



저작자표시-비영리-변경금지 2.0 대한민국

이용자는 아래의 조건을 따르는 경우에 한하여 자유롭게

- 이 저작물을 복제, 배포, 전송, 전시, 공연 및 방송할 수 있습니다.

다음과 같은 조건을 따라야 합니다:



저작자표시. 귀하는 원저작자를 표시하여야 합니다.



비영리. 귀하는 이 저작물을 영리 목적으로 이용할 수 없습니다.



변경금지. 귀하는 이 저작물을 개작, 변형 또는 가공할 수 없습니다.

- 귀하는, 이 저작물의 재이용이나 배포의 경우, 이 저작물에 적용된 이용허락조건을 명확하게 나타내어야 합니다.
- 저작권자로부터 별도의 허가를 받으면 이러한 조건들은 적용되지 않습니다.

저작권법에 따른 이용자의 권리는 위의 내용에 의하여 영향을 받지 않습니다.

이것은 [이용허락규약\(Legal Code\)](#)을 이해하기 쉽게 요약한 것입니다.

[Disclaimer](#)

2019년 8월
석사학위 논문

유인 우주 가압모듈 환경에서 열관성이 낮은 고체가연물의 화염전파 특성

조선대학교 대학원
기계시스템·미래자동차공학과
남 원 식

유인 우주 가압모듈 환경에서 열관성이 낮은 고체가연물의 화염전파 특성

**Characteristics of Flame Spread on Thermally-thin Combustibles
exposed to Atmospheric Conditions of a Pressurized Module
for Manned Space Flight**

2019년 08월 23일

조선대학교 대학원
기계시스템·미래자동차공학과
남 원 식

유인 우주 가압모듈 환경에서 열관성이 낮은 고체가연물의 화염전파 특성

지도교수 박 설 현

이 논문을 공학석사학위 신청 논문으로 제출함

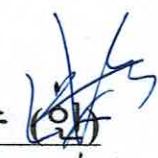
2019년 4월


조선대학교 대학원

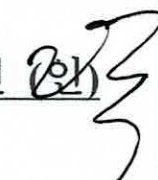
기계시스템·미래자동차공학과

남 원 식

남원식의 석사학위논문을 인준함

위원장 조선대학교 교수 박정수 

위원 조선대학교 교수 곽재복 

위원 조선대학교 교수 박설현 

2019년 5월

조선대학교 대학원

목 차

LIST OF TABLES	I
LIST OF FIGURES	II
ABSTRACT	III
제 1장 서 론	1
1.1 연구 배경 및 필요성	1
1.2 연구 목적 및 내용	5
제 2장 실험장치 및 실험방법	10
2.1 실험 장치	10
2.2 실험 방법	14
2.2.1 화성 및 마이크로중력 환경에서 화염전파 실험방법 ..	15
2.2.2 유인우주 가압모듈 대기환경에서에서 화염전파 실험 방법	20
제 3장 실험결과 및 고찰	24
3.1 중력 변화에 따른 고체연료의 화염전파 특성	24
3.2 가압모듈 대기환경에 따른 고체연료의 화염전파 특성	31
제 4장 결 론	46
[참고문헌]	48

LIST OF TABLES

Table 2.1 Summary of O ₂ mole % for each of excremental conditions	20
Table 3.1.1 Flame images obtained after ignition under different gravity conditions	25
Table 3.2.1 Thermal Conductivity(W/m*K) at 298.15K	41
Table 3.2.2 Specific heat at constant pressure[J/mol*K] at 298.15K	42

