

저중력 환경 모사를 위한 낙하 시험 방법 연구

백승환^{a,*} · 유이상^a · 신재현^b · 박광근^a · 정영석^a · 조기주^a · 오승협^c

Investigation of Drop Test Method for Simulation of Low Gravity Environment

Seungwhan Baek^{a,*} · Isang Yu^a · Jaehyun Shin^b · Kwangkun Park^a ·
Youngsuk Jung^a · Kiejoo Cho^a · Seunghyub Oh^c

^a Launcher Propulsion System Team, Korea Aerospace Research Institute, Korea

^b Aerospace Team, EPC Division, Hanyang ENG, Korea

^c Launcher Propulsion Development Division, Korea Aerospace Research Institute, Korea

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

ABSTRACT

Understanding the liquid propellant transport phenomena in low gravity is essential for developing Korea Space Launch Vehicle (KSLV) upper-stage for the diversity of space missions. A low-gravity environment can be simulated via the free-fall method on the ground; however, the air drag is inevitable. To reduce air resistance during free fall, air-drag shield is usually adopted. In this study, the free-fall method was performed with an air-drag shield from a 7-m height tower. The acceleration of a falling object was measured and analyzed. Low gravity below 0.01 g was achieved during 1.2-s free fall with the air-drag shield. The minimum gravitational acceleration value at 1.2-s after free fall was ± 0.005 g, which is comparable to the value obtained from Bremen drop tower experiments, ± 0.002 g. A prolonged free-fall duration may enhance the low-gravity quality during the drop tower experiments.

초 록

KSLV 상단의 임무 다각화를 위해서는 저중력 환경에서 액체 추진제의 거동을 정확히 파악하고 있어야 한다. 지상에서 저중력 환경을 모사하는 방법은 자유낙하 방법이 있지만, 공기저항이 항상 동반된다. 공기 저항을 제거하기 위하여 공기 저항 차단캡슐을 이용한 낙하 시험을 진행하였다. 공기 저항 차단캡슐 내부에 시험체를 위치하고 7 m 높이에서 1.2초 동안 낙하하여 시험체의 저중력 환경을 조성하였다. 낙하하는 동안 0.01 g 이하의 중력가속도를 측정하였으며 지표면에 도달하기 전 최소 가속도는 약 0.005 g였다. 추후 낙하 높이 및 낙하 시간이 증가한다면 개선될 수 여지가 있다.

Key Words: Low Gravity(저중력), Drop Tower(낙하타워), Air Drag Shield(공기저항 차단캡슐), Launcher(발사체), Liquid Propellant(액체 추진제)

Received 23 April 2021 / Revised 8 June 2021 / Accepted 13 June 2021

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

1. 서 론

한국형발사체는 우주개발 중장기 계획에 따라 1.5 ton 급의 위성을 지구 저궤도(LEO)에 투입할 수 있는 성능을 목표로 연구 개발되고 있다. 발사체 임무를 다양하게 확장할 경우, 다중위성 투입, 달탐사 또는 심우주 탐사를 고려할 수 있다. 이 때, 후속형 한국형발사체 상단은 임무 중간에 저중력 구간에 노출된다[1,2].

다양한 임무의 완수를 위하여 발사체 상단은 저중력 구간에서 엔진의 재점화를 수행해야 할 것이다. 엔진의 성공적인 재점화가 가능하려면 액체 추진제가 엔진에 안정적으로 공급되어야 한다. 한국형발사체의 경우, 액체산소와 케로신이 엔진 또는 터보펌프 입구에 과냉각 단상(subcooled single-phase) 상태로 공급되어야 한다[3].

저중력 상태에서 추진제 거동은 발사체 운용에 중요한 요소이다. Fig. 1은 중력과 저중력 상황에서 액체와 기체의 혼합 상태를 나타낸다. 중력상태에서는 기체와 액체가 밀도 차이에 의하여 자연스럽게 분리가 되지만, 저중력 상태에서는 기체와 액체가 혼합되게 된다. 기체와 액체가 같이 엔진으로 유입되면 엔진에 이상 작동을 유발하기 때문에, 이를 억제해야 한다. 따라서 단상 추진제의 공급을 위한 장치 개발 또는 발사체 운용을 위해 무중력 상태에서의 액체와 기체 이동현상 및 성질의 파악이 매우 중요하다.

저중력 상태에서의 액체와 기체 이동 현상을 파악하기 위한 선행 조건으로 저중력 환경이 필

요하다. 지상에서는 중력이 항상 작용하기 때문에, 인위적으로 저중력 환경을 조성할 수 있는 장치를 구축할 필요가 있다. 저중력 환경을 만드는 방법은 크게 두 가지 방법이 있다. 첫 번째 방법은 높은 위치에서 낙하시키는 방법이다. 두 번째 방법은 원운동을 통해 중력과 원심력이 같아지는 곳까지 이동하여, 중력을 상쇄시키는 방법이 있다. Table 1에서 무중력 환경 조성을 위한 방법을 확인할 수 있으며, 무중력 환경 조성 시간 및 무중력의 정도를 파악할 수 있다.

