

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(2), 156-165(2015)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.2.156

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

지구 재진입 파편 생존성 분석 프로그램 개발

심형석*, 최규성, 고정환, 정의승

Development of Survivability Analysis Program
for Atmospheric ReentryHyung-Seok Sim*, Kyu-Sung Choi, Jeong-Hwan Ko and Eui-Seung Chung
Launcher Mission Assurance Division, Korea Aerospace Research Institute

ABSTRACT

A survivability-analysis program has been developed to analyze the ground collision risk of atmospheric reentry objects, such the upper stages of a launch vehicle or satellites, which move at or near the orbital velocity. The aero-thermodynamic load during the free fall, the temperature variation due to thermal load, and the phase shift after reaching the melting point are integrated into the 3 degree-of-freedom trajectory simulation of the reentry objects to analyze the size and weight of its debris impacting the ground. The analysis results of the present method for simple-shaped objects are compared with the data predicted by similar codes developed by NASA and ESA. Also, the analysis for actual reentry orbital objects has been performed, of which results are compared with the measurement data.

초 록

궤도 속도에 근접하거나 궤도운동을 하고 있는 발사체 상단의 지구 재진입에 따른 지상 피해 분석에 이용하기 위하여 지구 재진입 물체의 생존성 분석 프로그램(SAPAR: Survivability Analysis Program for Atmospheric Reentry)을 개발하였다. 3자유도 파편 낙하 시뮬레이션 과정에 파편이 낙하하는 도중에 받게 되는 공력 열하중, 열하중에 의한 파편의 온도변화, 녹는점에 도달한 후 물체의 상변화 여부 등을 포함하여 최종적으로 지상에 낙하하는 파편의 크기와 무게를 분석하였다. 개발된 코드의 검증에 위하여 단순한 형태의 파편에 대한 생존성 분석을 수행하여 미항공우주국(NASA)과 유럽우주국(ESA)의 코드 결과와 비교하였다. 또한 실제 재진입 파편에 대한 분석을 수행하여 측정된 결과와 비교하였다.

Key Words : Atmospheric Reentry(대기 재진입), Aerothermodynamic Load(공력 열하중), Space Launch Vehicle(우주발사체), Orbital Debris(궤도 물체), Debris Survivability(파편 생존성)

† Received : July 3, 2014 Revised : January 12, 2015 Accepted : January 13, 2015

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

I. 서론

지구 저궤도에서 궤도 운동을 하고 있는 임무가 종료된 위성이나 발사체 상단 등의 우주 물체는 공력 저항 및 태양풍의 영향으로 고도가 낮아 지다가 결국 지구 대기에 재진입한다. 재진입 도중에 큰 속도와 높은 고도로 비행하는 물체가 가지고 있는 운동, 위치 에너지는 지상에 도달할 때까지 모두 소모되는데, 이러한 에너지는 물체 주변의 공기를 가열하거나 물체 자체의 온도를 증가시키는 방식으로 변환된다. 이 과정에서 열 보호 시스템(TPS : Thermal Protection System)으로 보호되지 않는 위성이나 발사체 상단은 상당 부분이 녹아서 없어지지만 물체의 종류에 따라 녹지 않고 지상에 도달하는 파편도 존재한다. 이러한 파편은 인명, 재산 피해를 야기할 수 있기 때문에 안전 관점에서 사전에 생존성 여부에 대한 분석이 수행될 필요가 있다.

궤도 운동을 하고 있는 위성이나 발사체 상단과 같이 큰 파편의 경우 지구 재진입시에 약 10~40%의 물체가 녹지 않고 지상에 도달하는 것으로 알려져 있다[1]. 최근에 수거된 파편을 기준으로 살펴보면 궤도 운동을 하던 Delta-II 2단의 경우 전체 920kg 중에서 35%가, PAM-D (Payload Assist Module-Delta)의 경우 전체 200kg 중에서 25%가 지상에 도달한 것으로 확인되었다[2, 3]. 위성의 경우에는 미 NASA와 유럽 ESA 생존성 분석 코드를 사용하여 계산한 결과, 많은 내화물질(refractory material)을 포함한 1350kg의 BeppoSAX는 49%가 생존할 것으로 분석되었으며, 2620kg의 TRMM은 4.3%, 5670kg의 UARS는 9.4%, 3460kg의 GLAST는 9.9%가 지상에 도달할 때까지 생존할 것으로 분석되었다[3].

미국, 일본, 유럽 등은 위성이나 발사체 상단 등의 궤도 운동을 하고 있는 파편의 수를 줄이기 위한 노력을 기울이고 있으며, 이의 일환으로 각국의 우주기구는 관련 기준(Standard)를 제정하여 오고 있다. 우주파편의 수를 줄이기 위한 방편으로 임무가 완료된 위성에 대하여 고도가 낮은 위성은 대기 재진입을 수행하도록 권고한다. 이 때, 지상에 도달하는 파편 분석을 통하여 인명 피해를 예측하고 그 위험 수준이 기준값 이하로 유지되지 못하면 통제 재진입(controlled reentry)을 수행하여 위험을 낮추도록 하고 있다. 따라서 지구 재진입에 따른 파편의 생존성 분석은 각 우주기구의 기준(Standard) 충족을 확인하기 위한 필수 도구가 되는데, 각국은 재진입 생

존성 분석 프로그램을 개발하고 이를 계속하여 개선시켜 오고 있는 것으로 파악된다[4, 5, 6, 7].

대표적인 재진입 생존성 분석 프로그램은 NASA의 ORSAT(Object Reentry Survivability Analysis Tool)과 유럽의 SCARAB(Spacecraft Atmospheric Reentry and Aerothermal Breakup)으로써 두 코드는 궤적 분석 및 공력, 열하중 등에 상이한 접근법을 적용한다. ORSAT은 특정 고도에서 위성이나 발사체가 부서진 것으로 가정하고 몇 가지 기본적인 물체 형상에 대하여 3자유도 시뮬레이션을 바탕으로 생존성을 분석한다. 반면에 SCARAB은 위성 전체 형상에 대하여 6자유도 시뮬레이션을 통하여 분석을 수행할 수 있다. 두 프로그램은 분석 접근법 및 모델, 수식 등을 상이하게 적용하였지만 서로 잘 일치하는 생존성 분석 결과를 보이고 있다[8].

