나 서로 다른 물체 간에 입자들이 상호 침투하는 비 물리적인 현상이 나타나기도 한다. 이러한 수치적 불안정을 제거하기 위해 가상점성(Artificial viscosity), Π_{IJ} 를 식(7)과 같이 도입한다.

$$\Pi_{IJ} = \begin{cases} \frac{-\alpha \bar{c} \mu_{IJ} + \beta \mu_{IJ}^2}{\bar{\rho}}, & \text{if } v_{IJ} \cdot x_{IJ} < 0 \\ 0, & \text{otherwise} \end{cases} \quad (7)$$

여기에서 α, β 는 가상점성의 크기를 결정하는 상

수이며 $\bar{c}=(c_I+c_J)/2$ 와 $\bar{\rho}=(\rho_I+\rho_J)/2$ 는 각각 두 입자의 평균음속, 평균밀도이다. μ_{IJ} 는 식(8)과 같이 표현되며 속도단위이다. 이때, $\bar{h}=(h_I+h_J)/2$ 는 두 입자의 평균완화길이, ϵ 은 미소상수이며 $v_{IJ}=v_I-v_J$, $x_{IJ}=x_I-x_J$ 를 의미한다.

$$\mu_{IJ} = \frac{\bar{h}v_{IJ} \cdot x_{IJ}}{x_{IJ}^2 + \epsilon^2 \bar{h}^2} \tag{8}$$

식(5), 식(6)에 가상점성을 도입하여 나타내면 식(9), 식(10)과 같다.

$$\frac{Dv_I}{Dt} = - \sum_{J=1}^{NP} m_J \left[\frac{\sigma_I}{\rho_I^2} + \frac{\sigma_J}{\rho_J^2} + \Pi_{IJ} \mathbf{I} \right] \cdot \nabla_I W_{IJ} \tag{9}$$

$$\frac{De_J}{Dt} = - \sum_{J=1}^{NP} m_J (v_J - v_I) \cdot \left(\frac{\sigma_I}{\rho_I^2} + \frac{\Pi_{IJ} \mathbf{I}}{2} \right) \cdot \nabla_I W_{IJ} \tag{10}$$

2.2 동적재료물성 모델링

동적하중 하에서 재료는 복잡한 반응을 나타내는데 하중조건 및 재료에 따라 나타나는 현상이 다르나 일반적으로 비선형 압력 반응(Non-linear pressure response), 변형률 경화(Strain hardening), 변형률 속도 경화(Strain rate hardening), 열적 연화(Thermal softening), 인장 파손(Tensile failure), 상변화(Phase changes) 등을 고려하여 상태방정식(Equation of state), 재료강도모델(Strength model), 재료파손 모델(Failure model)을 구성한다.⁽⁵⁾

2.2.1 상태방정식

상태방정식(Equation of state)은 재료의 유체역학적(Hydrodynamic) 거동을 묘사하는 식으로 압력, 밀도, 내부에너지의 관계를 기술한다. 충돌 조건에 따른 재료거동현상에 따라 Shock 상태방정식, Tillotson 상태방정식, Puff 상태방정식, SESAME 상태방정식 등이 사용되며 본 연구에서는 충격파(Shock wave)효과를 고려한 Shock 상태방정식, 식(11)을 사용하였다.

$$p(v, e) = p_H - \frac{\Gamma(v)}{v} (e - e_H) \tag{11}$$

이때, p_H , e_H 는 각각 기준 압력, 기준 에너지로 식(12), 식(13)과 같이 표현된다.

$$p_H = p_0 + \rho_0 c_0^2 \frac{\eta}{(1 - S\eta)^2} \tag{12}$$

$$e_H = e_0 + \frac{\eta}{\rho_0} p_H - \frac{\eta^2}{2} \frac{c_0^2}{(1 - S\eta)^2} \tag{13}$$

여기에서 Γ 는 Gruneisen Gamma, $\Gamma = v \left(\frac{\partial p}{\partial e} \right)_v$ 이고 S 는 충격파 속도(μ_s)를 물질의 음속(c_0)과 물질의 속도(μ_1)에 대해 $\mu_s = c_0 + S\mu_1$ 과 같이 선형근사 할 때 사용되는 선형비례상수이다. η 는 압축률을 의미한다.

2.2.2 재료강도모델

재료강도모델(Strength model)은 재료의 비선형 탄성-소성 반응 관계식으로 일반적으로 변형률, 변형률속도, 열적연화 등이 고려된다. Steinberg-Guinan 강도모델, Johnson-Cook 강도모델, Johnson-Holmquist 강도모델 등이 있으며, 본 논문에서는 고변형률, 온도변화를 고려한 Steinberg-Guinan 강도모델을 사용하였다. 이 강도모델은 변형률속도가 $10^5 s^{-1}$ 이상인 경우 항복강도에 대한 변형률속도의 영향이 매우 작다고 가정하여 변형률 속도 영향을 소거한 모델로 전 단계수와 항복강도의 표현식은 식(14), 식(15)와 같다.