높은 위치에서 낙하시키는 방법은 낙하 물체의 총 외력이 없어지는 원리를 이용하여 미소중력을 구현하는 것이다. 이를 위하여 높은 곳에서 시험체를 낙하시키거나, 비행체를 이용하여 포물선 운동을 행하는 방법을 택한다. 두 번째 방법은 우주 정거장이나, 인공위성 궤도까지 시험체를 이동하여 시험을 수행하는 것이다. 이 방법을 선택하면 시험체를 대기권 바깥까지 이동시켜야 하는 물리적 또는 경제적 어려움이 있다. 따라서 대부분의 저중력 환경시험은 물리적/경제적 한계 때문에 높은 위치에서 낙하시키는 방법을 택한다.

높은 위치에서 낙하시키는 방법 중 비행체를 이용한 것보다 높은 건물에서 낙하시키는 방법이 비용 및 반복 시험이 용이하다는 장점이 있다.

본 연구에서는 무중력 환경을 조성하기 위하여 높은 위치에서 낙하하는 방법 중 공기 저항 차단캡슐을 이용한 낙하 방법에 대하여 고찰하고 시험적으로 저중력 환경 조성 결과를 제시하였다.

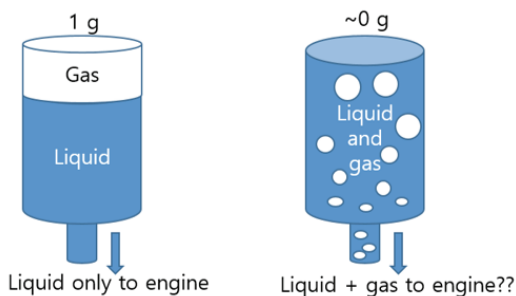


Fig. 1 Gas and liquid movement behavior in 1 g and low gravity situation.

Table 1. Low gravity environment test method and characteristics[4].

Methods	Acceleration level	Low gravity duration
Drop towers	$10^{-4} \sim 10^{-6} g$	~ 5 or 10 s
Airplanes	$10^{-2} \sim 10^{-3} g$	~ 20 s
Sounding rockets	$10^{-4} \sim 10^{-6} g$	~ 5 min
Space stations	$10^{-2} \sim 10^{-6} g$	> 1 month

2. 저중력 환경 모사용 시험장치 개발 현황

저중력 환경 모사를 위한 가장 간단한 방법은 높은 곳에서 자유낙하를 실행하는 것이다. 다만, 지표면 근처에서 시험체를 자유낙하 시켰을 때 공기에 의한 마찰 저항이 발생하여 시험체의 낙하 속도를 감소시키고 저중력 환경을 조성하기 어렵게 된다.

공기 저항을 없애 저중력 환경 모사를 위해서는 마찰저항이 없는 상태에서 자유낙하 환경을 조성해야 하는데, 이를 위한 가장 이상적인 방법은 진공상태를 만들어 낙하를 하는 것이다. 진공 상태에서는 공기가 없기 때문에 마찰저항이 없어, 자유낙하 상태를 완벽히 조성할 수 있다. 하지만 자유낙하 높이만큼 진공챔버를 제작해야 하기 때문에 시험비용이 증가하게 된다. Fig. 2 (a)에서 진공챔버 내부에서의 낙하 방법을 확인할 수 있다.

이 단점을 해결하기 위하여, 공기저항 차단캡슐 안에서 시험체를 낙하시키는 방법이 제안되었다(Fig. 2(b)). 이 방법은 공기저항 차단캡슐 안에 시험체를 넣고 낙하하는 방법이며, 공기저항 차단캡슐은 일반적으로 시험체의 높이보다 긴 원통형 물체로 이루어져 있다. 공기저항 차단캡슐은 공기저항 때문에 낙하속도가 감소하며, 차단캡슐 안의 시험체는 공기저항이 없이 낙하하게 되어 저중력 상황을 모사할 수 있는 것이다.

미국에서는 앞서 설명한 두 가지 낙하방법에

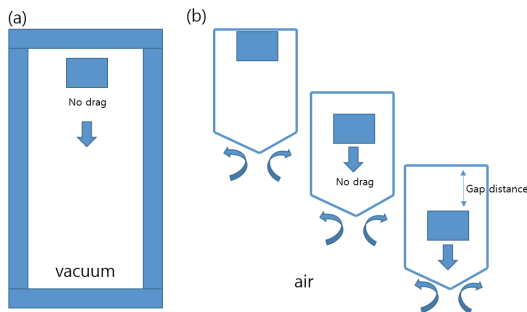


Fig. 2 Low gravity environment simulation by (a) drop in vacuum condition and (b) drop in air with drag shield.

기초하여, 1960년대부터 아폴로 프로젝트와 관련된 저중력 환경 시험을 진행하였다. Fig. 3에서 해외의 저중력 환경 모사를 위한 낙하 시험장치의 현황을 확인할 수 있다.

미국은 Lewis Research Center(현 Glenn Research Center)에서 30 m 급 낙하 시험장치 및 150 m 급 낙하 시험 장치를 개발하였다. 낙하 시간은 각 2.2초 및 5초이다. 30 m 급 낙하 시험 시설은 공기저항 차단캡슐 형식으로, 일반 대기에서 낙하하는 시험시설이며, 150 m 급 낙하 장치는 진공 환경에서 단일캡슐을 낙하하는 방식이다[5].