LIST OF FIGURES

Figure 1.1 Scale of Global Space Economy by Year	1
Figure 1.2 ISECG Mars Exploration Mission Scenario	2
Figure 1.3 Apollo 1 inside after accident	3
Figure 1.4 Damages due to an Accidental Fire on Mir Space Station	4
Figure 1.5 Oxygen concentration and pressure for each module	5
Figure 1.6 Flame configuration on earth gravity and microgravity	5
Figure 1.7 International Space Station Fire detection and suppression equipment	7
Figure 1.8 International Space Station inner solid combustibles	8
Figure 2.1.1 Experimental apparatus for parabolic flight	11
Figure 2.1.2 Experiment configurations for flame spread experiment on earth	12
Figure 2.1.3 Flame spread on glass fiber	13
Figure 2.2.1 Boeing 727-200F for parabolic flight operated by Zero G cooperation	14
Figure 2.2.2 Flight bottom bolting location and diameter	15
Figure 2.2.3 Configuration on flight Bottom - chamber arrangement and fixed	16
Figure 2.2.4 Configure flight bottom & Chamber integration	17
Figure 2.2.5 Parabolic flight sequence at 1 time flight	18
Figure 2.2.6 Parabolic flight - flight schedule 1 day	19

Figure 2.2.7 Image captured to determine the scale factor..... 21

Figure 2.2.8 Flame near optical fiber light level convert process by matrox inspector.. 22

Figure 2.2.9 Flame near optical fiber analysis process by matrox inspector 23

Figure 3.1.1 Schematics of flame spread geometry..... 25

Figure 3.1.2 Flame moving distance measured as a function of time..... 26

Figure 3.1.3 Calculated flame spread rate for different gravity conditions 27

Figure 3.1.4 Measurement of flame thickness using a digital image processing
technique..... 29

Figure 3.1.5 Measured flame thickness as a function of time for different gravity
conditions 30

Figure 3.2.1 Configuration Flame spread on glass fiber at time..... 31

Figure 3.2.2 Flame moving distance measured as a function of time after ignition 34

Figure 3.2.3 Flame spread rate by gas type and pressure 35

Figure 3.2.4 Flame intensity by gas type, 1atm..... 36

Figure 3.2.5 Thermal conductivity function of temperature, at 1atm..... 37

Figure 3.2.6 Flame spread rate as a function of pressure..... 40

Figure 3.2.7 Gas density as function of pressure 42

Figure 3.2.8 Flame spread rate by O_2 Concentration..... 44

Figure 3.2.9 Flame intensity on O_2 concentration..... 45

ABSTRACT

Characteristics of Flame Spread on Thermally-thin Combustibles exposed to Atmospheric Conditions of a Pressurized Module for Manned Space Flight

Nam, Won-Sik

Advisor : Prof. Park, Seul-Hyun, Ph.D.

Department of Mechanical Systems Engineering

Graduate School of Chosun University

In the present study, a flame spread over thermally-thin optical fiber was experimentally investigated in a quiescent environment. An optical fiber with thin combustible (polyethylene) layer was used as solid fuel. Noting that changes in gravity are essential during the manned space exploration to Mars, the effects of gravity on flame spread were investigated using a series of parabolic flight campaigns provided by Zero G company. Parabolic flights provide approximately 20 second periods of reduced gravity ranging from Mars gravity to Microgravity. In addition to the effect of changes in gravity, influences of diluent gas such as nitrogen (N₂), helium (He) and carbon dioxide (CO₂) at elevated oxygen and reduced atmospheric pressure conditions were examined to simulate the cabin atmospheric environment of pressurized module for manned space flight.

Experimental results shows that the flame spread rate is enhanced as the gravitational acceleration around the optical fiber is reduced due to reductions in the convective heat loss which enhances the heat transfer from flame front to fiber surface. Similarly, decreases in the atmospheric pressure are found to boost the flame spread rate by reducing Gr number and thus suppressing the convective heat loss. The observed flame spread rate in O₂-CO₂ atmospheres is always lower compared to O₂-N₂ and O₂-He atmospheres. These experimental findings provide important foundational understanding of the influence of gravity, atmospheric pressure, and diluent gas on the flame spread over thermally-thin combustibles that has not been studied previously.