전단계수 :

$$G = G_0 \left\{ 1 + \left(\frac{1}{G_0} \frac{\partial G}{\partial p} \right) \frac{p}{\eta^{1/3}} + \left(\frac{1}{G_0} \frac{\partial G}{\partial T} \right) (T - 300) \right\} \tag{14}$$

항복강도 :

$$\sigma_Y = \sigma_{Y,0} \left\{ 1 + \left(\frac{1}{\sigma_{Y,0}} \frac{\partial \sigma_Y}{\partial p} \right) \frac{p}{\eta^{1/3}} + \left(\frac{1}{\sigma_{Y,0}} \frac{\partial \sigma_Y}{\partial T} \right) (T - 300) \right\} (1 + \beta \epsilon_p)^n \tag{15}$$

이때, $\sigma_0 (1 + \beta \epsilon_p)^n \leq \sigma_{Y,max}$ 조건을 만족하며 η 는 압축률을 의미한다.

2.2.3 재료파손모델

재료파손모델(Failure model)은 재료의 파손조건을 정의하거나 파손 이후의 거동을 표현하는 식을 의미한다. 본 연구에서는 강한 충돌에서 나타나는 파쇄현상(Spallation)을 고려하여 파손모델에 적용하였다. 파쇄현상은 고속 충돌 또는 초고속 충돌과 같은 강한 충격하중 하에서 나타나는 파손형태로, 충돌 시 전달되는 압력과 자유면에서 반사된 인장파에 의해 발생하는 강한 수력학적 인장(Hydrostatic tension)에 의해 발생한다. 재료의 파쇄강도(Spall strength)는 Grady⁽⁶⁾의 이론을 통해 계산하였으며 구해진 파쇄강도는 주응력 파손모델을 통해 적용하였다.

2.3 검증예제

2.3.1 단일평판과 충돌체 구의 초고속충돌

입자완화유체동역학을 통해 우주과편과의 충돌에 의한 위성구조체의 손상분석 수행에 앞서 수치해석적방법의 정확성 검증을 위하여 실험결과와 상용프로그램인 AUTODYN을 이용한 수치해석 결과를 비교하였다. Piekutoski⁽⁷⁾에 의해 수행된 알루미늄 구와 얇은 알루미늄 충돌완화판(Debris bumper or shield)의 초고속 충돌실험결과를 참고하였으며 이와 동일한 충돌조건에 대해 수치해석을 수행하고 같은 측정시각에서의 파편운 형태와 파편운의 크기 및 속도를 비교하였다. 실험조건에 대한 간략한 묘사는 Fig. 1과 같다.

비교한 5가지 충돌조건의 실험번호, 충돌체의 직경, 평판의 두께, 충돌속도 및 측정시각은 Table 1에 나타내었다. 실험에 사용된 충돌체 구와 피충돌체 평판의 재료는 각각 Al 2017-T4, Al 6061-T6이다. Al 2017-T4에 대해 알려진 동적물성치가 없기 때문에 '동일 알루미늄 계열 간 재료변화에 따른 파편운의 변화가 극히 적다'는 Piekutowski의 진술에 의거하여 충돌체 구의 재료를 Al 2024-T4로 대체하여 수치해석을 수행하였다.⁽⁷⁾

2차원 축대칭 조건을 적용하였으며 충돌체와 평판은 SPH입자로 모델링하고 이때 입자의 크기

Table 1. Details of hypervelocity impact experiment⁽⁷⁾

Test No.	d_p (mm)	t (mm)	v (km/s)	Measurement time (μs)
4-1283	9.53	0.968	6.72	7.3, 20.4
4-1289	9.53	0.800	6.68	6.9, 19.9
4-1291	9.53	1.519	6.71	7.2, 20.3
4-1352	9.53	2.225	6.64	6.6, 20.9
4-1353	9.53	4.039	6.68	8.4, 22.6

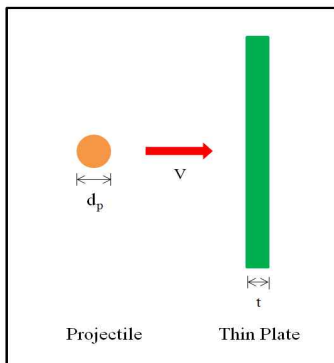


Fig. 1. Schematic of hypervelocity impact of sphere projectile to thin plate

는 평판두께의 1/20로 하였다.⁽⁸⁾ 가상점성 상수 α 와 β 는 모두 1로 부여하고 평판의 경계조건으로는 양 끝 부분의 속도를 0으로 고정하였다.

