J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 47(7), 525-534(2019)
DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2019.47.7.525
ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

발사체 공학교육을 위한 물로켓, Part I: 원리와 시스템 구성

김재열[1], 황원섭[2], 최정열[3]

Water Rockets for Engineering Education of Launch Vehicles, Part I: Principles and System Composition

Jae-Yeul Kim[1], Won-Sub Hwang[2] and Jeong-Yeol Choi[3]
Department of Aerospace Engineering, Pusan National University

ABSTRACT

Water rocket is a pressurized liquid propellant rocket that shares the same basic principles of space launch vehicles. Water rockets can be used as an engineering educational material for the liquid rocket principles and the launch vehicle systems, far beyond the scope of K-12 level science education. In this paper, the principles and theories of water rocket propulsion and flight dynamics was investigated at the level of undergraduate rocket engineering classes. Also, the system level design and operation of water rocket is summarized by including the components of launch vehicle, launch pad, payload and recovery as well as altitude measurement methods.

초 록

물로켓은 우주발사체와 동일한 기본원리를 가지는 가압식 액체추진제 로켓이다. 물로켓은 청소년용 과학교육 교보재 수준을 훨씬 넘어, 대학 수준의 액체 로켓 및 발사체 체계 공학 교육의 도구로 활용될 수 있다. 본 논문에서는 물로켓의 추진 및 비행 원리와 이론을 대학 학부의 로켓 공학 교육 수준에서 고찰하였다. 아울러 발사체와 발사대, 탑재체, 회수 및 고도 장치와 방법 등 체계 수준의 물로켓 설계와 운영에 대한 사항들을 정리하였다.

Key Words : Water Rocket(물로켓), Liquid Rocket(액체 로켓), Space Launch Vehicles(우주발사체), System Engineering(체계 공학), Engineering Education(공학 교육)

Ⅰ. 서 론

공학교육에서 가장 좋은 교육 방법은 직접 설계하고 실험하여 보는 것이라 할 수 있다. 항공주 분야의 연구·개발은 여러 분야의 체계종합적인 성격이 강하므로, 이론 연구에 그칠 경우 타 분야와의 연관성에 대한 고려가 소홀할 가능성이 있어 실험·실습 교육의 중요성을 강조하지 않을 수 없다. 그러나 로켓 및 발사체의 경우는 작동 조건에 따른 스케일, 비용 및 안전 등의 문제로 인한 실험·실습 교육 방안이 여의치 않아 현실성 부족한 이론 교육에 그칠 가능성이 크다. 다행히 고체로켓 분야의 경우 상용화된 소형

† Received : February 27, 2019 Revised : June 16, 2019 Accepted : June 26, 2019
[1] Master course student, [2] Ph.D. course student, [3] Professor
[3] Corresponding author, E-mail : aerochoi@pusan.ac.kr, ORCID 0000-0003-1054-0441
ⓒ 2019 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

제품을 이용하거나, 비교적 간단히 고체로켓을 제작할 수 있는 방법이 있다. 그러나 우주발사체의 주를 이루는 액체로켓은 실험·실습교육은 간단치 않은 상황이다. 이러한 상황에서 통상의 액체로켓과 동일한 원리로 작동하는 물로켓은 대학 학부 수준의 공학교육 소재로 고려하기에 충분하다. 물로켓의 교육적 가치는 역학 원리를 보여주는 초중등 과학교육의 수준보다 훨씬 높아서, 액체 로켓의 원리는 물론 발사체 체계의 공학교육에서 이론과 실습을 병행하는 교구로 활용될 수 있어 인식의 제고가 필요하다.

물로켓은 액체추진제 분사에 대한 반작용으로 추진되는 로켓으로써, 추진제 연소가 없다는 점을 제외하고는 통상의 액체로켓과 동일 원리로 작동한다. 특히 액체추진제 로켓 가운데 압력을 제어하지 않는 non-regulated 방식의 단일추진제 추력기(mono-propellant thruster)와 화학반응을 제외한 작동 원리가 거의 동일하다.

물로켓의 작동유체는 비압축성의 액체추진제인 물과 압축성의 가압기체인 공기로 구성된다. 액체추진제 이후에 배출되는 가압기체의 배출도 추진력 발생에 일부 기여하지만 액체추진제가 대부분의 추진력 발생을 담당한다. 추진제로서는 물이 가장 경제적이고 고밀도의 효과적인 액체추진제이므로 통상 '물로켓'이라 불린다.

물로켓 시스템은 발사체, 발사대, 탑재물 등의 서브시스템(subsystem)으로 구성된다. 각 서브시스템의 설계에 동역학, 재료역학, 열역학, 유체역학 등 기초역학의 이해가 요구되고 서브시스템들을 통합하는 시스템으로서 체계 공학(system engineering) 관점에서의 접근도 요구된다. 물로켓 시스템은 비교적 저렴한 비용과 소수의 인원으로도 시스템의 설계 및 제작, 운용이 가능하다. 항공우주공학 교육에서 상세설계 및 제작과 같은 실습 교육은 상당히 희소한데, 물로켓은 그와 같은 교육환경을 보완할 수 있는 소재이다. 물로켓 시스템은 여러 공학 이론의 활용 기회를 가질 수 있음에 더불어 설계와 제작, 운용의 기회까지 제공함으로써 우수한 교육적 가치를 가진다.

본 논문에서는 물로켓이 학부 수준 이상의 발사체 공학 교구로서의 가치를 설명할 것이다. 2장에서는 물로켓의 운동에 대한 학부 수준의 간단한 해석 모델을 활용하여 물로켓의 추진 및 비행 원리를 파악한다. 3장에서는 여러 서브시스템이 포함된 물로켓 시스템의 구성을 살핌으로써 물로켓 시스템 설계를 위하여 공학적 접근이 요구됨을 소개할 것이다.

II. 물로켓의 물리학

2.1 물로켓의 비행 이론

일반적인 물로켓 임무 개요(mission profile)는 Fig. 1

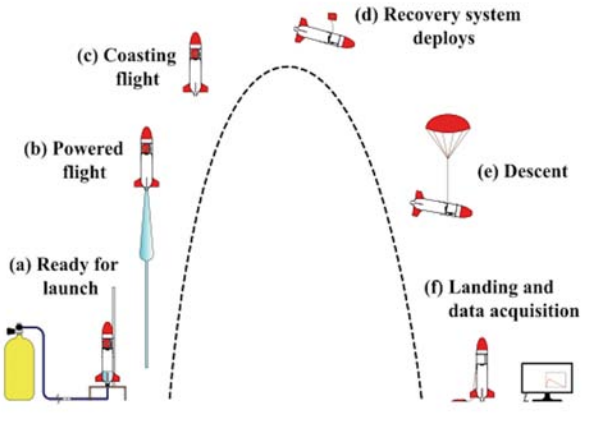

Fig. 1. Mission profile of water rocket

과 같다. 추진제 주입 및 발사 준비 단계(a)에서 물로켓이 발사되면 추진 단계(b)로 이어지며, 추진이 종료되면 관성 비행 단계(c)에 진입한다. 최고점 도달 후 낙하산 전개가 이루어지며(d) 낙하 단계(e), 물로켓 회수 및 데이터 획득 단계(f)를 거쳐 임무가 종료된다.