한국은 꾸준히 저궤도 위성을 쏘아 올리고 있으며, 발사체 개발을 의욕적으로 추진하고 있으므로 큰 속도로 재진입하는 파편의 생존성 분석 및 이로 인한 위험 분석을 시작할 필요가 있다. 최근 국내에서도 해외 상용 코드 등을 이용하여 가상의 위성에 대하여 지구 재진입 생존성 분석이 수행된 바 있다[9, 10]. 하지만 다양한 조건에 대한 생존성 분석이나 다른 분석 프로그램과의 결합 등을 위해서는 자체적인 코드 개발이 필요하다. 이를 위해 본 연구에서는 궤도 속도에 근접하거나 궤도 운동을 하고 있는 발사체 상단 및 위성의 지구 재진입에 따른 지상 위험 분석을 위하여 지구 재진입 물체에 대한 생존성 분석 프로그램 (SAPAR : Survivability Analysis Program for Atmospheric Re-entry)을 개발하였다. SAPAR은 ORSAT의 분석 접근법을 바탕으로 하여 궤적 시뮬레이션과 대기 모델, 열하중 계산 모듈 등을 개선하여 개발되었다. 개발된 프로그램의 모듈은 2장에서 자세히 설명하고, 3장에서는 해외 코드의 분석 결과와 실제 재진입 파편의 측정 결과를 이용한 프로그램 검증 결과를 제시한다. 마지막으로 결론 및 향후 연구는 4장에 기술한다.

II. 프로그램 모듈

SAPAR 프로그램은 5개의 모듈로 이루어져 있는데, 궤적 시뮬레이션을 위한 Trajectory 모듈, 공력 저항 계수를 결정하는 Aerodynamics 모듈, 공력 가열을 계산하기 위한 Aerothermodynamics 모듈, 물체의 표면 온도 및 각 노드의 온도를 결정하는 Thermal analysis 모듈, 각 노드의 삭마/

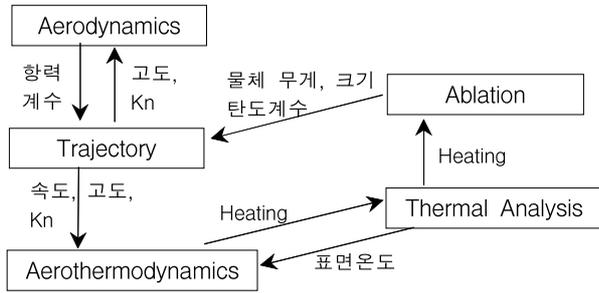


Fig. 1. Program module of SAPAR

용융 여부를 결정하는 Ablation 모듈로 구성된다. Trajectory 모듈은 Aerodynamics 모듈에서 계산된 공력 저항을 입력 데이터로 사용하여 속도 및 고도 등을 계산하고, 그 결과는 Aerothermodynamics에서 공력 가열 계산에 사용된다. 공력 가열의 결과는 Thermal analysis 모듈에서 물체의 표면 온도 및 각 노드의 온도 계산에 사용되며 최종적으로 각 노드의 삭마/용융 여부 판단에 이용된다. Fig. 1에 각 프로그램 모듈의 기능 관계도를 나타내었다. 여기에서 Kn은 Knudsen 수를 의미한다.

2.1 Trajectory 모듈

주어진 속도 및 고도에서 중력과 공력만을 고려하여 궤적 시뮬레이션을 수행하는 모듈이다. ORSAT에서와 같이 공력은 항력만이 고려되었다. ECI 좌표계에서의 3자유도 시뮬레이션을 사용하였으며 운동 방정식은 다음과 같다.

$$\frac{d}{dt} \vec{r} = \vec{v} \tag{1}$$

$$\frac{d}{dt} \vec{v} = \vec{g}(\vec{r}) + \vec{a}(\vec{r}, \vec{v}) \tag{2}$$

- \vec{r} : ECI 좌표계상에서의 위치
- \vec{v} : ECI 좌표계상에서의 속도
- \vec{g} : 중력에 의한 가속도
- \vec{a} : 공력에 의한 가속도 $(-\frac{\rho S C_D}{2m})v^2 \frac{\vec{v}}{|\vec{v}|}$

여기에서 ρ 는 공기 밀도, S는 물체 단면적, C_D 는 항력, m은 물체의 질량을 의미한다. 식 (1)과 (2)는 발사체의 3차원상의 위치, 속도 및 물체 형상과 질량, 항력 정보를 입력으로 하여 dt 시간 후의 3차원상의 위치와 속도를 계산하는 구조로 이루어져 있다.

2.2 Aerodynamics 모듈

Aerodynamics 모듈은 궤적 분석에 사용하기

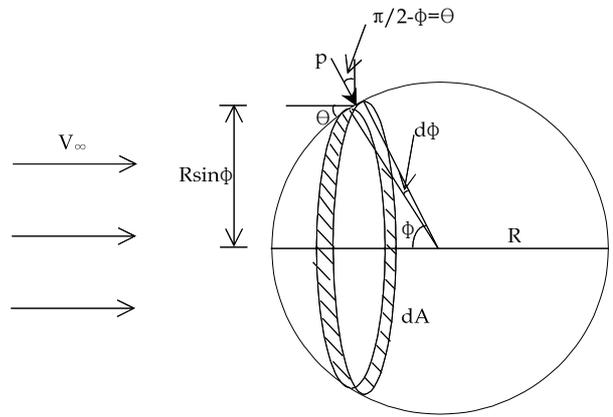


Fig. 2. Sphere in continuum flow

위한 공력 계수를 결정하는 모듈이다. 공력 계수는 고도 및 형상 정보를 바탕으로 연속체 구간, 자유 분자 구간, 천이 구간으로 나누어 미리 유도된 값을 사용한다. 연속체 구간과 자유 분자 구간에서의 형상별 평균 항력 계수는 극초음속 유동에서의 이론적 분석이나 실험식으로부터 결정된다. 천이 구간의 항력계수는 Kn에 대한 적절한 연결함수(bridging function)를 사용하여 구한다.