주응력 파손모델에 사용된 Al 2024-T4와 Al 6061-T6의 파쇄강도는 각각 2.48GPa, 2.54GPa이

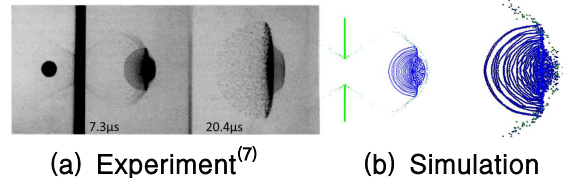


Fig. 2. Experimental result of test No. 4-1283 and simulation result

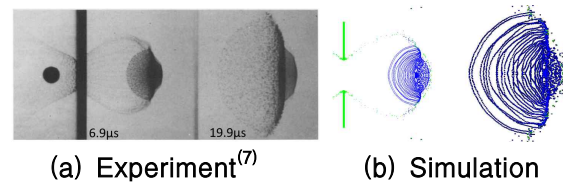


Fig. 3. Experimental result of test No. 4-1289 and simulation result

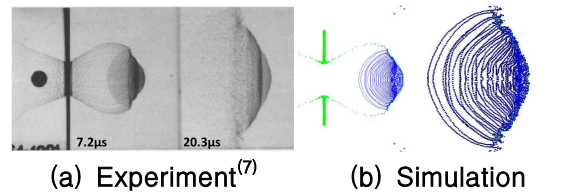


Fig. 4. Experimental result of test No. 4-1291 and simulation result

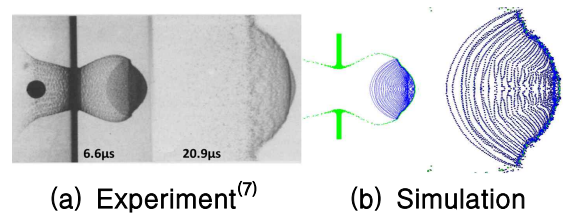


Fig. 5. Experimental result of test No. 4-1352 and simulation result

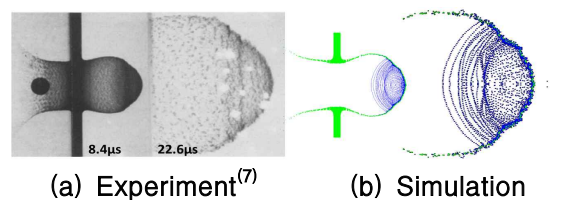


Fig. 6. Experimental result of test No. 4-1353 and simulation result

다. 각각의 충돌조건에 대한 실험결과와 수치해석 결과를 Fig. 2부터 Fig. 6에 나타내었다.

각각의 충돌조건에 실험결과와 수치해석 결과를 정량적으로 비교하였다. Fig. 7의 (a)에 나타난 바와 같이 평판 뒷면부터 파편운의 맨 앞부분까지의 길이 L 과 파편운의 최대반경 R , 그리고 (b)에 표시된 파편운의 1, 2, 4번 위치에서의 축방향 속도를 비교하였다. 실험번호 4-1283, 4-1291, 4-1352에 대해서는 L , R 을 비교하였으며 실험번호 4-1289, 4-1291, 4-1353에 대해서는 축방향 속도를 비교하였다.

Fig. 2부터 Fig. 6에 나타난 바와 같이 초고속 충돌 수치해석 결과가 실험에 의한 파편운의 형상과 매우 흡사한 재료입자분포를 나타내는 것을

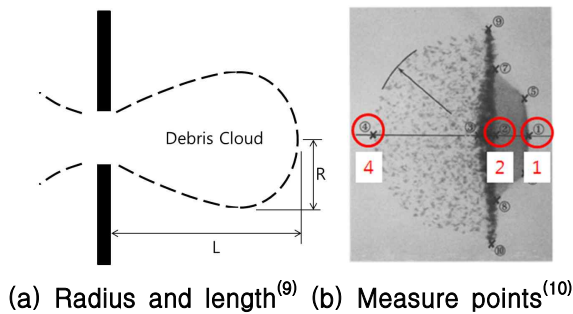


Fig. 7. Measurement of length, radius and axial velocity of Debris cloud

Table 2. Comparison of results about length and radius of debris cloud

Test No.	Time (μ s)	Experiment ^(7,9) (mm)		Simulation (mm)	
		R	L	R	L
4-1283	7.3	22.3	47.7	21.4	47.4
4-1291	7.2	20.8	43.6	20.0	43.2
4-1352	6.6	17.7	36.4	17.4	35.9