받음각이 0으로 수직 1차원 운동을 하는 물로켓의 운동 방정식은 추진제의 물로켓에 대한 상대 가속도 영향 등을 배제하고 간략히 표현하면 항력과 중력을 고려하여 식 (1)과 같이 간략하게 기술할 수 있다.

$$m_{\mathrm{r}}\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{v}}{\mathrm{d}t} = \boldsymbol{F}_{\mathrm{T}} - m\boldsymbol{g} - \frac{1}{2}C_{\mathrm{D}}\rho_{\mathrm{a}}\boldsymbol{v}|\boldsymbol{v}|A \tag{1}$$

m_{r} : rocket mass
$\boldsymbol{v}$: rocket velocity
$\boldsymbol{F_T}$: thrust
$\boldsymbol{g}$: gravitational acceleration
ρ_{a} : ambient air density
C_{D} : drag coefficient
A : external cross sectional area

우변 첫 항의 추력은 추진 단계에서 존재하며 중력보다 크지 않을 경우 이륙하지 못하고 중력에 대한 반력에 의해 정지 상태로 머문다. 추력 발생 원리에 대해서는 다음 장에서 더 상세히 기술한다. 우변 두 번째 항의 중력은 모든 구간에서 작용하며 특히 추진 단계에서는 추진제의 질량 변화를 반영하여 고려된다. 추진 종료 후, 물로켓은 연소종료 속도(burnout velocity)를 초기 속도로 관성 비행한다. 항력이 없는 경우의 해는 중등교육 수준으로도 예측할 수 있지만, 물로켓은 연소종료 속도가 작지 않으므로 항력을 무시할 수 없다. 물로켓이 수직 상승할 때, 물로켓을 질점(point mass)보면 항력계수가 일정한 경우 최고점까지의 관성 비행 속도는 다음 식으로 정리된 엄밀해를 가진다.

$$v_r = \sqrt{-\frac{g}{K}}\tan(-\sqrt{-gK}t_c + \tan^{-1}(\sqrt{-\frac{K}{g}})v_{c,i}) \quad (2)$$

$$K = \frac{C_D \rho_a A_r}{2m_r} \quad (3)$$

t_c : time(after burnout)
$v_{c,i}$: initial velocity of coasting flight(burnout velocity)

물로켓의 고도는 식 (2)의 적분을 통하여 계산할 수 있고 물로켓의 속도가 0인 순간에 최고 고도에 도달한다. 최고 고도 도달 후 특별한 감속 장치 없이 자유 낙하하는 경우와 낙하산이 전개되는 경우 모두 외력으로 항력과 중력만이 작용하는 것은 같지만, 낙하산이 전개되면 항력계수와 특성면적이 달라진다. 물로켓의 낙하 종단속도(terminal velocity)를 목표 하강 속도 이하로 만들기 위한 낙하산의 설계 등은 다음 절의 감속 장치 소개부에서 다룬다.

2.2 물로켓의 추진 이론

물로켓은 화학 로켓의 경우와 동일하게 Fig. 1에 점선으로 표시한 것과 같이 로켓의 외부 표면과 노즐 출구를 경계로 한 열린 계(open system) 모델로 설정하고 해석할 수 있다. 이 열린계는 추진제가 배출됨에 따라 질량이 변화할 뿐만 아니라 가속 운동을 한다. 계의 운동량 변화는 외력의 합과 같고, 수직 발사되어 받음각이 0일 경우 운동 방정식은 다음과 같이 새로 정리할 수 있다.

$$\frac{d(m_r \boldsymbol{v}_s)}{dt} = \int_{C.S.} (-P d\boldsymbol{A}) - m_r \boldsymbol{g} - \frac{1}{2} C_D \rho_a \boldsymbol{v}_r |\boldsymbol{v}_r| A_r \quad (4)$$

$\boldsymbol{v}_s$: velocity of the materials in the system (with respect to the ground)
C.S : control surface
P : pressure
$d\boldsymbol{A}$: surface normal(outward)

물로켓의 추력 발생과정에서 가압 기체가 팽창하여 압력이 감소하는 상황에서 추력을 발생한다. 따라서 배출 유량과 추력이 감소하는 비정상 상태이므로 일반적인 정상상태 가정의 로켓의 추력 방정식을 적용하기에 무리가 있다. 따라서 식 (4)는 보다 기본적인 형태로 운동 방정식을 표현한 것이다. 추진제 배출에 따른 열린계의 운동량 변화는 레이놀즈 수송정리(Reynold's Transport Theorem)에 따라 제어체적(control volume)과 제어면(control surface) 적분형태로 바꾸어 계산할 수 있다.

질량 변화율을 결정하는 배기속도를 구하기 위해서 물로켓의 내부 유동 해석이 요구된다. 분사되는 추진제에 따라 내부 유동의 해가 달라지므로 그에

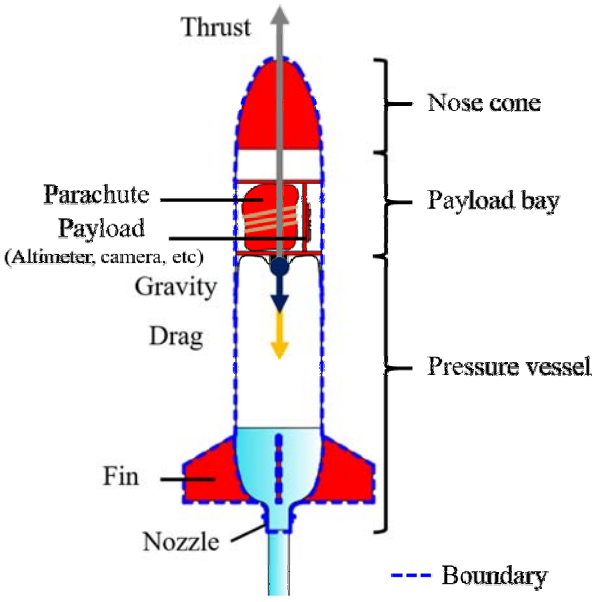

Fig. 2. Free body diagram of water rocket

따라 추진 단계를 구분한다. 물로켓의 추진 단계는 비압축성 추진제 분사에 의한 추진 단계와 비압축성-압축성 추진제 혼합 분사 추진 단계, 압축성 추진제 분사 추진 단계의 3단계로 구분할 수 있다. 앞의 두 단계는 물로켓이 가속 운동을 함에 따라 체적력(body force)이 변화하고 추진제 배출에 따라 내부 압력이 변화하는 조건의 2상 유동(two-phase flow)이다. 비압축성 추진제 분사 말기에서 혼합 분사 단계의 유동은 추가적인 연구가 필요한 주제이다. 평범한 물로켓에서도 압축성 추진제 분사 구간 시작 시의 압력은 배기속도를 순간적으로 초음속에 이르게 할 만큼 충분히 높다. 따라서 이 단계의 내부유동은 마하수를 고려하는 압축성 유동(compressible flow)으로 해석하여야 한다. 비정상 추력 발생과정에 대해서는 Kim 등[1]에 의하여 연구되었다.