제 1 장 서 론

1.1 연구 배경 및 필요성

제2차 세계 대전 이후 군사 목적으로 국가 주도로 발전하던 우주기술은 현재에는 민간 기업 주도로 기술 발전이 이뤄지고 있으며 세계의 우주산업은 꾸준히 성장하고 있다. Figure 1.1은 우주재단(Space foundation)이 발표한 세계 우주산업 관련 예산을 나타낸 그래프이다. 그림에서 볼 수 있는 바와 같이 2012년 약 300억 달러 불과했던 우주 산업관련 예산은 2016년에는 약 330억 달러 규모까지 성장하였으며, 2030년경에는 세계 각국의 우주산업 관련 예산이 현재 규모의 두 배 가까이 성장할 것으로 우주재단은 내다보고 있다.[1] 민간주도의 우주기술이 개발이 본격화됨에 따라 매우 다양한 분야에서 우주 관련 산업의 확장이 이뤄지고 있는데, 대표적으로 러시아 에너지아社は 국제우주정거장(International Space Station, ISS)에 관광객을 수송할 수 있는 우주선을 제작하고 있으며, 우주여행 상품을 미리 출시하는 등 유인 우주연구 분야에 많은 연구 및 개발이 이뤄지고 있다. 우주 선진국인 미국은 오바마 행정부의 유인화성탐사계획에 이어 트럼프대통령은 24년만에 국가우주위원회(National Commission on Space)를 재설립하고, 유인 달 탐사를 재개하는 등 우주산업에 대하여 관심과 중요성을 부각시키고 있다.[2]

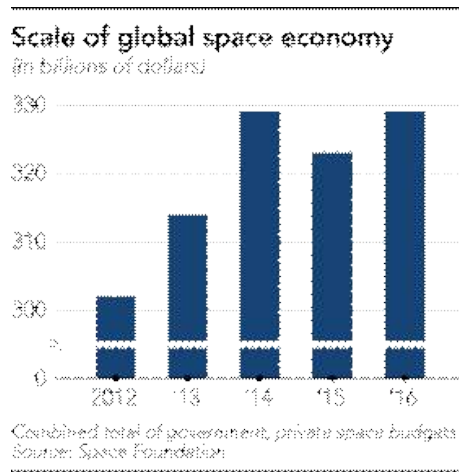


Figure 1.1 Scale of Global Space Economy by Year [1]

우리나라의 경우 2013년 1월 나로호 발사 성공에 힘입어 우주개발에 대한 관심이 고조되고 있다. 1996년 최초로 수립된 국가 우주개발 계획인 우주개발 중장기 기본계획을 통해 2020년까지의 중장기 우주개발 계획을 수립하고 2040년까지 우리나라의 우주개발 비전 및 목표를 제시함으로써 체계적인 우주개발을 도모하고 있다. 특히 우주개발 중장기 기본계획에는 유인 우주탐사를 위한 세부적인 로드맵을 제시하고 있으며 세부적으로 살펴보면 미국항공우주국(National Aeronautics and Space Administration, NASA), 일본 우주항공연구개발기구(Japan Aerospace Exploration Agency, JAXA) 등 같은 세계 각국 우주 전문기관과의 심우주 탐사를 위한 기초연구 수행 지원을 명시하고 있다. 이를 위해서 우리나라는 2025년까지 운용예정인 국제우주정거장(ISS)을 활용하여 관련 연구를 수행할 수 있도록 지원하고 있으며 국제우주탐사협의체(International Space Exploration Coordination Group, ISECG)의 참여를 통해 국제 공동 화성 탐사 프로젝트를 추진하는 것을 목표로 삼고 있다.