발사체나 위성의 부품으로 많이 사용되는 구형상의 연속체 구간의 항력 계수는 다음과 같이 수정 뉴턴 법칙(modified Newtonian law)을 이용하여 유도될 수 있다. Fig. 2와 같은 개념도를 고려한다.

그림에서 $d\phi$ 에 의한 미소 면적 dA 에 수직으로 작용하는 압력을 p 라 하면 dA 가 받게 되는 미소 항력(dD)은 다음과 같이 표현된다.

$$dD = p dA \sin(\frac{\pi}{2} - \phi) = p dA \cos \phi \tag{3}$$

또한 단순한 기하 연산에 의하여

$$dA = 2\pi(R \sin \phi) R d\phi = 2\pi R^2 \sin \phi d\phi \tag{4}$$

한편, 수정 뉴턴 법칙 및 압력계수의 정의에 의하여 dA 에 작용하는 압력 p 는 다음과 같이 구해진다. 여기에서 C_p 는 압력 계수, C_{pmax} 는 정체 점 수직 충격과 뒤쪽에서 계산된 압력 계수의 최댓값, q_∞ 는 자유류 동압, p_∞ 는 자유류 압력을 의미한다.

$$C_p = C_{pmax} \sin^2 \theta \tag{5}$$

$$p = C_{pmax} \sin^2 \theta q_\infty + p_\infty = C_{pmax} \cos^2 \phi q_\infty + p_\infty \tag{6}$$

자유류의 압력과 자유류 반대방향에 위치하는

면($\phi > \pi/2$)의 압력의 차가 동압에 비해 무시할 만큼 작다고 가정하면 결국 구 전체가 받는 항력은 식 (6)의 자유류 압력 항(p_∞)을 제거하고 식 (3)에 대입한 후 적분하여 다음과 같이 표현된다.

$$D = \int_0^{\pi/2} C_{pmax} \cos^2 \phi q_\infty 2\pi R^2 \sin \phi d\phi \cos \phi \quad (7)$$

위 적분을 통하여 구 전체가 받는 항력 D는 최종적으로 다음과 같다.

$$D = 0.5 C_{pmax} \pi R^2 q_\infty \quad (8)$$

따라서 항력 계수는 그 정의에 따라 πR^2 의 기준 면적(reference area)에 대하여 $0.5 \times C_{pmax}$ 의 값을 갖는다. 비열비 1.4인 공기에 대한 C_{pmax} 는 1.84 [11] 이므로 극초음속 구간의 구의 항력 계수는 0.92의 값을 갖는다.

앞에서 기술한 연속체 구간의 구 항력계수 유도 과정과 유사한 방법으로 각 형상별, 유동장별 항력 계수를 구할 수 있다. Table 1은 본 연구에서 분석 대상으로 하는 구(sphere), 원통(cylinder), 직육면체(box), 평판(flat plate)의 유동장 별 항력 계수를 정리한 것이다. 각각에 대한 자세한 유도 과정은 참고문헌 [12]에서 찾을 수 있다. 여기에서 L은 원통 혹은 직육면체의 길이, D는 원통의 지름, W는 직육면체의 너비를 의미한다.

Table 1 . Drag coefficients for various object shapes and flow regimes

형상	모드	기준 면적	C_D (자유 분자 구간)	C_D (연속체 구간)	C_D (천이 구간)
구	Spinning	πR^2	2.07	0.92	
원형 실린더	End-on	LD	1.57D/L	1.314D/L	Bridging Function (Fn of Kn)
	Broad side and spinning	LD	2.0	1.227	
	End-over-end tumbling	LD	1.273+D/L	0.52+0.55 8D/L	
	Random tumbling	LD	1.57+0.78 5D/L	0.723+0.3 28D/L	
직육면체	길이 방향 중심축 회전	LW	2.55	1.42	
	너비 방향 중심축 회전	0.5 (LW+W ²)	2.55	1.42	
평판	Tumbling	LW	1.273	0.71	

2.3 Aerothermodynamics 모듈

Aerothermodynamics 모듈은 물체의 형상과 운동 모드에 따라 물체 속도와 주변의 공기 밀도 등을 이용하여 공력가열, 산화열, 복사 냉각을 고려한 열유속(heat flux)을 계산하는 모듈이다. SAPAR는 물체의 온도 계산에 1-D 열전달 모듈을 사용하며, 열유속은 물체 표면 전체에 대하여 평균된 열유속을 계산하여 시뮬레이션에 이용한다.

공력 가열(convective heating)에 대한 분석은 냉벽면(cold wall)에 대한 평균 열유속을 계산하는 것에서부터 시작된다. 구 형상의 연속체 구간의 표면 평균 열유속은 구형 정체점 열유속을 이용하여 구해진다. 구형 정체점 열유속(q_{ss})은 다음과 같이 간단한 형태의 Detra, Kemp, Riddell [13] 수식을 이용하여 계산할 수 있다.

$$\dot{q}_{ss} = \frac{110285}{\sqrt{R}} \left(\frac{\rho}{\rho_{sl}} \right)^{0.5} \left(\frac{V}{V_{cir}} \right)^{3.15} (KW/m^2) \quad (9)$$

여기에서 R은 구의 반지름(m), ρ_{sl} 은 해수면의 공기 밀도, V_{cir} 은 122km 고도의 궤도 속도(=7803m/s)를 의미한다.