Table 3. Comparison of results about axial velocity of debris cloud

		Axial velocity (km/s)			
		Time (μ s)	v1	v2	v4
4-1289	Experiment ^(7,10)	6.9	6.6	6.4	4.9
	Simulation		6.7	6.4	4.7
4-1291	Experiment ^(7,10)	7.2	6.3	6.1	3.9
	Simulation		6.3	6.3	4.0
4-1353	Experiment ^(7,10)	8.4	5.3	5.3	N/A
	Simulation		5.3	5.4	3.4

확인하였다. Table 2와 Table 3에 나타난 수치비교로부터 실험결과와 수치해석 결과가 매우 적은 오차를 나타내는 것을 확인하였으며 이로부터 초고속충돌현상이 수치해석을 통해 적절하게 해석 및 묘사되는 것으로 판단된다.

2.3.2 HC/SP와 충돌체 구의 초고속충돌

HC/SP의 초고속충돌이 수치해석을 통해 적절히 이루어지는지 확인하기 위해 Lambert, et al.⁽¹¹⁾에 의해 수행된 ATV위성의 초고속 충돌실험결과를 참고하여 동일한 충돌조건에 대해 수치해석을 수행하고 각각의 결과를 비교하였다. 실험조건에 대한 간략한 묘사는 Fig. 8과 같으며 사용된 HC/SP의 제원은 Table 4에 나타내었다.

HC/SP의 허니콤 코어(HC core)구조의 정확한 표현을 위해서는 3차원 모델링이 필요지만 3차원 해석 시 매우 오랜 시간이 소요된다. 수직충돌의 경우 파편운과 HC/SP 뒤 평판의 충돌에 의해 주요 손상이 발생하는 영역은 중심부이기 때문에 허니콤 코어를 여러 겹의 원통으로 묘사하는 2차원 축대칭 해석으로도 상당히 정확한 결과를 얻을 수 있다.^(12,13) 따라서 본 해석에서는 2차원 축대칭조건을 적용하였으며 충돌체와 HC/SP 앞 평판(Facesheet)의 중심부는 파편운의 분산을 적

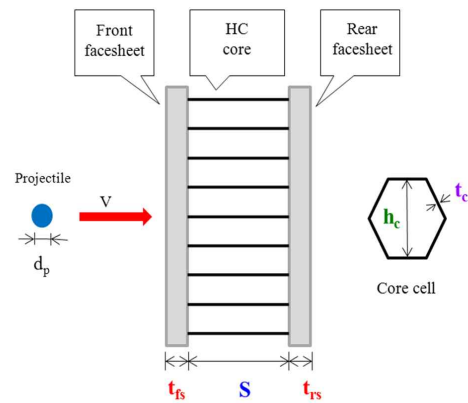


Fig. 8. Schematic of hypervelocity impact on HC/SP

Table 4. Specification of HC/SP of ATV

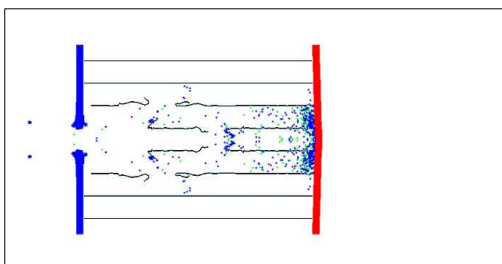
Facesheet material	Al 7075-T6
Facesheet thickness, $t_{fs} = t_{rs}$	1.6mm
HC core material	Al 5056
HC core depth, S	50mm
HC core cell size, h_c	3/16 in (4.7625mm)
HC core cell-wall thickness, t_c	0.001 in (0.0254mm)

절히 묘사하기 위해 평판두께의 1/20 크기의 SPH 입자로 모델링하고 평판의 중심부를 제외한 나머지 부분은 두께방향으로 20개의 라그랑지 격자기반요소로 구성하여 결합(Join)하였다. 허니콤 코어의 평행한 셀 벽(Cell wall)을 셀 요소로 모델링하였으며 1개의 허니콤 코어 셀 벽당 240개의 셀 요소로 구성하였다.⁽¹²⁾ HC/SP 뒤 평판의 경우 SPH로 모델링하게 되면 해석 결과가 라그랑지 격자기반요소를 사용한 경우와 큰 차이를 보이지는 않으나 평판을 구성하는 SPH입자가 산재되기 때문에 재료의 경계가 모호하고 손상부위의 정확한 측정이 어렵다.⁽¹²⁾ 따라서 정확한 손상 측정을 위해 분명한 경계를 가지는 라그랑지 격자기반요소를 이용하여 두께 방향으로 20개의 요소로 모델링하였다. Al 7075-T6의 파쇄강도는 3.09GPa이며, Al 5056의 파손모델로는 소성변형률 0.035를 적용하였다. 충돌체의 재료는 평균밀도 2.78g/cm³의 알루미늄 합금이며 5개의 실험조건에 대한 충돌체의 직경과 충돌속도 그리고 실험결과 및 수치해석 결과를 Table 5에 나타내었다. Fig. 9는 충돌 후 40μs가 지난 시점의 수치해석 결과를 나타낸다.