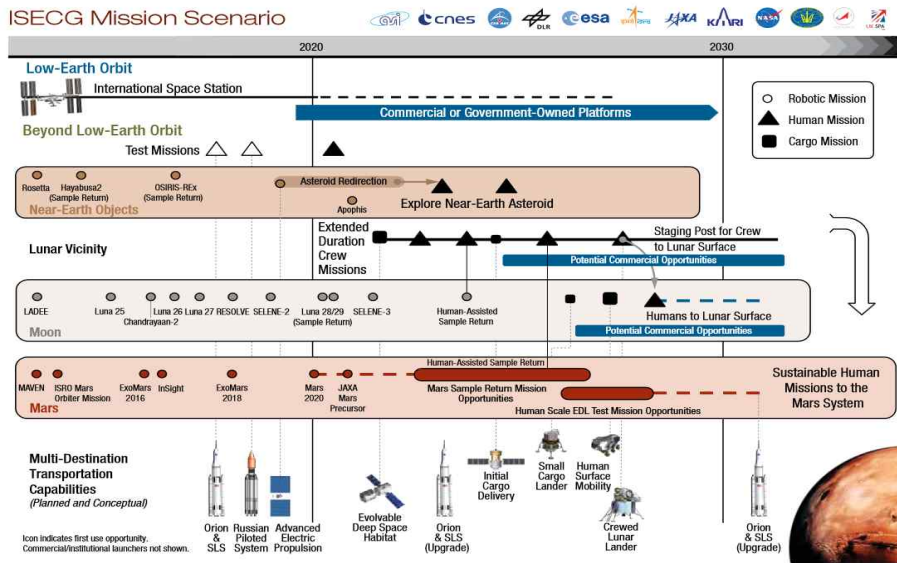


Figure 1.2 ISECG Mars Exploration Mission Scenario [3]

Figure 1.2는 ISECG의 미션 시나리오를 이미지화한 것이다. 그림에서 볼 수 있는 것처럼 ISECG의 유인 우주탐사 전략의 시작점은 국제우주정거장의 활용을 통해 이뤄지고, 이후 소행성 및 달의 유인 탐사 임무를 통해 화성으로의 유인 탐사준비 및 임무를 계획하고 있음을 고려하면, 유인 우주선의 승선 인원을 우주 환경으로부터 안

전하게 보호하고 할 수 있도록 하는 기술 개발은 필수적이다. 유인 우주탐사에 필요한 여러 기술 분야 중 화재 안전에 관한 기술 분야는 우주인의 생명과 직결되는 매우 중요한 사항으로 취급되어 꾸준히 연구가 이뤄지고 있다.[4]

미국이 소련과 우주개발 경쟁에 나서면서 달에 유인 우주 탐사선을 보내기 위해 제작한 아폴로 1호에서 1967년 발상한 화재 사고는 탑승해 있던 승선원 3명의 안타까운 죽음으로 이어져 유인 우주 화재 안전 기술에 관한 중요성을 재고해보는 계기가 되었다. 사고 당시 아폴로 1호 선내는 100%의 순수 산소로 채워진 상태였으며, 선실 내부의 압력은 상승해 있는 상황이었다. 이런 상황에서 전체 길이가 50km에 이르는 전기 배선의 일부에 문제가 발생해 불꽃이 생겨 가압 된 산소로 채워져 있던 선내의 공기에 의해 급속히 불이 붙어 퍼진 것이 원인으로 보고되었다. Figure 1.3은 실제 아폴로 1호의 화재가 일어난 후의 선내 모습이다.

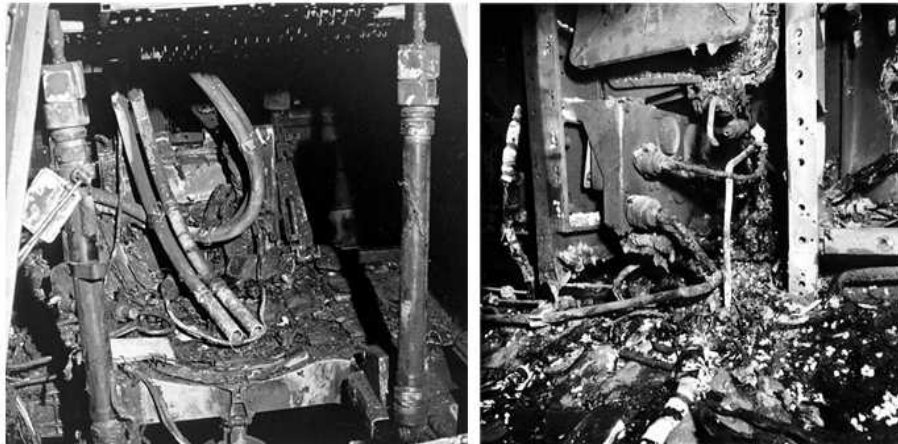


Figure 1.3 Apollo 1 inside after accident [5]