표면평균 열유속은 구 주위의 열유속 분포(Fig. 3)를 이용하여 다음과 같이 구할 수 있다. Fig. 3의 각도에 따른 열유속 분포 수식($q_{local} = q_{ss} \times (\cos(\frac{\theta}{2}))^{5.27}$)과 Fig. 2를 참고하여 구 전체가 받는 시간당 열량을 다음과 같이 정리할 수 있다.

$$\dot{Q} = \int_0^\pi \dot{q}_{ss} (\cos \frac{\theta}{2})^{5.27} \times 2\pi R^2 \sin \theta d\theta \quad (10)$$

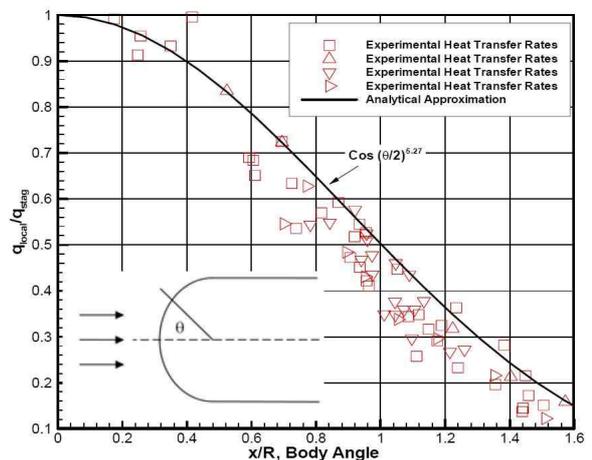


Fig. 3. Heat transfer rate distribution on the sphere [14]

수치적분을 통하면 위 수식은 $\dot{q}_{ss} \times 4\pi R^2 \times 0.275$ 로 계산되며 구의 표면적 $4\pi R^2$ 에 대하여 평균된 열유속은 다음과 같이 표현된다.

$$\overline{q_{cw}} = \frac{\dot{q}_{ss} \times 4\pi R^2 \times 0.275}{4\pi R^2} = 0.275 \dot{q}_{ss} \quad (11)$$

위의 식에서 볼 수 있는 바와 같이 구의 연속체 구간의 표면 평균 열유속은 구의 정체점 열유속에 0.275의 인수를 곱하여 계산할 수 있다. 이와 유사하게 물체 형상별, 유동장 별, 운동 모드 별로 표면 평균 열유속을 구하기 위해 정체점 열유속에 곱해야 할 인수를 유도할 수 있다. 본 연구에서는 이를 표면평균 열유속 인수로 정의하였다.

Table 2는 구, 원통, 직육면체, 평판의 유동장별 표면평균 열유속 인수를 정리한 것이다. 표에서 F는 표면평균 열유속 인수를 의미하고, 아래첨자 fm은 자유분자구간, cont는 연속체 구간, tran은 천이 구간을 의미한다. 표에 정리된 각 인수에 대한 자세한 유도 과정 및 변수에 대한 설명은 참고문헌 [12]에서 찾을 수 있다.

공력 가열에 의해 물체의 온도가 상승하면 그에 따라 열유속의 크기도 영향을 받게 되는데, 위에서 구한 냉벽면에 대한 열유속($\overline{q_{cw}}$)에 냉벽

면과 실제 벽면(hot wall)의 엔탈피 비를 곱하면 실제 벽면 온도를 고려한 평균 열유속($\overline{q_{hw}}$)을 계산할 수 있다[15]. 여기에서 h_{st} 는 정체 엔탈피, C_p 는 정압비열, T_{cw} 는 냉벽면 온도(300K), T_w 는 물체 표면 온도를 의미한다.

$$\overline{q_{hw}} = \overline{q_{cw}} \left(\frac{h_{st} - C_{p,air} T_w}{h_{st} - C_{p,air} T_{cw}} \right) \quad (12)$$

지구 대기에 큰 속도로 재진입하는 경우에는 공력 가열에 더하여 물체 표면의 산화에 의해 산화열이 발생할 수 있다. 산화에 의한 열유속(\dot{q}_{ox})은 물체 표면에 충돌하는 기체 운동이 Stanton 수와 관련된 것으로 가정하여 아래와 같이 계산한다[15, 16]. 여기에서 ΔH_{ox} 는 산소 단위 질량이 금속과 반응하여 내놓는 산화열, τ 는 물체에 부딪치는 산소 입자 중에서 물체 표면과 반응을 일으키는 비율을 의미한다.

$$\dot{q}_{ox} = \frac{0.215 \dot{q}_{cw} \Delta H_{ox} \tau}{h_{st}} \quad (13)$$

마지막으로 복사 냉각에 의한 열유속(\dot{q}_{rr})은 스테판 볼츠만 방정식을 이용하여 계산한다. 최종적으로 물체가 받아들이는 순열유속($\overline{q_{net}}$)은 실제 벽면에 대한 공력 가열에 의한 열유속($\overline{q_{hw}}$)과 산화에 의한 열유속(\dot{q}_{ox})을 더하고 복사냉각에 의한 열유속(\dot{q}_{rr})을 빼서 계산된다.

$$\overline{q_{net}} = \overline{q_{hw}} + \dot{q}_{ox} - \dot{q}_{rr} \quad (14)$$

Table 2. Average heat flux factors for various object shapes and flow regimes

형상	모드	기준면적	F _{fm}	F _{cont}	F _{tran}
구	Spinning	4πR ²	0.25	0.275	Bridging Function (Fn of Kn)
원형실린더	End-on	πDL	X+0.25D/L	B+0.161D/L	
	Broad side and spinning	πDL	Y+X/2×D/L	0.269+0.0735D/L	
	End-over-end tumbling	πDL	0.637(X+Y)+0.161D/L	0.135+0.5B+0.165D/L	
	Random tumbling	πDL	(0.5X+0.785Y)+0.127D/L	0.179+B/3+0.162D/L	
직육면체	길이 방향 중심축 회전	4LW	0.322+0.5XW/L	0.307+0.069W/L	
	너비 방향 중심축 회전	4LW	0.5X+0.161W/L	0.222+0.154W/L	
평판	Tumbling	2LW	0.322	0.307	

2.4 Thermal 모듈

Thermal 모듈에서는 Aerothermodynamics 모듈에서 계산된 물체에 가해지는 순열유속을 이용하여 물체의 표면 온도 및 각 노드의 온도를 결정하는 모듈이다. 물체를 여러 노드로 나누어 계산을 수행하며 노드 사이의 열전도 모델은 1-D 모델을 사용한다. 가운데가 비어있는 경우엔 맨 안쪽 표면은 단일 가정을 사용한다. FTCS (Forward Time Central Space) 유한 차분법을 이용하여 노드 사이의 열전도를 계산한다.