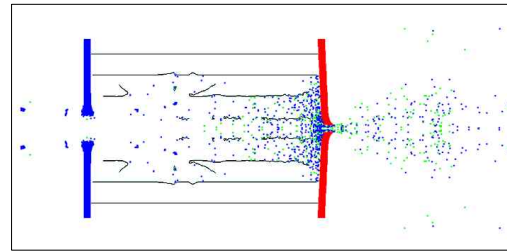
수치해석 결과와 실험결과를 비교해 볼 때, HC/SP의 앞, 뒤 평판의 관통여부가 동일하게 나타났으며 관통직경의 비교에서 작은 오차를 보이는 것으로 나타났다. 따라서 HC/SP와 충돌체의 수직 초고속충돌 현상이 2차원 축대칭 수치해석을 통해 적절하게 해석 및 묘사되는 것으로 판단된다.

Table 5. Comparison between experimental results and simulation results of HC/SP of ATV

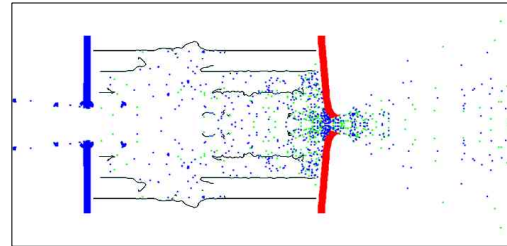
Test No.	Projectile Diameter (mm)	Velocity (km/s)	Experiment ⁽¹¹⁾		Simulation	
			Hole size of Facesheet(mm)		Front	Rear
			Front	Rear	Front	Rear
A1	1.53	6.7	5.1	-	4.8	-
A2	1.89	6.8	6.1	1.1	5.9	1.5
A3	2.45	7.1	7.7	2.6x3.7	7.6	2.7
A4	3.16	7.4	9.4	6.9x5.5	9.0	5.1
A5	3.94	7.2	11.1	3.0(2x)	10.2	6.4



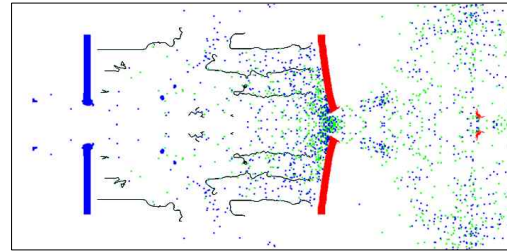
(a) Test No. A1



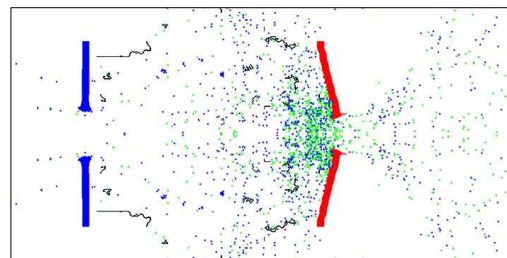
(b) Test No. A2



(c) Test No. A3



(d) Test No. A4



(e) Test No. A5

Fig. 9. Simulation results of HC/SP of ATV at 40μs

2.4 위성구조체의 손상분석

위성구조체 본체 패널은 HC/SP으로 이루어져

Table 6. Specification of HC/SP

Facesheet material	Al 2024-T81
Facesheet thickness, $t_{fs} = t_{rs}$	0.81mm
HC core material	Al 5056
HC core depth, S	25mm
HC core cell size, h_c	1/8 in (3.175mm)
HC core cell-wall thickness, t_c	0.0007 in (0.01778mm)

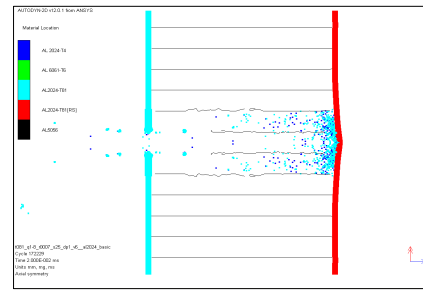
있다. 우주파편과의 충돌위험 하에서 위성의 정해진 임무수행기간동안 안전성을 확보하기 위해 HC/SP의 초고속충돌에 대한 연구는 매우 중요하며 활발히 진행되고 있다.