유럽은 독일 DLR에서 Bremen에 122 m 진공 낙하 시험 장치를 구축하였다. 특히 아래에서 위로 쏠 수 있는 catapult 시스템을 만들어서 기존 방식인 위에서 아래로 떨어뜨리는 방법에 비해 2배 시간으로 무중력 환경을 조성할 수 있다. 즉 기존 낙하시간이 4.7초 였다면, catapult 시스템을 이용하면 9.3 초의 무중력 환경을 조성할 수 있다[6].

중국은 1990년대에 116 m 높이의 낙하 시험 장치를 개발하였다. 중국은 공기 저항 차단캡슐을 이용하여 낙하 시험을 진행하였다[7].

일본은 1995년에 150 m 의 진공튜브 낙하 시험장치를 건설하여 운영하였지만 우주정거장 KIBO 실험실 운영이 지속되고 있어, 지상시험의 필요성이 없어짐에 따라 2010년 6월에 운영이

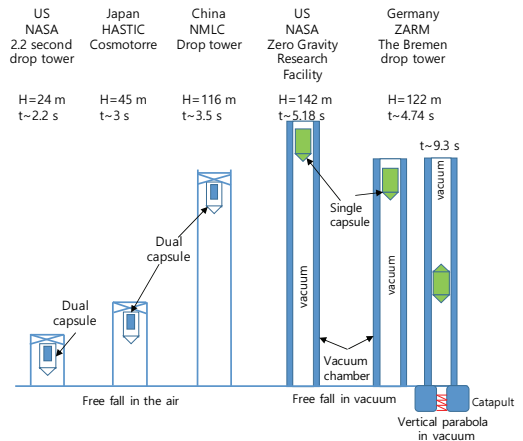


Fig. 3 Worldwide drop tower facility operation status.

중단되었다. 현재에는 50 m 급 저중력 환경 모사 낙하 타워를 홉카이도 우주기술 육성센터에서 운영을 하고 있다. 이 낙하시설은 또한 공기 저항 차단캡슐을 이용하고 있다[8].

러시아는 Makeyve 연구소에서 높이 70 m, 직경 10 m 급의 진공챔버에서 낙하시험을 진행하는 것으로 파악된다. 이외에 미국, 호주 대학교에서 낙하 시험 장치를 개발한 사례가 있다 [9-11].

진공 환경을 조성한 후 낙하 시험을 진행하는 설비는 낙하 시험 비용이 증가하며, 시험 횟수와 시험 시간이 제약된다. 때문에 많은 시험을 진행하려면 공기저항 차단 캡슐을 이용한 방법으로 시험을 진행을 한다.

국내에서의 낙하 시험 장치 제작 사례는 극히 드물다. 저중력 상태에서의 열/유체공학적 문제가 제기되었으나[12], 저중력 환경모사를 위한 시험설비 제작 사례는 저중력 환경에서 사용 가능한 관성 저울의 성능 평가를 위하여 15 m 낙하 시설에서 1.5초 낙하 시간을 가지는 시험시설이 2014년에 보고되었다[13]. 2021년 현재는 사용 불가하며, 낙하 방법이나 상세한 시험 시설에 대한 내용은 확인할 수 없다. 추가적으로 2012년에 자유낙하 실험이 한국현장과학교육학회에 보고되었지만, 1.8 m 높이에서 붐을 따라 낙하하는 간이 시험장치였다[14].

본 연구에서는 저중력 환경에서의 액체 거동 확인을 위하여 저중력 환경을 모사할 수 있는 낙하 시험 장치를 구성하였다. 저중력 환경 모사를 위하여, 공기저항 차단캡슐 낙하 방법을 이용하였다. 본 연구의 내용이 이론적으로 간단하며 해외 선진국에서 선행된 내용이고 중복될 수 있지만, 저중력환경 모사를 위한 낙하 시험방법에 있어서 나타날 수 있는 문제를 보고한다. 공기저항 차단캡슐을 이용한 시험체 낙하 설계 방법은 다음 단원에 기술하였다.

3. 공기 저항 차단캡슐 낙하 방법

저중력 환경을 모사하기 위한 방법으로 공기

저항 차단캡슐 낙하 방법을 선택하였다. 캡슐의 크기를 선정하기 위해, 먼저 어느 정도의 저중력 환경 모사 시간을 확보할 수 있는지, 캡슐이 낙하하는 거리는 캡슐의 크기와 어떤 관계가 있는지 간단한 계산으로 확인할 수 있다[15].

일정한 높이에서 지표면까지 낙하하는 물체의 속도와 가속도 및 낙하 시간은 등가속도 운동의 계산식을 통하여 확인할 수 있다.

$$v_{t+\Delta t} = v_t + a\Delta t \quad (1)$$

Eq. (1)은 등가속도 운동 물체의 시간에 따른 속도를 계산하는 관계를 나타낸다. Eq. (1)을 시간에 대하여 적분을 하면 Eq. (2)와 같은 시간에 따른 물체의 위치를 계산할 수 있다.