그러나 비정상 추력 발생 과정의 해석은 수치적 적분을 필요로 하고 일반적인 추진 성능 지표를 살펴보는데 어려움이 있다. 본 논문은 시스템 전반에 대한 소개가 목적이므로 과감한 정상상태 가정을 통하여 추진 성능을 살펴볼 필요가 있다.

속도 증분의 대부분이 발생하는 비압축성 물분사 추진 과정에서 정상상태 가정을 적용하면 식 (5)의 준 1차원 베르누이 방정식(Bernoulli equation)을 적용할 수 있다[4].

$$\frac{p}{\rho} + \frac{v^2}{2} + gh = \text{constant} \quad (5)$$

이는 노즐을 통한 유량이 일정하게 배출된다는 가정과 같으며, 탱크 내의 시간평균 공기 압력 $p_{t,avg}$ 를 적용하여 배출속도를 결정할 수 있다. 비압축성 추진

제의 상대 위치에 따른 압력차와 추진제 상부 압축성 추진제와의 경계면 속도를 무시하면 배기속도는 식 (6)과 같다.

$$v_e = -\sqrt{\frac{2(p_{t,avg}-p_e)}{\rho_l}} \quad (6)$$

$p_{t,avg}$: average pressure at gas-liquid-propellant interface
p_e : nozzle exit pressure
ρ_l : liquid propellant density

가압 공기의 팽창과정은 벽면 및 추진제 계면에서의 열전달과 빠른 팽창에 따른 액체추진제의 상변화을 수반하여, 단열과정으로 고려할 때보다 팽창에 따른 온도 감소가 작게 나타난다[2]. 따라서 비압축성 추진제를 가압하여 배출하는 가압기체의 팽창과정은 식 (7)의 폴리트로픽 과정(polytropic process)으로 가정할 수 있다.

$$\frac{p}{\rho^n} = \text{constant} \quad (7)$$

n : polytropic index

추진 초기 부피 V_i와 비압축성 추진제 분사 종료시의 부피 V_f의 기하 평균에서의 압력을 평균압력으로 사용하면 $p_{t,avg}$는 식 (8)의 관계식으로 결정된다.

$$p_{t,avg} = p_{t,i}\left(\frac{V_{g,i}}{V_{g,f}}\right)^{n/2} \quad (8)$$

$p_{t,i}$: initial pressure at gas-liquid-propellant interface
$V_{g,i}$: initial volume of the gas propellant
$V_{g,f}$: final volume of the gas propellant (pressure vessel volume)

정상상태 가정을 이용하는 경우, 식 (4)의 우변에서 외력을 무시함으로서 Tsiolkovsky의 로켓방정식을 얻을 수 있으며, 이를 통하여 속도증분과 추력 등의 정상상태 추진 성능을 예측할 수 있다[4].

$$\triangle v_r = v_e \ln MR,\ MR = \frac{m_f}{m_i} \quad (9)$$

$$F_T = \frac{dm_r}{dt} v_e \quad (10)$$

v_e : effective exhaust velocity
$\triangle v_r$: change of rocket velocity
m_i : rocket initial mass
m_f : rocket final mass

액체로켓이 개발되던 1950년대에 알려진 물로켓의 개념이 현대에 와서 가능하게 된 배경에는, 가벼운 폴리에틸렌 용기가 충분히 높은 압력을 견딜 수 있는 일회용 탄산음료 용기로 이용되면서 부터이다. 통상의 폴리에틸렌 용기는 10기압 내외의 차압을 견디며 수십 g 의 질량을 가지므로, 탑재물 포함 건조 중량 2 ~ 300g 수준의 발사체를 제작할 수 있다. 액체추진제로 수백 cc에서 1.0 리터의 물을 채우는 경우, 실제 발사체와 같은 수준으로 2.0 이상 10 이내의 질량비(*MR*)을 구현할 수 있다.

물로켓에 추진성능은 추진제 양과 가압 조건에 따라 크게 달라지지만, 통상 수십 m/s에서 최대 백 m/s 수준의 액체추진제 배출 속도를 얻을 수 있다. 이는 비추력, Isp(s, 초)로 환산하는 경우 몇 초에서 10 초 정도의 값에 해당한다. 물로켓의 액체추진제는 상온 수준의 액체 상태로 배출되므로, 고온의 기체로 팽창, 가속되어 3 km/s 내외의 배출속도, 300 초 내외의 비추력을 가지는 화학 로켓에 비해서 수십 분의 1에 해당하는 낮은 비추력을 가진다. 로켓의 효율에 해당하는 비추력이 매우 작으므로, 물로켓에서 실용적인 발사체로서의 가치를 기대하기는 곤란하다.

그럼에도 불구하고, 물로켓은 질량비와 추진제 배출속도의 복합적 효과에 의하여 수십 ~ 100 m/s 정도의 속도 증분을 얻을 수 있다. 이는 실용 발사체에 비해서는 수십 분의 일에 해당하는 작은 값이지만, 교육용 교구로서는 작지 않은 값이므로 안전에 유의할 필요도 있다.

물로켓이 추진력을 발생하는 작동 시간은 0.1 초 이내의 수준으로서, 배출 유량은 수 ~ 10 kg/s 이상의 작지 않은 값을 가진다. 따라사 매우 짧은 시간이지만 100 ~ 1,000 N 수준의 작지 않은 추력을 가지므로, 실제 발사체보다 상당히 큰 100 G 수준의 가속도가 물로켓에 작용한다.

물로켓은 수직으로 발사하지 않고 특정 지점을 목표로 하여 경사각을 가지고 발사하기도 한다. 그러나 수직 발사를 가정하여 도출한 배기속도는 발사각이 90° 미만인 경우에도 사용할 수 있다. 발사각이 예각일 경우에 발사 전까지 추진제 경계면은 Fig. 3의 왼쪽과 같이 물로켓 축과 수직이 아니다. 하지만 액체추진제가 배출되고 추진력이 발생하는 짧은 과정동안, 축방향으로 중력보다 훨씬 큰 관성력이 작용하므로 Fig. 3의 오른쪽과 같이 추진제 경계면이 축방향에 거의 수직하게 되어 준 1차원 내부유동 모델들을 이용할 수 있다.

물로켓 내부에서는 가압기체의 팽창에 의하여 압력이 빠르게 감소하기 때문에, 정상상태 가정으로 추력 특성이나 내부 유동의 특성 등을 파악하는 것은 불가능하다. 물로켓의 추력 특성은 준 1차원 준 정상상태(quasi-steady state) 해석 혹은 준1차원 비정상상태(unsteady state) 해석을 통하여 연구된 바 있다

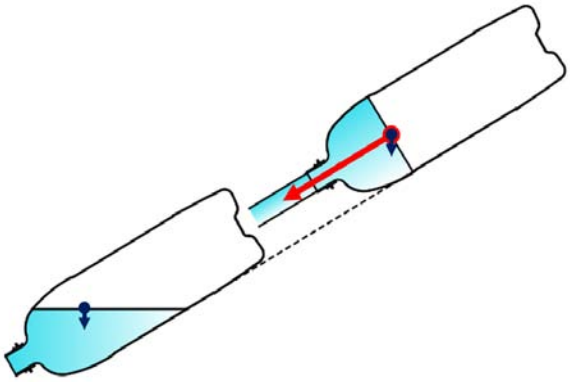

Fig. 3. Slope change of gas-liquid interface

[1,3,4]. 액체 추진제의 배출과정에는 출렁임(sloshing)과 선회유동(swirl) 등 3차원적인 유동 현상 및 미립화, 상변화 다상 유동의 특징과 함께, 물과 기체의 혼합 분사가 이루어지지 때문에 간단한 곤란하며 3차원 다상유동 전산유체 해석이 필요한 부분이다.