충돌체인 우주파편의 크기가 10cm 이상인 경우 추적이 가능하여 위성구조체의 회피기동이 가능하나, 10cm 이하인 경우 추적이 불가능하기 때문에 확률적 방법을 통해 접근하게 된다. 본 연구에서 대상으로 한 위성은 고도 685km 상의 저궤도 인공위성으로써 사용된 HC/SP의 형상 및 재원은 Fig. 8과 Table 6에 나타낸바와 같다. 밀도가 낮아 위성구조체에 손상을 유발할 가능성이 매우 낮은 미세유성을 제외할 때, 위성구조체에 심각한 손상을 일으킬 가능성이 있는 직경 1mm 이상의 우주파편 플럭스는 MASTER2005를 통해 계산되며 위성의 임무수행기간인 4년 동안의 충돌확률은 2.1%로 나타난다.⁽¹⁴⁾ 또한 ORDEM2000에서는 고도 685km에서 직경 1mm 우주파편의 평균충돌속도는 12km/s로 제시하고 있다.⁽¹⁵⁾

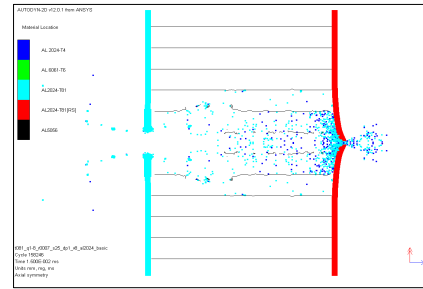
우주파편과 HC/SP의 충돌로 인해 발생된 파편조각이 위성구조체 내부에 침투되는 경우 파편조각의 속도도 굉장히 빠르기 때문에 내부중요 부품의 파손을 야기할 수 있다. 따라서 우주파편과의 충돌에 의한 HC/SP의 관통여부 관별과 손상분석을 수행하였으며 내부 중요부품의 안전성 확인을 위해 HC/SP에 전자박스가 직접 부착된 경우와 패널로부터 10cm 떨어진 위치에 전자박스가 위치하는 경우에 대한 손상분석도 함께 수행하였다.

2.4.1 충돌속도에 따른 HC/SP의 손상분석

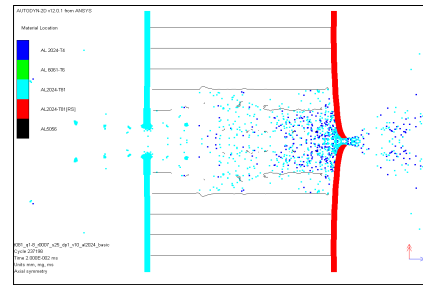
MASTER2005에 의해 도출된 우주파편과 위성구조체의 실제적인 상대충돌속도 범위는 약 4~14km/s 이다. 충돌속도에 따른 HC/SP의 손상정도 분석을 위해 위의 속도범위에 대한 수치해석을 수행하였다. 충돌체는 직경 1mm의 Al 2024-T4이며 충돌체와 HC/SP의 모델링 방법은 2.3.2에 나타낸 것과 동일하다. 1개의 허니콤 코어 셀 벽 당 120개의 셀 요소로 구성하였다. Al