기존 높이 H_0 에서 시간에 따른 속도 v_t 와 가속도 a 와 시간 Δt 으로 계산할 수 있다.

$$H_t = H_0 - (v_t\Delta t + \frac{1}{2}a\Delta t^2) \quad (2)$$

Eq. (3)은 물체의 진행방향에 따른 저항힘(Drag force)를 나타낸다. 저항 계수(C_d , drag coefficient)와 저항 유체의 밀도(ρ), 물체의 속도 $v(t)$ 와 저항단면적 (A)를 통해 계산할 수 있다.

$$F_d = \frac{1}{2}\rho_{air}v_t^2C_dA \quad (3)$$

Eq. (4)는 저항에 따른 감속하는 가속도를 계산하는 식이다.

$$a_F = \frac{F_d}{m} \quad (4)$$

낙하 방향으로의 가속도는 Eq. (5)로부터 확인할 수 있다. 기존 중력가속도(g)에서 Eq. (4)에서의 감속 가속도를 뺀다.

$$a = g - a_F \quad (5)$$

계산순서는 다음과 같다. 먼저 초기 높이, 속

도, 가속도를 설정하고 Eq. (1)과 (2)를 계산한다. Eq. (1)로부터 얻은 속도를 이용하여 저항힘(F_d)을 계산하여, 저항이 반영된 낙하 가속도를 계산하게 된다. 계산된 낙하 가속도는 다음 차수 계산에 반영된다. Fig. 4에서 계산 과정을 도식화하였다.

공기 저항 차단캡슐을 이용한 낙하 시험의 경우, 두 가지의 물체가 낙하한다. 첫 번째, 공기 저항을 받는 공기 저항 차단캡슐과, 두 번째, 공기 저항 차단캡슐 안에 있는 시험체이다. 공기 저항 차단캡슐은 형상에 따라 저항 계수가 달라진다. 삼각형 모양의 경우를 가정하고 저항 계수 ($C_d=0.5$)를 식에 대입할 수 있다. 공기 저항 차단캡슐 안에서의 시험체는 공기저항이 없다고 가정할 수 있으며 이때 저항 계수는 $C_d=0$ 이 된다.

두 종류의 낙하 물체는 실제 현상에서는 같이 낙하하지만 계산 과정에서는 저항 계수가 0.5일 경우, 또는 0일 경우에 따라 독립적으로 두 번 계산한다.

공기저항이 있을 때($C_d=0.5$)와 없을 때($C_d=0$), 7 m 높이에서 낙하하는 공기 저항 차단캡슐과 시험체의 속도를 Fig. 5에서 확인할 수 있다. 낙하 시간은 약 1.2초이다. 공기저항 차단캡슐(Capsule, 흑색 사각형선)과 시험체(Target, 적선)의 속도는 낙하 시간에 따라 증가하는 경향을

보이며, 지표면에 도달할 때는 12 m/s의 속도를 나타낸다. 유사한 값을 타내내지만 Fig. 5에서와 같이 속도 차이를 계산해 볼 수 있다. 차단캡슐의 속도와 시험체의 속도차이는 음수를 나타내며, 이는 곧 시험체가 차단캡슐보다 더 빨리 떨어지는 것을 의미한다.

지표면에 도달하는 순간 시험체의 상부와 차단캡슐 상부의 거리 계산을 통해 공기 저항 차단캡슐의 높이를 결정할 수 있다(Fig. 2(b)에서 gap distance). Fig. 6에 낙하 시간부터 지표면에 도달하는 시간까지의 시험체와 차단캡슐 거리차이를 나타내었으며, 낙하 시점에서 시간이 경과할수록 시험체가 더 빨리 낙하하기 때문에 시험

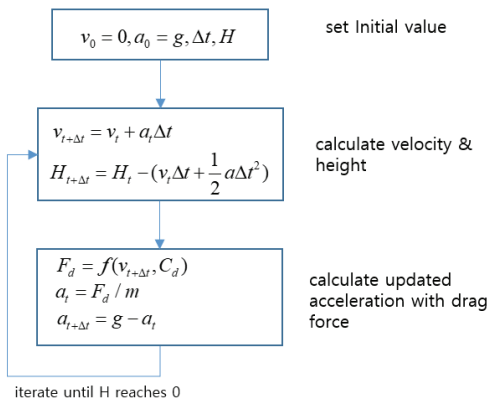


Fig. 4 Velocity, location and acceleration calculation of the freely dropped object.

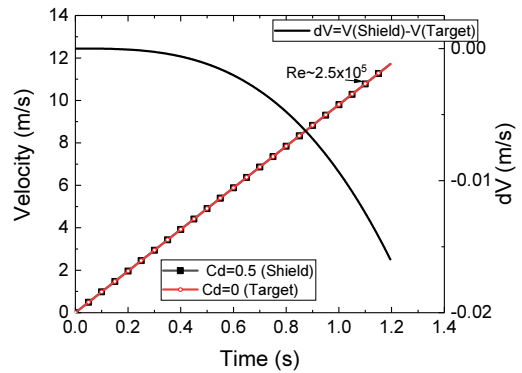


Fig. 5 Velocity calculation results of the object with different drag coefficient when dropped at the height of 7 m.