1986년부터 2001년 사이에 운영되었던 러시아의 우주정거장 Mir호에서 일어난 화재 사고 역시 유인 우주탐사에 앞서 우주 환경에서 화재안전에 대한 연구 필요성을 일깨워 주는 계기가 되었다. 1997년 러시아 유인 우주 가압모듈(Pressurized Module)인 Mir호에서 발생한 화재는 화학반응을 통해 산소를 발생시키는 장치(Vika Oxygen Generator)의 문제로 발생한 것으로 보고되었다. 이 장치에 발생 된 균열을 통해 생성된 산소가 유출이 시작되고 화학반응을 통해 발생한 높은 반응열이 점화원이 되어 화재가 발생되었던 것으로 조사되었다. Mir호 화재는 약 90초 만에 진화되었지만

Figure 1.4와 같이 선실 내부에 화염이 전파된 흔적을 남겼고 상대적으로 작은 화재의 규모에 비해 2리터 Water-based form 소화기 3개가 진화에 사용되어 소화기의 진압효율에 논란이 제기되었을 뿐만 아니라 이 사건을 계기로 우주환경에서 화재 대응 프로트콜 확립에 대한 필요성이 크게 부각 되었다.



Figure 1.4 Damages due to an Accidental Fire on Mir Space Station [6]

우주환경에서 발생할 수도 있는 화재에 신속하게 대응하기 위해서 국제우주정거장 가압모듈에는 화재검출진압(Fire Detection and Suppression) 시스템이 적용되어 있으며, 실제 유인우주환경에서 화재 발생 시 조치방법 및 대응 프로트콜을 우주인들은 긴급 사태를 대비한 훈련을 사전에 이수 및 숙지하도록 되어있다.[7] 유인급 가압모듈에서 발생한 화재의 경우 초기 대응이 늦어질 경우 중대한 인명사고는 물론 미션에 큰 지장을 줄 수 있으므로 발화 초기 신속하게 화재를 검출할 수 있는 기술과 관련 연구가 절실히 필요한 시점이다.

1.2 연구목적 및 내용

앞서 살펴본 아폴로 1호와 Mir호 화재 사고의 교훈을 통해 학습한 바와 같이 유인 우주 가압모듈에서 발생한 화재는 선실 내부의 환경(압력, 산소 농도 등)과 결부되어 성장하게 된다. Figure 1.5은 역대 유인우주 가압모듈의 선실환경을 도시한 그래프이다. 그림에서 볼 수 있는 바와 같이 국제우주정거장(ISS)과 Mir호와 같이 일정 규모의 이상의 유인 우주 가압모듈을 제외하고는 낮은 선실 압력과 높은 산소농도를 유지하고 있다. 특히 유인 화성탐사에 사용될 가압 모듈환경은 초기 아폴로 선실환경과 유사할 것으로 예상된다. 따라서 유인우주 가압모듈에 발생될 수 있는 화재가 성정하는 과정을 이해하기 위해서는 고산소, 저기압 환경에서의 기초연구가 반드시 선행되어야 한다. 아울러 유인 화성탐사 과정 중 우주인이나 승선한 승무원들은 물론 가압모듈 내부에 탑재되어 있는 모든 물체는 중력의 변화를 겪게 된다. 지구 중력장에 발사되어 화성까지 도달하기 전까지는 마이크로중력환경이 지배적인 영향을 미치며, 화성 중력권에 진입하게 되면 화성중력에 의해 물리적 현상이 영향받게 된다. 따라서 유인우주 가압모듈에서의 화재 현상은 앞서 기술한 선실의 산소농도나 압력의 변화는 물론 중력의 변화와도 연관지어 살펴보아야 한다.