III. 물로켓 시스템의 구성

물로켓 시스템은 발사체인 물로켓과 발사 장치, 감속 장치 등의 서브시스템으로 구성된다. 청소년 교육과정에서 발사체만 제작하고 발사 장치 등의 서브시스템은 상용제품을 사용하도록 하는 경우가 일반적이기 때문에 물로켓 시스템에 대한 구체적 자료는 상당히 부족하다. 본 장에서는 생소할 수 있는 서브시스템을 위주로 물로켓 시스템의 구성에 대하여 소개한다.

3.1 물로켓 발사체 서브시스템

물로켓은 Fig. 1에 제시한 바와 같이 압력용기와 노즐, 날개(핀), 노즈콘, 탑재 공간(payload bay) 및 외피로 구성된다. 압력용기는 추진제를 탑재하고 가압된 추진제에 의한 하중을 받는다. 압력용기는 일반 액체 로켓의 추진제 탱크임과 동시에 연소실 역할을 겸한다. 물로켓에서 고압으로 압축된 추진제는, 실제 액체로켓에서 연소를 통해 생성된 고압의 가스를 모사한다. 노즐은 추진제 분사로 추력을 얻는 부분으로서 그 면적에 따라 추력과 추진시간을 달리할 수 있는 부분이다. 탑재 공간은 탑재물을 싣는 부분이고, 발사체의 후방동체에 해당하는 외피는 날개 부착 등 제작 용이성을 위하여 쓰인다. 날개는 물로켓의 공력 중심을 후방에 위치하게 하여 비행안정성을 확보하게 해준다. 노즈콘은 밀도가 높은 소재를 사용하여 무게중심을 공력중심 보다 앞에 위치하게 함으로써 비행안정성에 기여하며, 유연한 소재를 사용하여 추락시 완충기능을 가지도록 제작하기도 한다.

노즈콘은 물로켓의 항력계수 결정에 큰 영향을 미치는 부분으로 원추형, 유선형, 돌기형 등 다양한 형태로 제작된다. 노즈콘의 형상과 물로켓의 후방 형상이 항력계수를 결정한다. 일반적인 물로켓의 항력계수는 0.3~1의 값을 가지는 것으로 알려져 있으나 이론적으로 정확한 값을 계산하는 것은 쉽지 않다. Fig 4에 보이는 풍동 실험 연구에서 일반적인 총탄과 같이 유선형 두부(頭部)와 절단된 형태의 기저부(base)를 갖는 물로켓의 항력계수가 초속 30m로 비행할 때 약 0.25로 측정되었다[5].

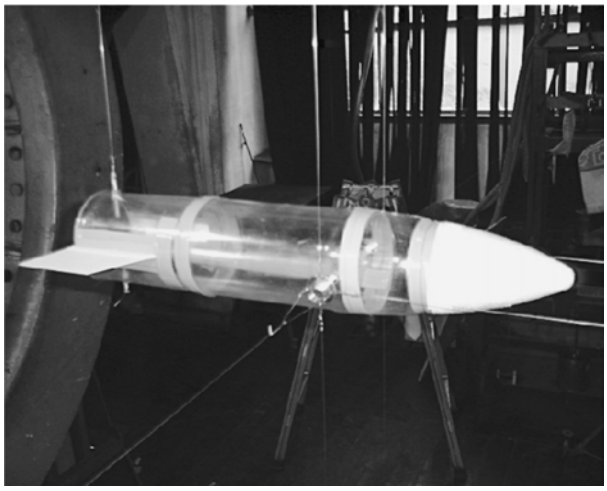

Fig. 4. A water rocket in a wind tunnel [5]

물로켓의 압력용기는 추진 성능의 한계를 결정하는 핵심적인 부분으로써, 일반적인 발사체의 가압계통의 기능을 한다. 큰 압력차를 가질수록 큰 배출속도를 가지므로 발사 성능 향상을 위해서는 용기의 사용압력을 높이는 것이 핵심 변수이다. 실린더 형상 압력용기의 개략적인 원주 응력(hoop stress) σ_{hoop}와 축방향 응력(axial stress) σ_{axial}은 식 (11)과 (12)로 간단히 계산해 볼 수 있으며, 이를 통하여 허용되는 사용압력을 예측하고 필요시 용기를 보강하여 원하는 허용압력을 갖도록 설계할 수 있다.

$$\sigma_{\text{hoop}} = \frac{pD}{2d} \tag{11}$$

$$\sigma_{\text{axial}} = \frac{pD}{4d} \tag{12}$$

D : inner diameter of the pressure vessel
d : wall thickness

추력방향제어가 곤란한 물로켓은 무게 중심과 공력 중심의 위치에 따른 비행안정성을 위하여 정 안정성을 가지는 설계가 중요하다. 공력중심을 무게 중심보다 후방에 위치하도록 하는 날개는 면적이 넓을수록 유리하지만, 중량과 항력 증가로 물로켓의 성능 저하를 초래한다. 날개를 후방으로 위치시키면 작은 면적으로도 자세제어가 가능하기 때문에 성능향상을

기대할 수 있으나 제작성이 나빠져서, 후방동체 등 별도 구조물과 추가 중량이 필요하며 제작성이 악화된다. 따라서 날개의 형상과 면적, 위치의 결정은 성능은 물론 제작성과 발사장치 호환성 등 다양한 변수를 고려하여야 하는 공학적 최적화 문제이기도 하다. 날개의 형태는 평판형이 일반적이나 환형 날개도 사용되기도 하며, 회전 안정성을 위하여 실제 발사체에서처럼 경사각(cant)을 주어 설치하기도 한다.

탑재 공간 및 외피는 일반적인 물로켓에서 흔히 구성요소의 하나로 자리하는 부분이다. 탑재 공간은 무게중심 위치를 고려하여 전방에 배치되는 것이 대부분이고 탑재물에 따라 다양한 구조로 제작된다. 외피는 주로 탑재 공간의 외부나 압력용기 확장 연결부, 다단 물로켓의 단 연결부의 요철을 외부로 노출시키지 않음으로써 항력 증가를 막는데 사용된다. 물로켓의 후방은 압력용기의 외면이 외피의 역할을 겸한다.

3.2 물로켓 발사대 서브시스템

발사 장치는 물로켓을 발사각에 맞추어 정렬하고 기체 추진제를 충전과 상태 유지 등의 기능을 하는 서브시스템이다. 발사 준비 상태 유지를 위한 고정 장치와 물로켓 추진 방향 유지를 위한 방향유지 장치, 발사대 고정을 위한 지지대 등으로 구성된다. 발사 장치가 제대로 갖추어지지 않으면 추진제 누설, 추진제 충전 중 오발, 방향성 상실 등의 문제가 발생한다. 발사 장치의 구성 부분 각각의 다양한 방식에 대하여 보이고 장단점을 정리한다.