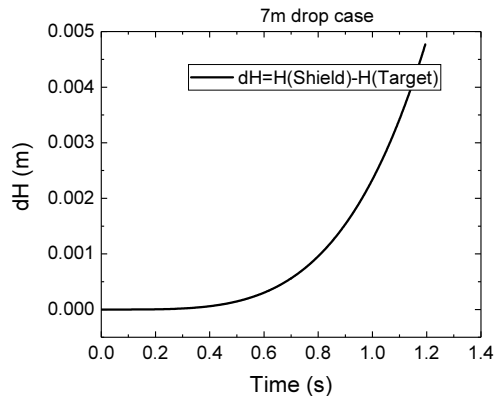


Fig. 6 Drop distance difference between the drag shield and the target.

체와 차단캡슐과의 거리 차이는 증가한다. 1.2 초가 경과한 지표면 도달 순간에 약 5 mm의 거리 차이가 나는 것을 확인할 수 있다.

위에서 언급한 방법으로 낙하하는 시험체와 차단캡슐의 가속도를 계산하여 Fig. 7에 나타내었다. 공기 저항 차단캡슐의 가속도는 공기 저항이 외력으로 작용함에 따라 시간에 따라 증가하게 된다. 반면, 공기 저항 차단캡슐안의 시험체는 공기저항이 없기 때문에 낙하하는 동안 가속도가 0 m/s²로 유지되는 것을 예상할 수 있다.

4. 7 m 낙하 시험

저중력 환경 모사를 위하여 공기 저항 차단캡슐을 이용한 낙하 시험을 진행하였다. 7 m 높이

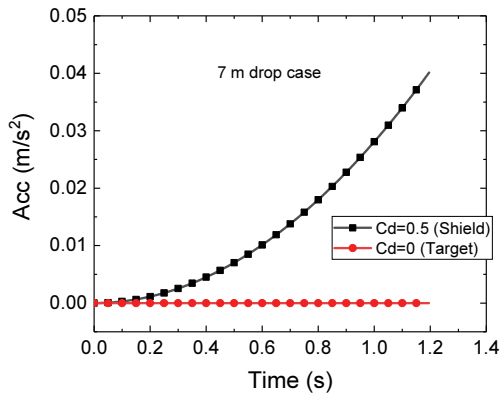


Fig. 7 Acceleration calculation results of the object with different drag coefficient when dropped at the height of 7 m.

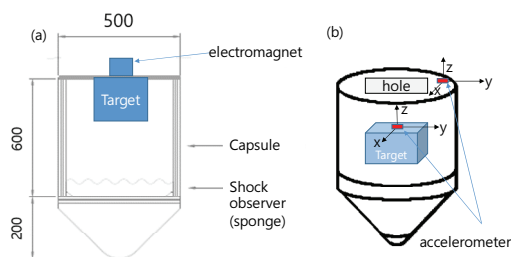


Fig. 8 Schematic of the drag shield and the target for the drop experiment.

에서 낙하 시험을 위하여 Fig. 8과 같이 시험물을 준비하였다.

저중력 환경 모사 시험체는 가로 40 cm, 세로 20 cm, 높이 20 cm 정도의 직육면체 형상이다. 공기 저항 차단캡슐은 직경 약 50 cm, 높이 약 80 cm의 원뿔 형태의 실린더 형상이며 캡슐안에 시험체가 위치하게 된다.

낙하 방법에 따라 세 가지 방법으로 실험을 진행하였다. 먼저, Fig. 9(a)와 같이 체인에 도르레를 설치하여 시험체를 밧줄과 연결한 후 낙하 시험을 진행하였다. Fig. 9(b)와 같이 고정된 틀에 하나의 전자석을 설치, 시험체만 낙하시키는 시험을 진행했다. 하나 이상의 전자석을 설치할 경우에는 낙하 장치가 기울어져 낙하하는 문제가 발견되었다. 때문에 하나의 전자석을 낙하 장치의 중앙에 설치한다. 마지막으로 Fig. 9(c)와 같이 시험체 위에 차단캡슐을 얹고, 전자석과 시험체를 연결 한 후 실험을 진행하였다. 전자석에는 스위치를 설치하여 전류의 인가하거나 차단할 수 있으며 전류를 차단하면 시험 장치는 낙하하게 된다. 전자석은 최대 흡착력이 200 kgf 인 상용 전자석이다.

배터리가 포함된 가속도 센서를 시험체 및 공기 저항 차단캡슐에 부착하여 낙하시험을 진행하였다. X축, Y축, Z축에 대한 가속도를 측정할 수 있으며 Z축을 중력방향으로 설정하였고 가속도의 측정범위는 ±2 G 이다. 가속도센서의 잔류 잡음 밀도(residual noise density)는 30 μg/√Hz 이며 잔류 잡음은 475 μg 이다. 낙하 종료 시 강

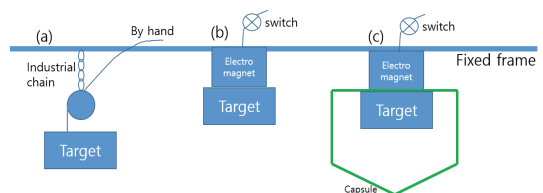


Fig. 9 Release method of the drop payload, (a) release with the pulley and hands, (b) electromagnet with switch, and (c) electromagnet with switch and the drag shield.