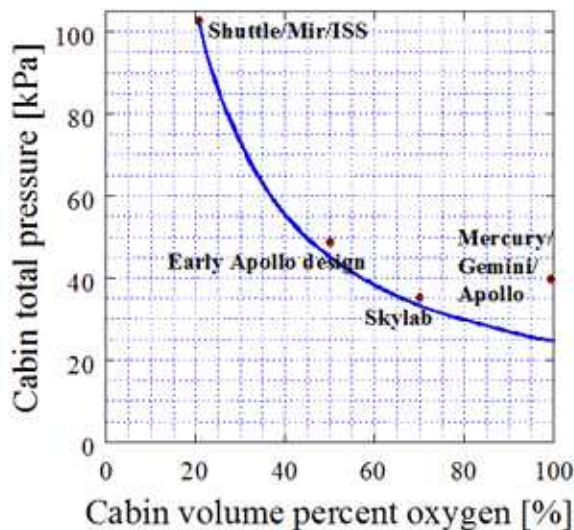


Figure 1.5 Oxygen concentration and pressure for each module [8]

지구 중력장에서는 부력의 영향으로 강한 유속이 형성 되지만 마이크로중력환경에서는 화염 주위에 부력에 의한 유속은 거의 존재하지 않게 되어 화염의 형상 역시 지구에서와는 달리 Figure 1.6과 같은 형상이 나타나게 된다. 특히 마이크로중력장에서 발생하는 화염은 지구에 비해 무시할 만한 유속조건에서도 화염이 형성될 수 있으며 이러한 조건에서는 화염 두께가 작아지고, 복사 열전달과 밀접한 관련이 있는 연소 생성물인 CO_2 및 H_2O 등이 낮은 유속으로 인해 중력장 화염에 비해 화염 내에 체류하는 시간이 길어 더 큰 복사 열손실을 초래할수 있다 [9].



Figure 1.6 Flame configuration on earth gravity and microgravity[10]

따라서 본 연구에서는 유인 가압모듈의 선실환경과 중력환경이 결부된 조건에서 가연물의 화염의 성장, 전파, 소멸특성에 대한 전주기적 이해를 증진 시키기 위해 포물선 비행기(Parabolic Flight)를 이용하여 마이크로중력 및 화성 중력환경을 모사하였으며, 각 중력환경에서 고체가연물의 화염 전파실험을 수행하여 중력의 영향이 고체가연물의 화염전파의 영향에 대해 고찰하고자 하였다.

유인우주 가압모듈 환경에서 발생한 화재의 진압 역시 지상과는 다른 방식으로 이루어져야 한다. 러시아의 유인우주 가압모듈을 제외한 대부분의 모듈에서는 화재진압을 위하여 이산화탄소 소화기(Figure 1.7)를 비치하여 운용하고 있다. 하지만 앞서 기술한 유인우주 가압모듈의 선실환경을 고려한 화재진압 적합성에 관한 검증이 아직 미비

한 실정이다. 화재진압을 위해 사용될 수 있는 기체는 대표적으로 질소, 헬륨, 이산화탄소 등이 있으나 우주 환경에서는 어떤 기체가 가장 화재진압능력이 높은지에 관한 연구는 거의 전무 한 실정이다.