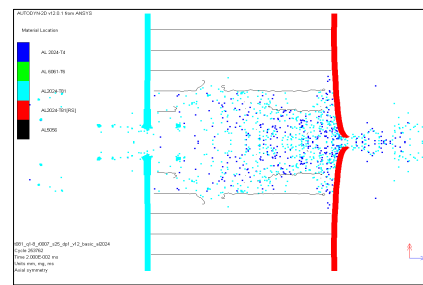
(b) v=6km/s



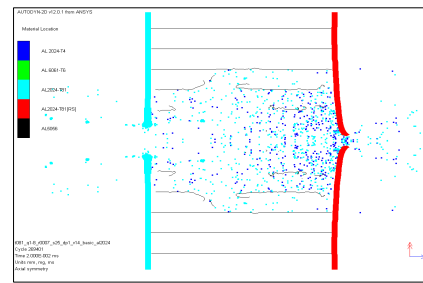
(c) v=8km/s



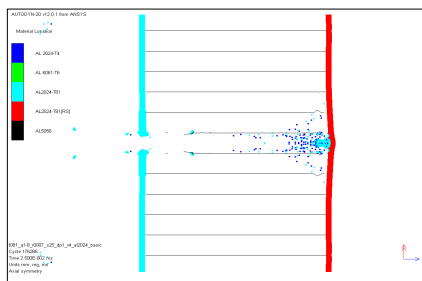
(d) v=10km/s



(e) v=12km/s



(f) v=14km/s



(a) v=4km/s

Fig. 10. Simulation results of HC/SP

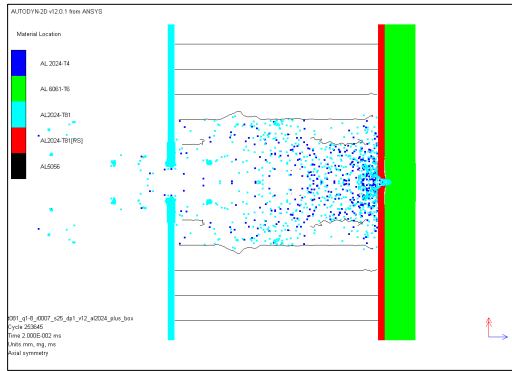


Fig. 11. Simulation result of HC/SP with attached electronic box

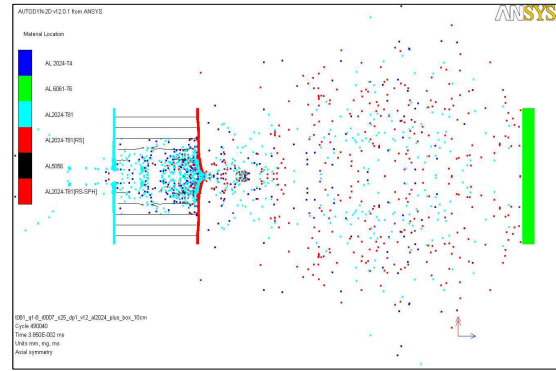


Fig. 12. Simulation result of HC/SP with offset electronic box

2024-T81의 파쇄강도는 3.1GPa이며 Al 5056의 파손모델로는 소성변형률 0.035를 적용하였다. Fig. 10은 충돌 후 20 μ s이 지난 시점의 수치해석 결과를 나타낸다.

낮은 충돌속도에서는 HC/SP의 뒤 평판에 크레이터만 발생하였으나 충돌속도가 증가함에 따라 뒤 평판의 손상이 점차 증가하여 관통이 발생함을 확인하였다. 상대충돌속도 범위 중 충돌확률이 2% 이상인 우주파편의 평균충돌속도 12km/s에 대해 뒤 평판에 약 1.4mm 직경의 구멍이 발생하였다. 따라서 파편조각이 위성구조체 내부에 침투하지 못하도록 하기 위해서는 HC/SP의 평판 두께를 증가시키거나 허니콤 코어의 깊이를 증가시키는 등의 보완방법이 필요할 것으로 판단된다.

2.4.2 부착형 전자박스의 손상분석

HC/SP에 전자박스가 직접 부착된 경우에 대한 초고속충돌해석을 수행하였다. 가장 가혹한 충돌조건을 고려하여 전자박스하우징의 두께 중 가장 얇은 3.8mm를 고려하였으며 재료는 Al 6061-T6이고 HC/SP 뒤 평판에 사용된 요소와 동일한 크기의 격자기반요소로 모델링하였다.

수치해석 결과, Fig. 11에 나타낸 바와 같이 부착형 전자박스의 경우 HC/SP의 뒤 평판은 관통되나 전자박스에는 여러 개의 작은 크레이터만 발생하였으며, 가장 큰 크레이터의 크기는 직경 약 0.9mm, 깊이 약 0.8mm로 파편조각들이 전자박스 내부로 침투되지 않는 것으로 나타났다. 따라서 전자박스 내부의 회로부품 등은 파편조각과의 충돌로부터 안전할 것으로 판단된다.

2.4.3 오프셋형 전자박스의 손상분석

전자박스가 HC/SP로부터 10cm 오프셋된 경우에 대한 초고속충돌해석을 수행하였다. 모델링 조건 및 전자박스하우징의 두께와 재료는 2.4.2

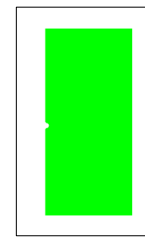


Fig. 13. Enlarged view of center of offset electronic box

와 동일하나 이 경우에는 HC/SP 뒤 평판의 파편이 전자박스에 충돌체로 작용하므로 뒤 평판의 중앙부를 SPH입자로 모델링 하였다. 수치해석 결과를 Fig. 12에 나타내었으며 전자박스의 중심부를 확대하여 나타내면 Fig. 13과 같다.