구형 셀의 온도 계산 과정은 다음과 같다. Fig. 4와 같은 개념도를 고려한다. Fourier 법칙을 구형 셀에 적용하면 i와 i+1 노드간 단위 시간당 열전달(heat transfer)은 아래와 같이 표시된다 [17]. 여기에서 k 는 열전도도(conductivity), T 는 온도를 의미한다.

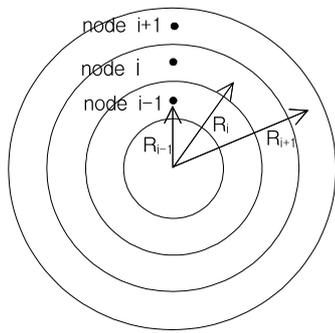


Fig. 4. 1-D heat conduction model of a sphere

$$\dot{Q} = \frac{4\pi k R_i R_{i+1}}{R_{i+1} - R_i} (T_i - T_{i+1}) \quad (15)$$

위 식에 conductor(G) 개념을 도입하면 아래와 같이 표현할 수 있다.

$$\dot{Q} = G(T_i - T_{i+1}), \text{ 여기서 } G = \frac{4\pi k R_i R_{i+1}}{R_{i+1} - R_i} \quad (16)$$

위 식을 이용하여 아래와 같이 각 노드의 온도에 대한 계산을 수행한다. 여기에서 i 는 노드 번호, \dot{t} 는 시간 단계, m_i 는 i 노드의 질량, $C_{p,i}$ 는 i 노드의 온도에 해당하는 물체의 비열을 의미한다.

$$\begin{aligned} \dot{Q}_{in} &= G_i(T_{i+1} - T_i)\Delta t & (17) \\ \dot{Q}_{out} &= G_{i-1}(T_i - T_{i-1})\Delta t \\ T_j &= T_{j-1} + (\dot{Q}_{in} - \dot{Q}_{out}) / (m_i C_{p,i}) \end{aligned}$$

물체 표면의 온도는 제일 바깥쪽 노드의 온도와 순열유속을 이용하여 아래와 같이 계산한다 [15]. 여기에서 A_s 는 물체 표면적, i_{max} 는 제일 바깥쪽 노드의 번호를 의미한다.

$$T_{wall} = \frac{\dot{q}_{net} A_{s,i_{max}}}{G_{i_{max}}} + T_{i_{max}} \quad (18)$$

원통, 직육면체의 온도 계산 과정은 참고문헌 [12]에서 확인할 수 있다.

2.5 Ablation 모듈

물체 표면이 열을 받아 들여 바깥쪽 노드가 녹는점에 도달하면 그 노드의 온도는 고정되며 상변화가 발생한다. 아래 식과 같이 흡수한 전체 열의 양이 해당 노드의 삭마열(Heat of ablation)보다 커지면 해당 노드는 모두 녹게 되고, 공기에 의한 전단력(shear force)에 의해 사라질 것으로 가정한다. 바깥쪽 노드가 녹아서 사라지면 그 바로 안쪽

의 노드가 공기에 노출되어 Aerothermodynamics 모듈에서 계산된 순 열량을 받아들리게 된다.

$$Q_{absorb,i} > H_{abl,i} = m_i [h_f + \int_{T_{init,i}}^{T_{melt}} C_p(T) dT] \quad (19)$$

여기에서 Q_{absorb} 는 각 노드가 받아들인 순 열량, H_{abl} 은 각 노드의 삭마열(Heat of ablation), h_f 는 물질의 용해열(heat of fusion), T_{init} 는 초기 온도, T_{melt} 는 물체의 녹는점(melting temperature), 아래첨자 i 는 i 노드를 의미한다. 바깥쪽 노드가 녹아서 없어지면 물체의 치수 및 질량이 바뀌게 되는데 이는 Aerodynamics 및 Aerothermodynamics 모듈로 전달되어 분석에 반영된다.

III. 생존성 분석 결과

이번 장에서는 SAPAR 프로그램 시뮬레이션 결과에 대하여 문헌에 공개된 NASA의 ORSAT 및 ESA의 SCARAB 분석 결과, 실제로 재진입 물체에 대해 수행한 구조 분석 결과와 비교하여 검증을 수행하였다.

3.1 구형 티타늄 탱크의 생존성 분석

미국의 스파이 위성인 USA-193위성의 지구 재진입에 의한 위험 분석을 위하여 고체(frozen) 하이드라진(N₂H₄)을 포함한 티타늄 탱크의 생존성 분석이 NASA에 의해 수행되었다[15]. 탱크는 구형셸(sphere shell)로 모델링되어 ORSAT을 이용하여 분석되었다. 고체 하이드라진 역시 셸 형태로 내부는 비어있고 티타늄 탱크와 접하여 있는 것으로 가정되었다. Fig. 5는 실제의 티타늄 탱크의 모양 및 치수를 나타내고 있다.

본 연구에서 분석을 위한 조건은 참고문헌[15]

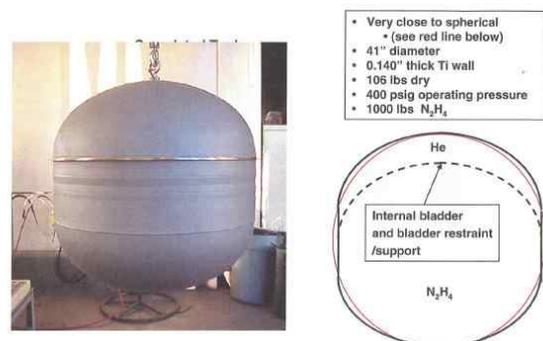


Fig. 5. Titanium tank containing frozen hydrazine(N₂H₄)[15]

과 동일하게 다음과 같이 주어졌다. 생존성 분석을 위하여 탱크는 지름 1.0414(m), 두께 0.00356(m)의 구형 셸로 모델링되었으며 내부에 존재하는 하이드라진의 무게는 453.59kg로 가정되었다. 탱크는 78km 고도에서부터 공기에 노출되어 속도 7.58km/s, 비행 경로각(Flight path angle) -0.2도로 진입하는 것으로 가정되었다. 물체의 초기 온도는 티타늄, 하이드라진 모두 214K로 가정되었다. ORSAT 분석에 대한 초기 경사각(inclination angle)이 주어지지 않았기 때문에 SAPAR에서는 두 프로그램의 공력가열이 최댓값이 되는 시간이 일치하도록 58도의 경사각을 가정하여 계산하였다. 대기 모델은 두 프로그램 모두 1976 미국 표준 대기 모델(1976 US Standard Atmosphere Model)을 사용하였다.