3.2.1 고정 장치

고정 장치는 추진제의 충전상태, 즉 가압상태를 유지하는 부분으로 발사 장치의 핵심이다. Fig. 5에 다양한 고정 장치의 방식을 나타내었다.

(a)와 (b)는 고정 장치가 압력용기 내부에서만 접촉되는 방식이다. (a)는 PET(polyethylene terephthalate) 물로켓의 등장 초기에 소개된 것으로 코르크 마개나 고무마개에 공기 주입구가 있다. 간단한 구조가 장점이고 발사 시점의 정밀 조절이 어려운 것은 단점이다. 고무마개 외에 (g)와 같이 압력용기 내부로 삽입하는 배관의 오링 등에 의해서도 고정될 수 있다. 배관이 삽입되는 형태는 인치 규격의 PVC(polyvinyl chloride) 배관을 사용하는 영미권 국가에서 흔히 볼 수 있다.

(b)는 발사 시점을 조절하기 어려운 (a)방식의 단점을 보완한 형태이다. 날개를 노즐 후방에 배치한 형태의 물로켓을 고정할 수 있도록 제작하는 것이 가능하다. 구조가 복잡하고 압축되는 고무 등이 압력용기의 응력증가를 야기하는 것은 상당한 단점으로 작용한다.

(c)~(g)는 압력 용기 외부에서 물로켓을 고정하는 방식들이다. (c)의 구조는 축을 포함하는 면에 대하여

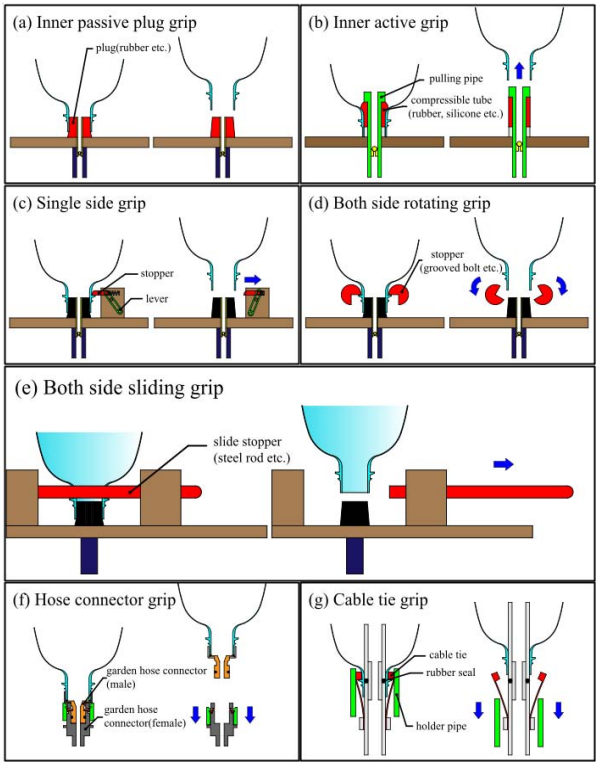

Fig. 5. Hold and release mechanism

비대칭이다. 이 방식은 고압 조건에서 고정 장치의 반대쪽의 누설 가능성이 높다.

(d), (e)는 양쪽에서 물로켓을 고정하는 것이다. (e)는 흔히 쓰이는 방식으로 제작이 용이하지만 고압 조건에서 고정 해제를 위하여 큰 힘을 가하기 불리하다. (d)는 (e) 방식과 달리 비교적 덜 알려진 방식이지만 고압 조건에서도 고정 해제가 용이하고 제작성도 우수하다. (f)와 (g)는 환형 고정 방식으로 축대칭으로 PET 주입구의 둘레를 고정하고 풀어준다.

(f)는 PET 용기 주입구가 노즐인 물로켓에 사용되는 다른 방식들과는 달리 결합형 노즐을 사용하는 물로켓에 사용 가능하다. 우리나라와 일본 등지에서는 PET 용기 주입구에 바로 결합 가능한 상용 노즐과 고정 장치가 쓰인다. 반면 미국, 유럽 등지에서는 일상생활에서 쓰이는 호스 연결구를 가공, PET 용기 뚜껑과 결합하여 노즐 및 고정 장치로 사용한다. 이 때문에 대표적인 호스 연결구 제품 업체의 이름을 따 흔히 'Gardena launcher' 방식으로 불린다.

(g)는 영미권 국가에서 가장 흔히 쓰이는 방식으로 cable tie launcher라 불리는 방식이다. cable tie 머리 부분이 걸쇠 역할을 하여 PET 압력용기의 주입구 둘레로 배치되어 PET 용기를 고정한다. 걸어둔 cable tie는 삽입 배관보다 큰 잠금용 배관에 의하여 고정을 유지한다. 제작이 상당히 간단한 편이며 파손이 일어나는 부분은 주로 cable tie이기 때문에 비용 부담이 적다.

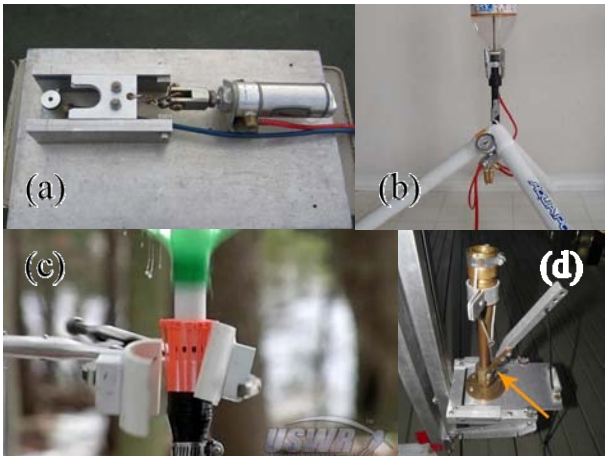

Fig. 6. Methods to easy release [6~9]

3.2.2 고압 조건에서의 고정 해제 장치

고압 조건에서는 물로켓의 고정뿐만 아니라 발사를 위한 고정 해제 역시 쉽지 않다. 고압 조건에서는 물로켓과 고정 장치 사이의 마찰력 증가로 고정 해제를 위하여 큰 힘이 요구되는 경우가 많다.

Figure 6의 (a)와 (b)는 미국 청소년 과학 경진대회인 Science Olympiad에서 사용되는 물로켓 발사대의 모습이다[6,7]. 일반적인 물로켓의 발사에 사용되어 고압 조건은 아니지만 전자동 유압 장치, 축에 수직한 고정 해제 방식으로 장치가 풀리지 않는 문제에서 비교적 자유롭다. Fig. 6(c)는 USWR의 split collar 방식으로 고정이 해제되어 물로켓이 발사되고 있는 장면이다[8]. Fig. 5의 (g)와 같이 잠금용 배관을 아래로 당기는 방식은 고압 조건에서 cable tie가 축 중심의 반대방향으로 밀리는 힘이 커진다. 따라서 잠금용 배관에 큰 마찰력을 극복하고 잠금용 배관을 내리는 것은 어렵다. Split collar 방식은 잠금용 배관이 축에 수직한 방향으로 분리될 수 있게 한 것으로 마찰력 증가가 문제가 되지 않는다.