오프셋형 전자박스의 경우, HC/SP 뒤 평판은 관통되었으나 전자박스는 관통되지 않았으며 작은 크레이터만 발생하였다. 가장 큰 크레이터의 크기는 직경 약 0.2mm, 깊이 약 0.15mm로 나타났다. HC/SP 뒤 평판을 빠져나온 파편조각들이 넓게 퍼지면서 충돌에너지가 분산되어 전자박스에 미치는 충격이 급감한 것으로 해석된다. 이로 인해 오프셋형 전자박스의 손상이 부착형에 비해 적은 것으로 판단되며 박스 내부의 회로부품 등은 안전할 것으로 판단할 수 있다.

III. 결 론

본 논문에서는 입자완화유동법 및 유한차분법을 통해 우주파편과 저궤도 위성구조체의 초고속 충돌현상을 수치해석하고 위성구조체 본체 및 내부 전자박스에 대한 손상분석을 수행하였다. 상용프로그램인 AUTODYN을 이용하였으며 수치해석의 정확성 검증을 위해 기존 연구에서의 실험과 동일한 충돌조건에 대해 수치해석을 수행하

고 그 결과를 비교·검증하였다.

저체도 위성구조체에 대한 연구로 충돌확률이 2% 이상인 직경 1mm의 우주파편에 대해 충돌 속도에 따른 HC/SP의 손상분석을 수행하였다. 연구결과, 직경 1mm 우주파편의 평균충돌속도인 12km/s에서 HC/SP에 관통이 발생하는 것으로 분석되었다. 따라서 위성구조체 내부에 파편침투를 완벽히 차단하고자 할 경우에는 해당 HC/SP에 대한 보완이 필요할 것으로 판단된다.

위성구조체 내부중요부품의 안전성 확인을 위해 부착형 전자박스와 오프셋형 전자박스를 고려한 손상분석을 수행한 결과, 두 가지 형태 모두 전자박스에 관통이 발생하지 않고 전자박스에 미소 크레이터만 발생하는 것으로 확인되어 내부의 회로부품 등은 충돌로부터 안전할 것으로 판단된다.

참고문헌

- 1) "Orbital Debris Quarterly News," NASA Orbital Debris Program Office, Vol. 15, 2011.
- 2) "IADC Observation Campaigns," 43rd Session of UNCOPOUS S&T SC, pp. 4, 2006.
- 3) 전석기, 이상호, "무요소법 개론," 전산구조공학 제 11권 제3호, 1998.
- 4) T. Belytschko, et al., "Meshless methods: An overview and recent developments," Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, Vol. 139, pp. 3-47, 1996.
- 5) AUTODYN Theory Manual (Revision 4.3), Century Dynamics Inc., 2005.
- 6) D.E. Grady, "The Spall Strength of Condensed Matter," Journal of the Mechanics and Physics of Solids, Vol. 36, pp. 353-384, 1988.
- 7) A.J. Piekutowski, "Characteristics of Debris Clouds Produced by Hypervelocity Impact of

Aluminum Spheres with Thin Aluminum Plates," Int. J. Impact Engng, Vol. 14, pp. 573-586, 1993.

8) C.J. Hayhurst, et al., "Numerical Simulation of Hypervelocity Impacts on Aluminum and Nextel/Kevlar Whipple Shields," Hypervelocity Shielding Workshop, Galveston, Texas, 8-11 March, 1998.

9) Lee Sungsoo, Seo Songwon and Min Oakkey, "SPH Parameters for Analysis of Penetration Phenomenon at Hypervelocity Impact of Meteorite," KSME IJ, Vol. 27, pp. 1738-1747, 2003.

10) C.J. Hayhurst and R.A. Clegg, "Cylindrically Symmetric SPH Simulations of Hypervelocity Impacts on Thin Plates," Int. J. Impact Engng, Vol. 20, pp. 337-348, 1996.

11) M. Lambert, et al., "Impact Damage on Sandwich Panels and Multi-layer Insulation," Int. J. Impact Engng, Vol. 26, pp. 369-380, 2001.

12) E.A. Taylor, et al., "Hypervelocity impact on spacecraft honeycomb: hydrocode simulation and damage laws," Int. J. Impact Engng, Vol. 29, pp. 691-702, 2003.

13) C. Giacomuzzo, et al., "SPH evaluation of out-of plane peak force transmitted during a hypervelocity impact," Int. J. Impact Engng, Vol. 35, pp. 1534-1540, 2008.

14) F. Shinya, A. Yasuhiro, K. Yukihiro and G. Tateo, "Comparison of debris environment models: ORDEM2000, MASTER2001 and MASTER2005," IHI Engineering Review, Vol. 40, 2007.

15) J.C. Liou, et al., "The New NASA Orbital Debris Engineering Model ORDEM2000," NASA, 2002.