티타늄의 밀도는 4437(kg/m³), 융해열(heat of fusion)은 393,559(J/kg), 산화열은 32,481,250 (J/kg-O₂), 녹는점은 1943(K)의 값을 사용하였다. 티타늄의 비열(specific heat)과 열전도도(k), 복사방사율(emissivity)은 참고문헌[15]에서 온도의 함수로 제시된 값을 사용하였다. 고체 하이드라진의 비열은 1559.45(J/kgK), 열전도도는 2.4(W/mK), 밀도는 1025.3(kg/m³), 녹는점은 275(K)로 가정되었다. 티타늄은 5개의 노드로 나누어 분석되었으며 하이드라진은 하나의 노드로 다루어 졌다.

SAPAR에 의한 분석 결과 티타늄의 4개 노드가 녹고 마지막 노드가 살아남는 것으로 분석되었는데, 이는 ORSAT[15]과 동일한 결과이다. 좀더 자세한 비교를 위하여 시간에 따른 표면 온도를 Fig. 6에 비교하였다. 전체적으로 두 프로그램의 결과가 매우 유사하게 잘 일치하고 있음을 알 수 있다.

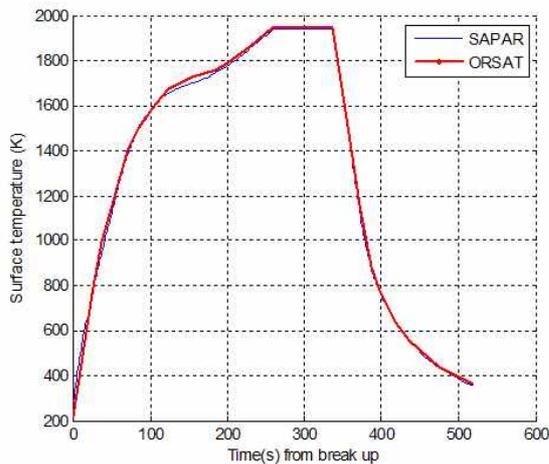


Fig. 6. Comparison of surface temperature results of ORSAT and SAPAR

3.2 다양한 재질, 형상에 대한 생존성 분석

ORSAT과 SCARAB은 서로간에 비교 분석을 위하여 다양한 형상 및 재질에 대하여 동일한 초기 조건, 물성치를 사용하여 생존성 분석을 수행해 오고 있는 것으로 파악된다. 이러한 분석 결과 중에서 외부 논문[8]으로 공개된 경우에 대하여 동일한 조건을 이용하여 SAPAR에서도 생존성 분석을 수행하였다. 논문에 기술되지 않은 자세한 분석 결과는 개인적인 접촉을 통하여 계산 조건 및 결과를 입수하였다.

분석 대상이 된 형상은 구, 원형 실린더, 직육면체의 세 종류이며, 재질은 알루미늄, 티타늄, 그라파이트 에폭시1, 그라파이트 에폭시2의 네 종류이다. 그라파이트 에폭시는 큰 융해열(heat of fusion)을 가지는 용제재(ablator)로 사용되는 재질(그라파이트 에폭시1)과, 녹는점에 도달하면 결합제가 증발하여 타는 재질(그라파이트 에폭시2)의 두 가지로 나누어 계산되었다. 각 형상에 대하여 치수 및 두께 등을 달리하여 계산을 수행하여 총 120개(구: 24개, 원통: 48개, 직육면체: 48개)의 케이스(case)에 대한 시뮬레이션이 수행되었다. 분석 대상이 된 물체의 질량은 10~3700kg 범위이다.

물체는 122km 고도에서 7.41km/s의 속도, -0.1도의 비행 경로각(flight path angle), 28도의 경사각(orbital inclination)을 가지고 위도, 경도 각 0도 지점에서 진입을 시작하는 것으로 가정되었다[8]. 대기 모델은 세 프로그램 모두 1976 미

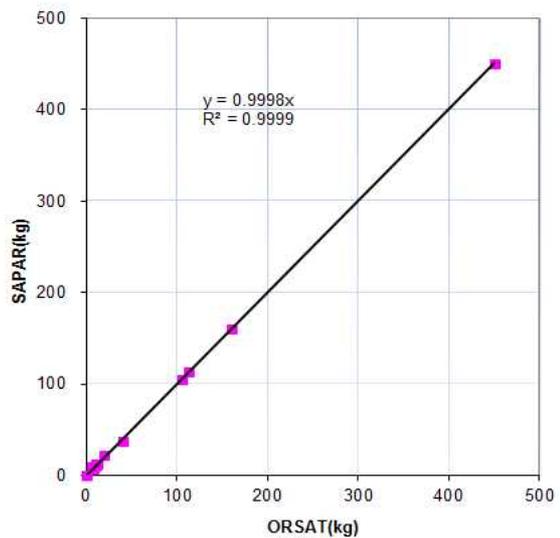


Fig. 7. Comparison of impact masses for spheres predicted by ORSAT[8] and SAPAR

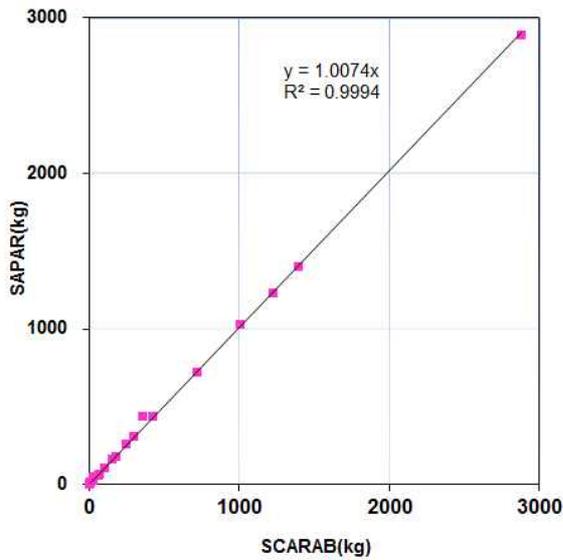


Fig. 8. Comparison of impact masses for cylinders predicted by SCARAB[8] and SAPAR