한 충격을 대비할 수 있으며, 정밀하게 측정할 수 있는 센서를 선정하였다.

Fig. 8(b)에서 가속도 센서의 설치 위치와 축 방향을 확인할 수 있다. 가속도 센서는 배터리 전원, 기록장치가 통합된 상용 센서를 사용하였다. 낙하 시험 후 가속도 센서를 탈거하여 PC와 연결하여 저장된 기록을 획득하였다. 가속도 기록은 3축으로 확인할 수 있으며 초당 1,024회 저장된다.

또한 낙하물이 지면에 닿을 때 시험체가 파손되는 것을 막기 위해 충격 흡수 구조물을 설치하였다.

Fig. 10에 낙하 시험 장치의 전체적인 환경을 확인할 수 있다. 7 m 높이의 시험 타워에서 시험체와 공기 저항 차단캡슐은 중력방향으로 낙하하게 된다.

본 연구의 목표는 낙하 방법 정립을 확인하기 위함이므로, 낙하 시험체는 2 kg의 육면체 구조물이 설치되었다.

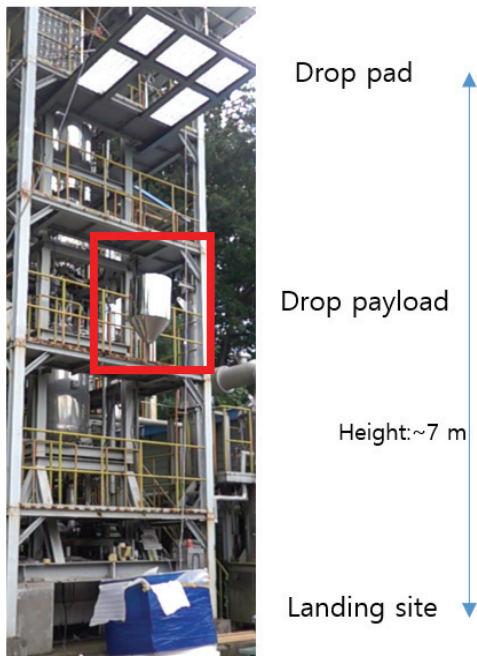


Fig. 10 Experimental setup of the drop test.

5. 시험 결과 및 분석

Fig. 11에 도르레를 이용하여 공기 저항 차단 캡슐 없이 시험체만 낙하한 경우의 시험체 가속도 측정 결과를 나타내었다. 0초에 낙하가 시작되어 약 1.4초 때 자유낙하가 종료되었다. X축과 Y축은 낙하하는 동안 0 g의 값을 나타내었지만 중력방향인 Z축은 0 g에서 0.1 g로 서서히 증가하는 추세를 확인할 수 있었다. 이 낙하시험에서는 도르레의 진동이 시험체에 전달이 되고, 그 진동이 낙하동안 계속 감소되는 것을 관찰할 수

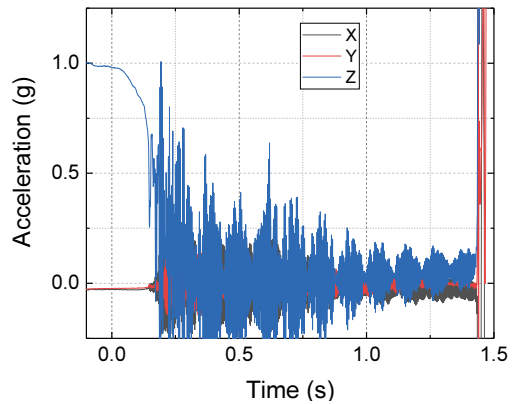


Fig. 11 Acceleration measurement of dropped payload with pulley and hand. The measurement shows noisy vibration during the free fall.

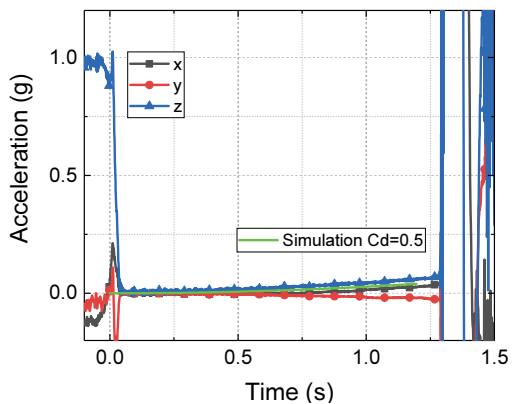


Fig. 12 Acceleration measurement of drop payload with the electromagnet, but without air drag shield. The acceleration shows 0 g at the beginning of free fall, but increase steadily.

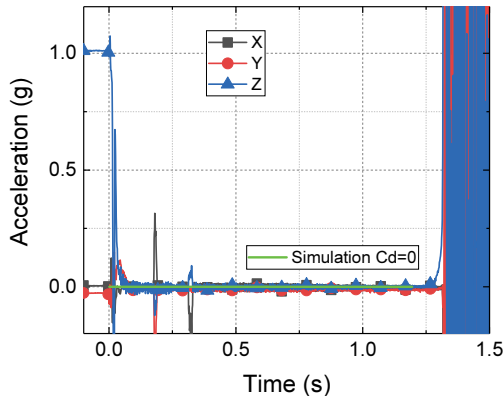


Fig. 13 Acceleration measurement of drop payload with the electromagnet, with air drag shield. The acceleration shows steady 0 g during the all time of free fall.