Figure 6(d)는 호주 물로켓 동호인 Air Command Water Rockets의 발사대로 긴 레버의 끝에 당김줄이 연결되어 있다[9]. 고압 조건에서의 큰 마찰력 문제를 작용점의 거리 비, 즉 지렛대의 원리를 활용하여 해결한 것이다. 고정 해제는 끈이나 와이어 등을 연결하여 사람이 당기는 방식이 일반적이지만 서보모터 등을 사용한 전자동 방식도 이용된다. Fig. 7(d)는 1개의 메인 로켓과 부스터로켓의 고정 상태를 동시에 해제하기 위하여 각 서보 모터의 동작 타이밍을 조절하는 발사 장치이다.

3.2.3 방향유지 장치

방향유지 장치에도 다양한 방식이 이용된다. 대형, 고압 조건의 물로켓과 부스터 로켓이 있는 경우 방향유지 장치의 제작이 까다로워진다. 소형 물로켓의 경우도 성능파악을 위한 고도 측정의 관점에서 초기 발사 당시 수직방향 유도장치의 유무가 목표고도 도달에 큰 영향을 미친다.

Figure 7의 (b)와 (e)는 전장이 긴 대형 물로켓용 발사대로 방향유지 장치가 다축으로 물로켓 둘레를 감싸 이탈을 막는다. 두 발사대의 형상은 상당히 복잡하다. 방향유지용 봉이 직경에 비하여 훨씬 길면 쉽게 휘는 문제가 생긴다. 이 때문에 지지대를 위한 지지대가 추가되고 구조가 복잡해진다. 발사대가 복잡해지면 발사대의 이동이 불편해지는 문제도 발생하게 된다. Fig. 7의 (c)는 레일형 방향유지 장치로 대형 물로켓 발사대로 많이 쓰이는 방식이다. 레일은

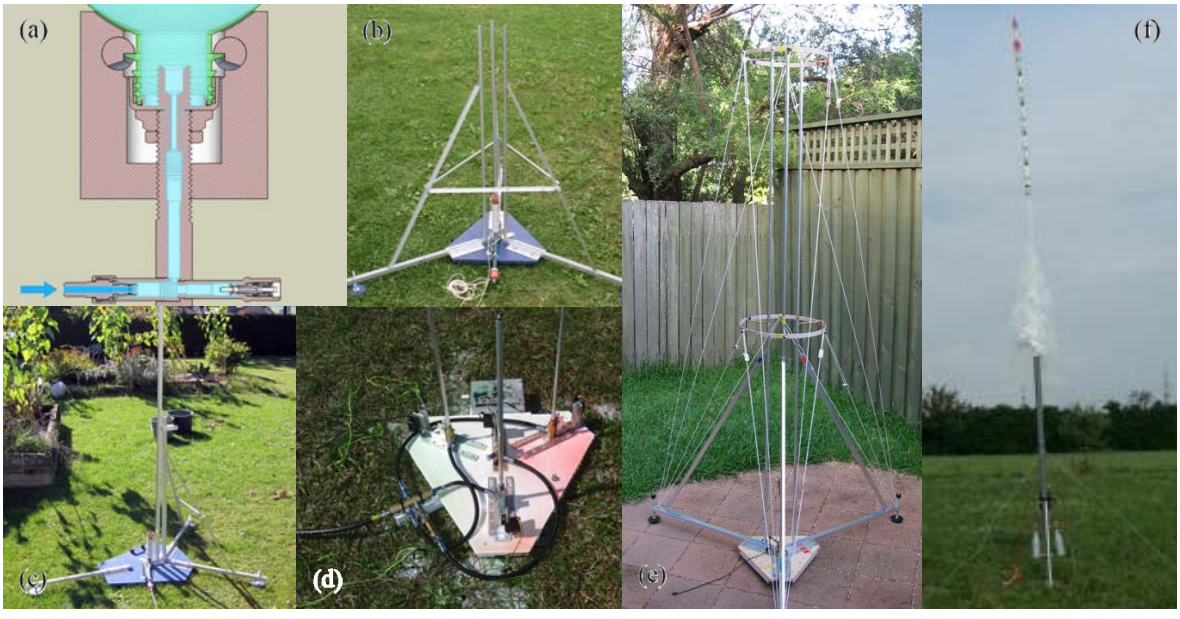

Fig. 7. Water rocket launchers [10~14]

두께 제한이 적기 때문에 직선 유지에 용이하여 다축으로 둘레를 지지하는 방식보다 훨씬 간단한 구조로 제작할 수 있다. 레일형 방향유지 장치는 물로켓에 레일과 결합되는 요철 부분의 추가가 필요한 단점이 있다. 요철은 항력증가를 야기하며 균열 및 파손 등의 구조적 문제를 초래할 수 있다. Fig. 7의 (d)는 배관 삽입형으로 물로켓에 삽입된 배관이 방향유지 장치의 역할을 한다. 이 방식은 구조적으로 간단하며 추진 과정에서 기체 추진제의 압력 강하를 줄이는 ARB(Air Reservoir Booster)를 적용할 수 있는 것이 장점이다. 하지만 작은 노즐을 사용하는 물로켓에는 사용하기 불리하다. 다축 지지대 방식과 마찬가지로 배관이 길어질 경우 휨 현상으로 직진성을 상실하기도 쉽다. 또 배관이 긴 경우 고압 조건에서 물로켓의 추진 제트를 견디지 못하고 파괴될 수 있다. Fig. 7의 (f)는 발사관(canister) 방식 발사대로 Fig. 7의 (b)나 (e)와 같이 물로켓 둘레를 감싸 방향을 유지시킨다. 구조적으로 간단하고 방향유지라는 목적 달성에 유리하다. 캐니스터 내에 장착 가능하도록 물로켓의 직경과 날개의 형상이 제한되는 단점이 있다.

3.2.4 발사 장치 지지대

발사 장치 구성의 마지막으로 지지대에 대하여 소개한다. 물로켓의 발사를 위하여 고정 장치 해제 와이어가 당겨지면 발사대에는 횡방향 힘이 작용한다. 이 때 발사대의 자세 유지를 위하여 지지대가 필요하다. 지지대는 특정 위치에서 계속해서 물로켓을 발사하고자 발사대의 위치를 유지하려는 경우에도 필요하다. Fig. 7(a)의 발사 장치는 배관이 아래쪽으로 길게 뻗어 있어 지면에 꽂아 장치를 고정한다. Fig. 7(f)의 발사대는 레일 아래 부분을 지면에 꽂고 레일의 중간 지점 혹은 상부에 연결되어 있는 지지대, 와이어 등을 추가로 지면에 꽂는다.

3.3 물로켓 회수 서브시스템

물로켓의 감속 장치는 낙하속력을 감소시켜 물로켓과 탑재물을 충격으로부터 보호하기 위한 서브시스템이다. 감속 장치는 낙하산과 낙하산 전개 장치로 구성된다. 물로켓의 임무가 특정 고도 도달 및 탑재물의 온전한 운반이라고 할 때 감속 장치는 임무의 달성과 비용 절감을 위하여 필요하다. 탑재물은 재활용품으로 제작한 일반 물로켓 재료비에 비하여 고가인 경우가 대부분이다. 물로켓이 복합재 등으로 특수하게 제작된 경우에는 기체 제작비도 무시할 수 없다. 탑재물이 없더라도 물로켓과 부속품의 고속 낙하로 인한 사고를 방지하고자 할 경우 역시 감속 장치가 요구된다. 흔히 체공시간 경연대회를 위해 동체를 비대하게 제작하여 낙하속도를 줄이는 것은 서브시스템으로 볼 수 없고 역추진 로켓 등이 사용된 경우는 아직까지 없으므로, 물로켓의 감속 장치는 낙하산 장치라 해도 무방하다.