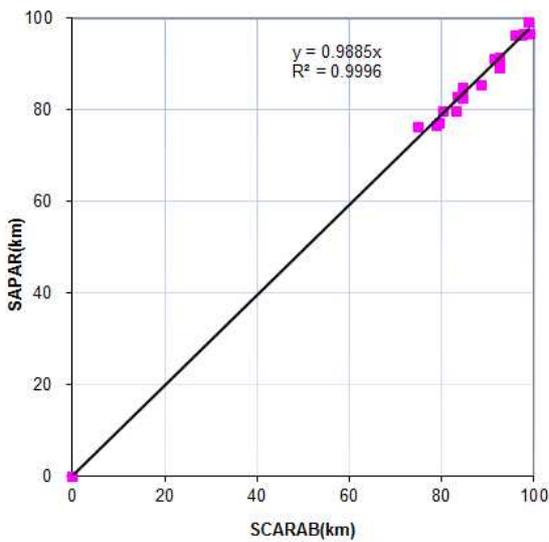


Fig. 9. Comparison of demise altitudes for boxes predicted by SCARAB[8] and SAPAR

국 표준 대기 모델(1976 US Standard Atmosphere Model)을 사용하였다. SCARAB이 표면 산화에 의한 가열을 모사하지 않으므로 ORSAT 및 SAPAR 역시 표면 산화에 의한 열유속은 고려되지 않았다.

Figure 7~9는 ORSAT, SCARAB, SAPAR를 이용하여 분석된 구(sphere), 원통(cylinder), 직육면체(box)의 생존성 분석 결과를 비교한 것이다. 비교 대상은 지상 충돌 질량과 소멸 고도로써,

물체가 지상에 충돌하는 경우의 소멸 고도는 0 km, 물체가 특정 고도에서 소멸하는 경우에는 지상 충돌 질량이 0 kg으로 표시되었다. 그래프의 각 점들은 하나의 분석 대상에 대한 결과를 표시하는 것으로 Y=X인 직선상에 점이 표시되면 X축에 표시된 톨에 의한 분석 결과와 Y축에 표시된 톨의 분석 결과가 일치함을 의미한다. Fig. 에서 보는 바와 같이 SAPAR 코드의 결과는 ORSAT, SCARAB 프로그램의 결과와 매우 잘 일치하는 것을 볼 수 있다. 그래프의 기울기는 모두 1에 가깝고 또한 회귀분석의 결정계수(coefficient of determination, R^2) 역시 1에 매우 가까운 수로써 서로 거의 동일한 분석 결과를 보임을 알 수 있다.

3.3 재진입 물체와의 비교

미국의 Delta-II 발사체가 1996년 4월 24일 발사되어, 약 9개월 후 지구 저궤도를 돌고 있던 발사체의 상단이 지구 대기에 재진입하였다[1, 18]. 세 개의 파편(스테인레스스틸 재질의 연료 탱크, 티타늄 재질의 헬륨가압 탱크, 연소실)이 재진입 과정을 견디고 지상에 낙하하여 미국 텍사스에서 발견되었다. Ailor 등[1]은 수거된 연료 탱크에 대한 미세 구조 분석(micro-structural analysis)을 통하여 탱크 표면의 최대 온도 범위를 1473K~1533K로 제시하였다. 본 연구에서는 코드 검증을 위하여 위 연료 탱크에 대한 재진입 분석을 수행하였다.

탱크는 지름 1.742m, 길이 1.853m, 두께 1.49 mm, 무게 267kg의 원통으로 모델링되었다. 또한 초기 고도 77.8km, 비행경로각(flight path angle)

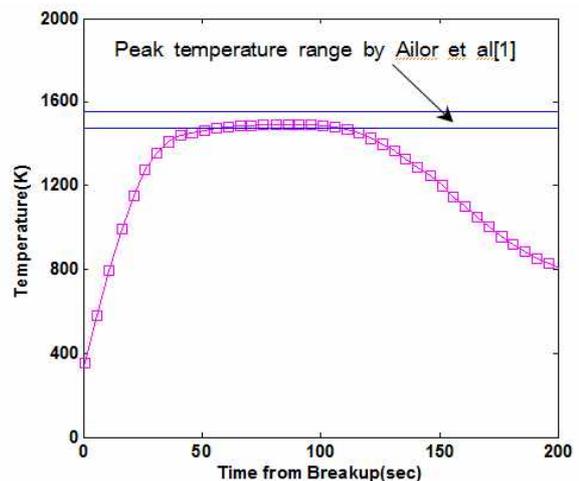


Fig. 10. Temperature vs. time for Delta-II second stage cylindrical propellant tank

-0.594도, 초기 속도 7.663km/s, 경사각 99.6도로 재진입을 시작하는 것으로 가정되었다[18]. Fig. 10은 탱크의 전체 표면적을 복사 냉각의 기준 면적(reference area)으로 하고 SAPAR를 이용하여 분석된 연료탱크 표면 온도 변화를 나타낸 Fig. 이다. 물체의 방사율을 0.46~0.57 범위의 값으로 가정할 때 Ailor 등[1]에 의해 제시된 최대 온도 범위를 만족하는 것으로 분석되었다. Fig. 10의 결과는 방사율을 0.54로 가정했을 때의 시간에 따른 온도 변화를 나타내고 있다.