있었다. 때문에, 도르레를 이용한 낙하 방법은 저중력 환경 모사에 적합하지 않은 것을 알 수 있다.

Fig. 12는 낙하 해제 장치의 일환으로 전자석을 이용하여 시험체만 낙하한 실험에서의 가속도 측정 결과이다. Fig. 11과 달리 급격한 진동이 없이 z축의 0 g 가속도 측정 결과를 확인할 수 있다. 다만, 공기저항 차단캡슐이 없기 때문에, 가속도가 0.1 g 수준으로 서서히 증가하는 경향을 확인할 수 있다. Fig. 7의 차단캡슐의 가속도 예측결과처럼 가속도가 서서히 증가하는 경향과도 일치한다. Fig. 12에서 시험 결과와 예측 결과(녹색선)를 비교할 수 있다.

Fig. 13은 전자석을 낙하 해제 장치로 이용하고, 공기저항 차단캡슐과 동시에 낙하한 시험체의 가속도 측정 결과를 보여준다. 0초에 낙하가 시작되고 약 1.3초에 낙하가 종료되었다. 도르레를 이용한 낙하시험(Fig. 11)에서 나타난 시험체의 급격한 진동이 없고, 전자석을 이용해 시험체만을 낙하시킨(Fig. 12) 시험과 같은 연직 가속도 증가 현상이 없이 일정하게 z축에서 0 g가 측정되는 결과를 확인할 수 있다. 또한 x축과 y축의 가속도 또한 0 g임을 확인할 수 있었다. 공기저항이 없을 때 낙하하는 가속도 계산 결과(녹색선)과 비교한 결과 또한 Fig. 13에서 확인할 수 있으며, 시험 결과가 계산 결과와 일치하는 경향

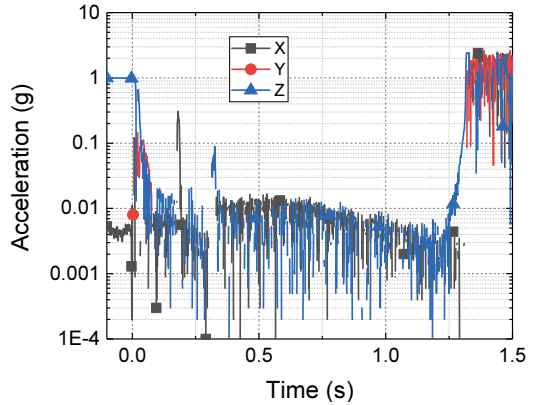


Fig. 14 Log scale acceleration measurement of drop payload with the electromagnet, with air drag shield. The measured value shows lower value than 0.01 g.

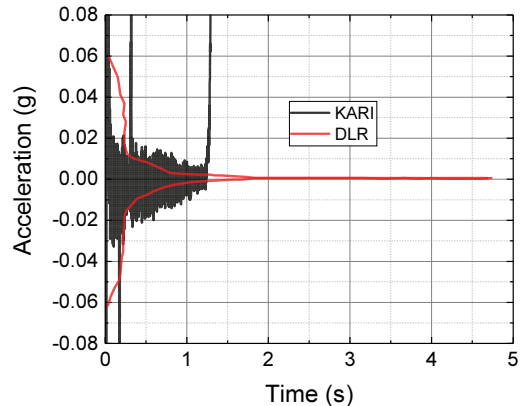


Fig. 15 Acceleration measurement comparison with KARI and DLR, Bremen.

을 확인할 수 있다.

Fig. 7에서 시험체의 가속도를 예측한 결과와 같이, 시험체는 공기 저항 차단캡슐에 의하여 저항 계수가 0이 되어, 낙하하는 도중 가속도가 증가하지 않고 0 g인 것을 실험을 통해 확인할 수 있었다. 또한 반복 시험을 통해 시험체가 낙하하는 동안 0 g의 가속도를 안정적으로 만들 수 있음을 확인하였다.

Fig. 14에서는 가속도의 측정결과를 log scale로 자세히 확인할 수 있다. 0초에 낙하하여 0.5 초 이후에는 0.01 g 미만의 가속도를 유지하는 것을 확인할 수 있었다. 또한 측정되는 가속도가

점차 낮아지는 것을 확인할 수 있었다.

Fig. 15에서 DLR 낙하타워에서의 가속도 측정 결과와 한국항공우주연구원에서 측정된 가속도를 비교하였다. DLR 낙하타워는 150 m 급으로 약 4.7초의 낙하시간을 가진다. 낙하 초기에는 해제 장치(release device)에서 이탈되는 순간 시험체에 진동이 발생하며, 진동은 낙하하며 없어지는 경향을 확인할 수 있다(Fig. 15에서 적색선).

본 연구에서 진행된 시험에서도 낙하 초기에 전자석과 이탈되면서 시험체에 진동이 측정되었으며 DLR의 진동 감소 경향과 유사한 것을 확인할 수 있었다. 낙하 후 1.2초 경과시점에서 진동폭을 비교해보면, DLR은 ± 0.002 g, 항공우주연구원 결과는 ± 0.005 g로, 0.003 g의 차이를 확인할 수 있다.