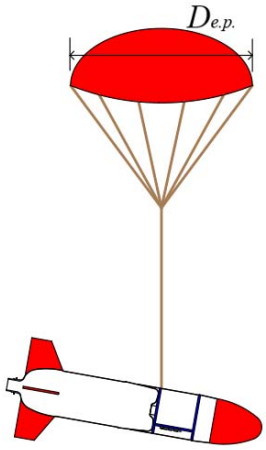

Fig. 8. Descent model of water rocket

3.3.1 낙하산

낙하산은 필요한 항력을 얻을 수 있는 크기와 형상을 갖춰야 하며 재료로는 비닐이나 천 등 수납 시의 부피가 작으면서 접고 펴짐이 쉬우며 질길 것이 요구된다. 낙하산의 줄은 줄 자체의 강성과 연결부의 강도가 중요하게 고려되어야 하는 부분이다. 낙하산의 크기나 형상은 원하는 낙하속도를 얻을 수 있도록 결정될 수 있다. 항력과 무게의 균형으로부터 원하는 낙하속도 획득을 위한 개략적인 낙하산 유효직경 $D_{\mathrm{e.p.}}$(Fig. 8)은 다음 식 (13)과 같이 구할 수 있다[15].

$$D_{\mathrm{e.p.}} = \sqrt{\frac{8W_{\mathrm{r}}}{\pi C_{\mathrm{D}} \rho_{\mathrm{a}} v_{\mathrm{d}}^2}} \tag{13}$$

$D_{\mathrm{e.p.}}$: effective diameter
W_{r} : rocket weight
v_{d} : descent velocity

낙하산에 의한 항력 외에 물로켓 자체와 낙하산 줄에 의한 항력도 존재한다. 낙하산 이외 항력 발생 요인을 고려하면 낙하산의 크기를 줄여 물로켓 전체 중량을 줄일 수 있고 성능 향상이 가능하게 된다. 탑재 공간 문제로 낙하산은 하나만 탑재되는 것이 일반적이다. 종종 동축 혹은 병렬로 복수의 낙하산이 탑재되는 경우도 있다. 낙하산의 탑재 위치는 대체로 물로켓 상단이지만 PET 용기를 축방향으로 확장한 경우 용기 연결부(inter-tank section)에 낙하산을 탑재하기도 한다. 낙하산은 상단에 탑재하되 연결부의 위치는 상단에 두지 않는 방식도 사용된다. 물로켓이 낙하할 때 물로켓의 자세가 지면에 평행하도록 하여 물로켓의 동체에 의한 항력 증가를 꾀하는 것이다.

3.3.2 낙하산 전개 장치

낙하산 전개 장치는 물로켓의 자세 및 운동에 의한 방식과 태엽 방식, 모터 제어방식 등이 있다. 자

세 및 운동 의존 방식은 낙하산 탑재부 상단이 물로켓에 특별한 고정장치 없이 얹혀 있는 방식이다. 이 방식은 낙하산 전개를 제어 할 수 없고 전개의 신뢰성이 부족하지만, 가장 간단하여 청소년들의 물로켓에서 주로 쓰인다. 이 방식에서 물로켓이 최고점에 도달한 후 무거운 탑재부 상단이 아래로 향하는 자세 변화 과정에서 자연스럽게 상단이 분리되어 낙하산이 전개된다. 이 방식은 탑재부 상단을 무겁게 하는 방식과 가볍게 하는 방식으로 나누어진다. 상단을 무겁게 하는 방식은 발사 초기 충격으로 인한 탑재부의 협착 문제와 최고점에서의 회전을 보장하는 방식에 대한 고려가 필요하다. 상단을 가볍게 하는 방식은 공력적으로 불리하여 낙하산 전개만이 물로켓 발사의 목적인 경우 외에는 거의 쓰이지 않는다.

태엽 방식은 기계적인 타이머 방식이다. 태엽을 이용하여 발사 후 일정 시간이 경과하면 잠금장치가 해제되어 낙하산이 사출되도록 한다. 저렴하고 간단하며 신뢰성이 높아 일반적인 물로켓에서 흔히 쓰는 방식이다. 자세 및 운동에 의한 방식보다는 구조가 복잡하다. 발사 전까지 태엽을 고정하기 위하여 다양한 방식이 사용된다. 낙하산이 사출되는 시간은 발사 전에 설정되므로 계획된 궤도를 이탈할 경우 대응이 불가능하다. 태엽과 낙하산 고정 장치가 외부로 돌출되는 형태가 많아 항력을 증가시키는 것도 단점이다.

모터 제어방식은 전기식 타이머 방식과 탑재물 연동 방식이 있다. 전기식 타이머는 발사 후 설정한 시간이 경과하면 모터 등을 작동시켜 낙하산을 사출하는 방식이다. 타이머 방식은 태엽 방식보다 외부 노출 문제에서 자유롭다. 하지만 태엽 방식과 마찬가지로 궤도 이탈 시 대응이 불가하고 배터리 등의 탑재로 인한 중량이 증가하는 단점이 있다. 탑재물 연동 방식은 물로켓에 탑재한 고도계 등의 측정값을 받아 물로켓의 하강을 감지하면 모터가 작동하여 낙하산을 사출하는 방식이다. 이 방식은 측정 장치의 오작동에 크게 영향을 받고 노이즈 처리 등 구성의 난이도가 높아 흔치 않다.

3.4 물로켓 고도계측 및 탑재체

물로켓의 비행 성능을 측정하는 기본적인 방법 중의 하나는 원지점의 고도 (최고 고도)를 계측하는 방법이다. 비행중인 물체의 물로켓의 고도를 비교적 단순히 계측하는 방법은 Fig. 9와 같은 경사계를 이용하는 삼각측량 방법이다. Fig. 10과 같이 설정된 좌표계에서 편의상 그림의 세 지점 A, B, C 에 관측자가 위치하는 경우, 속도가 0이 되는 최고 지점에서의 관측 각도, α, β, γ 는 물로켓의 위치 $H(x,y,z)$와 식 (14)의 연립방정식을 구성하므로 이를 풀이하여 로켓의 위치와 고도를 결정할 수 있다.