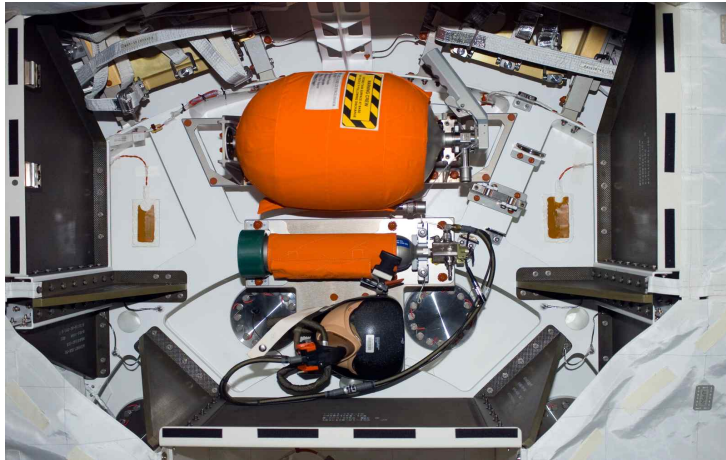


Figure 1.7 International Space Station Fire detection and suppression equipment[11]

Figure 1.8은 국제우주정거장(ISS)의 내부의 모습이다. 주로 전선, 폼, 플라스틱, 과 같은 Polymer 계열의 고체가연물이 많이 비치되어있는 것을 확인 할 수 있다. 이러한 고체가연물들은 열관성이 낮기 때문에, 고산소 환경에 노출되면 화재의 위험성이 증가할 수 있다.

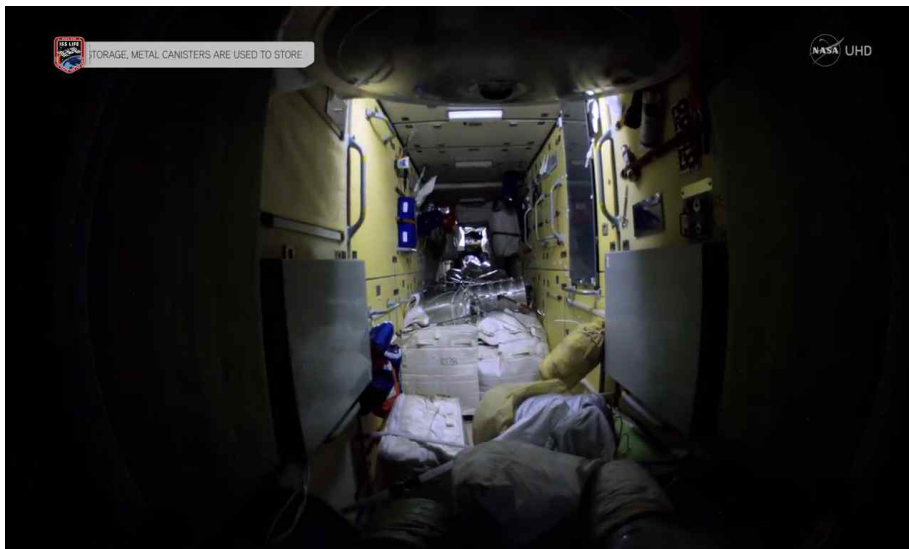
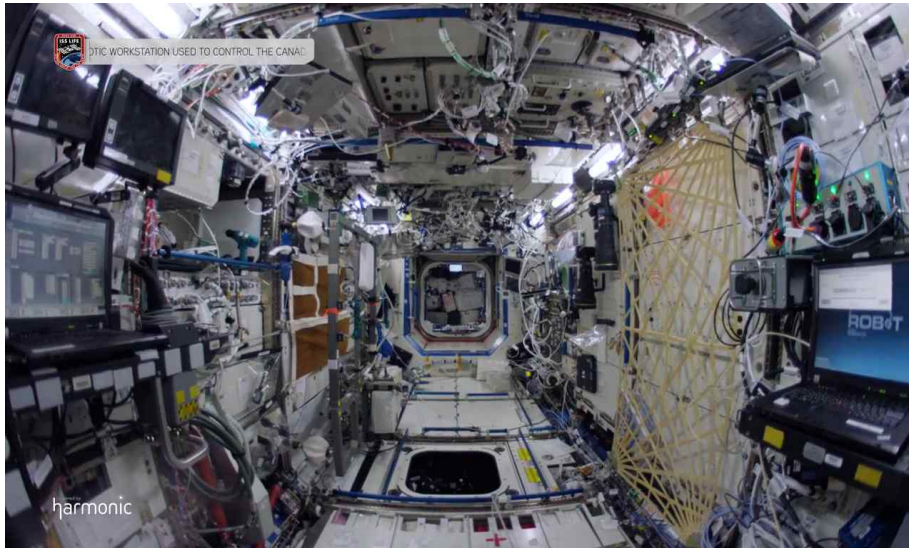