만약 낙하 높이가 7 m 이상, 또는 낙하 시간이 2초 이상이면, 시험체의 가속도 측정 결과가 DLR의 결과와 유사하게 감소했을 것으로 추정할 수 있다.

전자석 해제 장치 및 공기 저항 차단캡슐을 이용하여 가속도가 0.01 g 이하의 저중력 환경을 구현할 수 있음을 확인하였다.

6. 결 론

발사체 추진체의 저중력 구간 거동을 살펴보기 위한 연구에 앞서, 지상에서 저중력 환경을 조성해야 한다. 저중력 환경은 지표면 일정 높이에서 시험체의 낙하를 통해 모사할 수 있으며, 일반적인 낙하 방법은 공기저항을 동반하기 때문에 이를 제거해야 한다. 공기저항을 상쇄시키는 방법은 진공 환경에서 낙하를 하거나, 공기 저항 차단캡슐 안에 시험체를 설치하여 낙하하는 방법이 있다.

본 연구에서 저중력 환경을 모사하기 위하여, 공기 저항 차단캡슐 안에서 시험체를 낙하하는 방법을 택하였으며, 7 m 높이에서 낙하 시험을 진행하였다. 저중력 환경 조성 결과를 무선 가속도 센서를 이용하여 확인하였다. 낙하 해제 장치로는 전자석과 스위치를 이용하였다. 7 m 낙하

시험 결과, 1.2초 동안의 낙하 시간 동안 0.01 g 이하의 저중력 환경 조성 결과를 확인할 수 있었다.

본 연구를 통해 저중력 환경에서의 유체 거동 관찰을 위한 저중력 환경 모사용 낙하 시험 장치와 방법을 제시하였다.

후 기

본 연구는 한국형발사체개발사업의 지원을 받아 진행되었습니다.

References

1. Cho, S.B., Lee, K.J. and Sun, B.C., "Development Directions of Succeeding Launch Vehicles of KSLV-II and Outlooks for Technology Advancement," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 44, No. 8, pp. 668-674, 2016.
2. Choi, S.J., Lee, S.I. and Lee, H.H., "A Study on Multi Missions such as Interplanetary Exploration and GEO Insertion Using Future KSLV," *Proceeding of 2018 Winter Korean Society of Propulsion Engineers*, Busan, Korea, pp. 269-273, Dec. 2018.
3. Hartwig, J.W., *Liquid Acquisition Devices for Advanced In-space Cryogenic Propulsion System*, 1st ed., Academic Press, Cambridge, MA, U.S.A., 2015.
4. Meseguer, J., Sanz-Andres, A., Pérez-Grade, I., Pindado, S., Franchini S. and Alonso, G., "Surface Tension and Microgravity," *Eur. J. Phys.*, Vol. 35, No. 5, 055010, 2014.
5. Lekan, J., "Microgravity Research in NASA Ground-based Facilities," *AIAA Paper*, pp. 89-0236, 1989.
6. ZARM FABmbH, "ZARM Drop tower

- Bremen User manual”, Ver:April-26-2012, 2012.
7. Zhang, X., Yuan, L., Wu, W., Tian, L. and Yao, K., “Some Key Technics of Drop Tower Experiment Device of National Microgravity Laboratory (China)(NMLC),” *Science in China Ser. E Engineering & Materials Science*, Vol. 48, No. 3, pp. 305-316, 2005.
 8. Fujita, O., Ito, H., Nakamura, Y., Uematsu, T. and Ito, K., “Microgravity Combustion Researches by Utilizing the 50 m Drop Tower,” *56th International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation, the International Academy of Astronautics, and the International Institute of Space Law*. Fukuoka, Japan, IAC-05-A2.7.02, Oct. 2005.
 9. Steinberg, T., “Reduced Gravity Testing and Research Capabilities at Queensland University of Technology’s New 2.0 Second Drop Tower,” *Advanced Materials Research*, Vol. 32, pp. 21-24, 2008.
 10. Dittrich, W.A., “Drop Tower Physics,” *The Physics Teacher*, Vol. 52, No. 7, pp. 415-417, 2014.
 11. “Vacuum-dynamic and acoustic test complex, Academician V.P.Makeyev state Rocket Centre” retrieved 1. Sep. 2020 from <http://makeyev.ru/activities/test-center/kompleks3/>
 12. Hyun, J., “Thermo-fluid Engineering Problems in Low Gravity,” *Journal of the KSME*, Vol. 27, No. 3, pp. 221-225, 1987.
 13. Jang, H.J., Lee, J.H., Choi, J.H. and Park, S.H., “Performance Evaluation of Inertial Balance for Measuring Mass in Microgravity,” *Trans. Korean Soc. Mech. Eng. A*, Vol. 38, No. 12, pp. 1395-1401, 2014.
 14. Lee, I., Noh, J. and Kim, J.B., “Free Falling Experiments in Drop Tower,” *School Science Journal*, Vol. 6, No. 2, pp. 109-115. 2012.
 15. “Trajectory of a Dropped Payload, MATLAB Central File Exchange,” Retrieved 1 Sep. 2020. from <https://www.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/61107-trajectory-of-a-dropped-payload>