물체 표면온도는 방사율(emissivity)에 큰 영향을 받는데, 방사율은 물체의 재질, 표면 거칠기, 산화도, 온도 등에 따라 크게 변하여 그 값을 예측하기가 매우 어렵다. 그러나 완전 산화된 스테인레스 스틸의 방사율이 0.8 [5] 수준임을 고려할 때 재진입 과정에서 부분적인 산화 과정을 거치게 될 Delta-II 연료탱크의 방사율은 이보다 낮을 것으로 예상된다. 따라서 앞에서 제시된 방사율 범위에서 Ailor 등[1]의 분석 결과와 일치하는 최고 온도 범위를 보이는 것은 본 연구의 분석 결과의 유효성을 보여준다고 판단된다.

IV. 결 론

궤도속도에 근접하거나 궤도운동을 하고 있는 발사체 상단의 지구 재진입에 따른 지상 피해 분석에 이용하기 위하여 지구 재진입 물체의 생존성 분석 프로그램(SAPAR : Survivability Analysis Program for Atmospheric Re-entry)을 개발하였다. 개발된 코드의 결과는 유사한 접근 방법론을 사용하는 ORSAT의 분석 결과뿐만 아니라 유럽 ESA의 SCARAB 프로그램 결과와도 일치하는 결과를 보여주었다. 또한 수거된 재진입 물체에 대한 측정 결과와도 잘 부합하는 분석 결과를 나타내었다.

본 연구에서 개발된 코드는 분석의 정확도 향상을 위하여 우주발사체가 큰 속도에서 비행에 실패하여 재진입하는 경우의 비행안전 분석에 적용될 예정이다. 또한 향후 수명이 다한 위성의 재진입에 의한 지상 위험 분석에도 사용될 수 있을 것으로 기대된다.

References

1) Ailor, W., Hallman, W., Steckel, G., and Weaver, M, "Analysis of Re-entered Debris and Implications for Survivability Modeling," In

Proceedings of the Fourth European Conference on Space Debris, 2005, ESA SP-587.

2) Anon. "PAM-D debris falls in Saudi Arabia," The Orbital Debris Quarterly News 6 (2), 1, 2001.

3) Anselmo, L., and Pardini, C., "Computational Methods for Reentry Trajectory and Risk Assessment," Advances in Space Research, 35 (2005), pp. 1343-1352

4) Rochelle, W. C., Kinsey, R. E., Reid, E. A., Reynolds, R. C., and Johnson, N. L., "Spacecraft Orbital Debris Reentry Aerothermal Analysis," Proceedings of the Eighth Annual Thermal and Fluids Analysis Workshop: Spacecraft Analysis and Design p 10.1-10.14; UNITED STATES; 1997

5) Dobarco-Otero, J., Smith, R.N., Marichalar, J.J., Opiela, J.N., Rochelle, and W.C., Johnson, N.L., "Upgrades to Object Reentry Survival Analysis Tool (ORSAT) for Spacecraft and Launch Vehicle Upper Stage Applications," 54th, International Astronautical Congress, Bremen, Germany. Sep 29-Oct 3, 2003.

6) Lips, T., Fritsche, B., Koppenwallner, G., and Klinkrad, H., "Spacecraft Destruction during Re-entry - Latest Results and Development of the SCARAB Software System," Advances in Space Research, 34 (2004), pp. 1055-1060

7) Ziniu, W., Ruifeng, H., Xi, Q., Xiang, W. and Zhe, W., "Space Debris Reentry Analysis Methods and Tools," Chinese Journal of Aeronautics, Vol. 24, 2011. pp 387-395

8) Lips, T., Sartemann, V., Koppenwallner, G., Klinkrad, H., Alwes, D., Dobarco-Otero, J., Smith, R. N., Delaune, R.M., Rochelle, W.C., and Johnson N. L., "Comparison of ORSAT and SCARAB Reentry Survival Results," Proceedings of the 4th European Conference on Space Debris, Darmstadt, Germany, 2005.

9) Jeong, S.W., Min, C.O., Lee, M.H., Lee, D.W., Cho, K.R., Bainum, Peter M., "Re-entry Survivability and On-Ground Risk Analysis of Low Earth Orbit Satellite," Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 42, No. 2, 2014. pp 158-164

10) Choi, K.S., Ko, J.H., Sim, H.S., Roh, W.R., "Survivability and risk analysis method for reentry objects utilizing ASTOS(Aerospace

trajectory optimization software," in Proceedings of 2011 KSAS Fall conference, 2011. pp 1480-1484

11) Anderson, J.D., Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics, McBraw-Hill, 1998.

12) Sim, H.S., Ko, J.H., Choi, K.S., "Development of Survivability Analysis Program for Atmospheric Reentry," KARI-MDT-TM-2010-004, Technical Memorandum, Korea Aerospace Research Institute, 2010.

13) Detra, R. W., Kemp, N. H., Riddell, F. R., "Addendum to heat transfer to satellite vehicles reentering the atmosphere," Jet propulsion, Vol. 27, No. 12, 1957, pp. 1256-1257

14) Dobarco-Otero, J., Smith, R.N., Bledsoe, K. J., Delaune, R., M., Rochelle, W.C., and Johnson, N.L., "The Object Reentry Survival Anslysis Tool(ORSAT)-Version 6.0 And Its Application To Spacecraft Entry," 56th

International Astronautical Congress, Fukuoka, Japan. Oct. 17-21, 2005.

15) Kelley, R. L., Rochelle, W.C., "Atmospheric Reentry of a Hydrazine Tank," NASA Wihte Paper, http://thebulletin.org/sites/default/files_legacy_files/NASA_White_Paper.pdf, 2014. 6. 27. revisited

16) Cropp, L.O., "Analytical Methods used in Predicting the Re-entry Ablation of Spherical and Cylindrical Bodies," Sandia Corporation SC-RR-65-187, Sep 1965.

17) White, F.M., Heat Transfer, Addison-Wesley Publishing company, 1984

18) Rochelle, W.C., Kirk, B.S., Ting, B.C., Smith L.N., Smith R.N., Reid, E.A., Johnsol, N.L., Madden, C.B., "Modeling of Space Debris Reentry Survivability and Comparison of Analytical Methods," paper IAA-99-IAA.6.7.03, in Proceedings of 50th IAC, Amsterdam, Netherlands, 1999.