식 (14)는 이론해를 구하는 것이 가능하며 관측자가 3인 이상인 경우에는 최소자승법과 같은 수치해

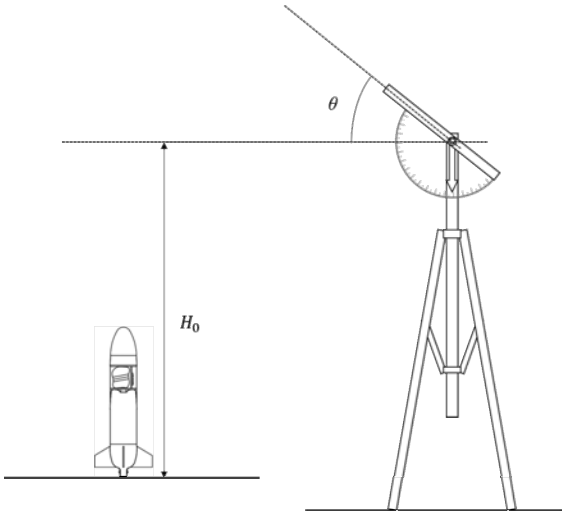

Fig. 9. Inclinometer for the altitude measurement of water rocket

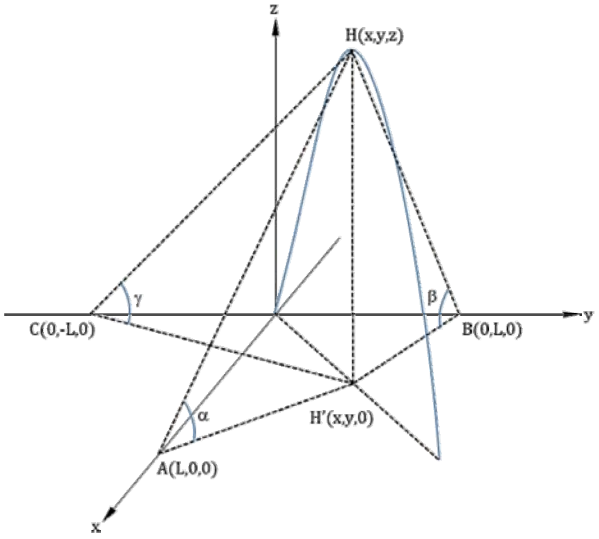

Fig. 10. Example coordinate system of altitude measurement

법을 이용하여 최적해를 구할 수도 있다. 최근에는 발사 현장에서는 휴대 통신기기의 공유 스프레드시트 프로그램을 이용하여 관측자가 관측 각도를 입력하면, 물로켓의 고도와 발사기록을 현장에서 즉시 확인할 수 있다.

$$\tan^2\alpha = \frac{z^2}{(x-L)^2+y^2} \tag{14a}$$

$$\tan^2\beta = \frac{z^2}{x^2+(y-L)^2} \tag{14b}$$

$$\tan^2\gamma = \frac{z^2}{x^2+(y+L)^2} \tag{14c}$$

Fig. 11. Common water rocket altimeters [16]

관측에 의한 고도측정 외에도 최근에는 전자식 소형 고도계를 탑재하여 고도를 측정하기도 한다. Fig. 11은 물로켓에 탑재되는 상용 고도계들의 예이다. 고도계는 압력 센서를 사용하여 고도를 측정하는 것이 보통이므로 신중한 설치가 필요하다. 동압(dynamic pressure)의 영향을 제거하기 위한 탑재 위치, 외부 대기와 통하는 오리피스 직경 등이 주의 깊게 결정되어야 한다. 물로켓에는 고도계이 외에도 동영상 촬영을 위한 소형 영상장비를 탑재하기도 한다. 물로켓의 안전한 탑재물 수송 능력을 증명하기 위하여 달걀과 같은 탑재물을 싣는 경우도 있다. 탑재물은 대부분 물로켓 기체에 마련된 탑재 공간에 싣지만, 압력용기에 탑재물이 접촉되는 구조로 간단히 탑재하는 경우도 있다.

Ⅳ. 결 론

본 논문에서는 물로켓의 추진 및 비행에 대한 원리와 이론을 발사체 체계와 연관지어 간략하게 소개하였다. 물로켓의 추진 과정은 비정상 상태로 진행되지만, 로켓방정식을 이용하여 물로켓의 간단히 설명하기 위하여 정상상태 해석방법과 그 한계에 대하여 설명하였으며, 발사 성능에 대하여 논의하였다. 물로켓의 추진 및 비행 이론에 대한 소개에 이어 물로켓 시스템의 구성에 대하여 소개하였다. 물로켓 시스템은 물로켓 기체와 발사장치, 감속장치, 탑재물 등의 서브시스템으로 구성되고 각각에 다양한 공학적 접근 요소가 존재함을 설명하였다. 이상과 같이 물로켓의 원리 및 시스템 구성에 대한 소개를 통하여 발사체 공학 교육에서의 실습 교구로서 물로켓의 활용 가치를 살펴보았다.

후 기

이 논문은 부산대학교 기본연구지원사업(2년)에 의하여 연구되었음.

References

1) Kim, J.-Y., Hwang, W.-S., Kim, K.-S., and Choi, J.-Y., “Unsteady Propulsion Theory of Water Rocket,” *Proceedings of The Korean Society of Propulsion Engineers Spring Conference*, May 2015, pp. 213~218.

2) Gommes, C. J., “A more thorough analysis of water rockets: Moist adiabats, transient flows, and inertial forces in a soda bottle,” A*merican Journal of Physics*, Vol. 78, No. 3, 2010, pp. 236~243.

3) Kim, Y.-S., Um, J.-R., Son, J.-W., Min, B.-H., Kim, J.-H., and Choi, J.-Y., “Thermodynamics of Water Rocket and Propulsion Performance,” *Proceedings of The Korean Society of Propulsion Engineers Spring Conference*, May 2013, pp. 344~350.

4) Kim, J.-Y., Kim, K.-S., and Choi, J.-Y., “Comparison Between Quasi 1-D Propulsion Models of Water Rockets and Cause of Their Underestimate,” *Proceedings of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, November 2015, pp. 262~265.

5) Watanabe, R., Tomita, N., and Takemae, T., “Aerodynamic Characteristics of Water Rocket and Stabilization of Flight Trajectory,” *Japan Society of Aeronautical Space Sciences*, Vol. 52, 2004, pp. 449~455.

6) 2012 West Michigan Science Olympiad – Bottle Rockets, http://lisaandroger.com/2012/03/2012-west-michigan-science-olympiad-bottle-rockets/

7) 2003 Science Olympiad Nationals Bottle Rocket Launcher Division B & C, http://txsnapper.eezway.org/waterrocketguy/solauncher.html, 2003.

8) USWaterRockets, Totally new water rocket launch release mechanism design released, http://www.uswaterrockets.com/research_&_development/split_collar_launcher/report.htm

9) Air command rockets, http://www.aircommandrockets.com/images/2013/day133/Launcher_05_s.jpg

10) Launcher for water rockets from PET bottles, https://www.youtube.com/watch?v=wQ23RjVMojY, 2013.

11) Skyfly Water Rockets, http://skyflywaterrockets.blog.com/2010/10/14/launch-pad-1-guide-rails-legs-and-struts/

12) Skyfly Water Rockets, http://skyflywaterrockets.blog.com/2011/02/13/launch-pad-2-%E2%80%93-lapa2-%E 2%80%93-know-how/

13) Air command rockets, http://www.aircommandrockets.com/images/2014/day150/ Day150_02_s.jpg

14) Air command rockets, http://www.aircommandrockets.com/images/day24/Day24_01_s.JPG

15) Anderson, J.D., Fundamentals of aerodynamics, 5th Ed., McGraw-Hill, 2011.

16) Rocketeers Corner, “A bit about altimeters...,” http://billsrockets.blogspot.com/2015/02/a-bit-about-altimeters.html