Figure 1.8 International Space Station inner solid combustibles[12]

이에 본 연구에서는 마이크로중력환경에서 연소특성을 알아보기 위하여 실험에는 우주정거장, 유인가압모듈에서 우주인의 주위에서 놓인 가연물과 같이, 열관성이 매우 낮은 고체가연물로 광파이버 선정하였고, 실험에 사용된 광파이버는 가연성 피복(폴리에틸렌)으로 코팅이 되어있는 두께가 매우 얇은 광파이버이다. 이런 광파이버와 같은 가연물은 열적 두께가 물리적 두께보다 두꺼워 열관성이 무시할 만큼 작은 값을 가진다. 이러한 가연물에서 화염전파는 화염 면에서 고체연료 표면으로

열전도에 의해 주로 지배받고 화염 내부에 열분해가 완전히 되지 않은 폴리에틸렌이 존재하지 않기 때문에 해석이 단순해지는 장점이 있다.

선행연구를 살펴보면 Y. Takano의 4인[13]은 전선에 과량의 전류를 인가시켜, 낙하탑을 이용하여 마이크로중력을 조성하여 화염의 전파에 대해서 연구를 수행하였다. 하지만 화염이 전파될 때 화염내부에 완전히 열분해 되지 않은 잔여물이 남아 해석에 어려움이 있었다. 본 연구에서 사용한 가연물은 몰튼(molten)현상이 거의 없어 화염전파 시 내부에 잔여물이 거의 남지 않는 점과 차별되는 점이다.

T. Kashiwagi의 5인[14]은 마이크로중력에서 낮은 유속조건에서 화염의 전파 현상을 3차원 적으로 시뮬레이션 및 실험으로 검증하였다. 실험 시 할로겐 텅스텐램프를 이용하여 열유속을 공급하였는데, 본 연구에서는 니크롬선의 줄 히팅현상을 이용 하였으며, 화염전파 현상의 분석을 용이하게 하기 위하여 1차원에서 화염의 전파 현상에 대해 고찰한 점과 차이가 있다.

Y. J. Son, D. Paul은[15] 마이크로중력환경에서 가스 종류에 따른 고체가연물의 화재진압 효과에 대해 연구를 하였으나, 열적두께가 두꺼운 Thermally thick 가연물을 사용하였다.

이렇듯 선행연구들은 대부분 열관성이 높은 고체가연물의 화재연구가 수행되었다. 하지만 유인 가압모듈에는 열관성이 낮은 가연물이 선내에 비치되어, 유인 우주 환경과 결부되어 화재로 성장할 수 있는 위험성을 내포하고 있다. 이에 본 연구에서는 화성탐사의 목적지인 화성의 중력, 그리고 화성 탐사까지 중력조건인 마이크로중력조건에서 열관성이 낮은 고체가연물의 화재특성을 알아보기 위하여 포물선비행기를 이용하여 열관성이 낮은 고체가연물의 화염전파 실험을 수행하였다. 또한 화성탐사에 사용될 수 있는 가압모듈과 비슷한 환경에서 화염전파 특성을 알아보기 위해, 압력을 감압 시 화염전파율의 변화를 실험 및 분석하였다. 화재진압 시 사용될 수 있는 기체인 헬륨, 질소, 이산화탄소를 이용하여 대기를 조성하고, 대기 조성의 변화가 화염의 전파율에 미치는 영향을 실험을 통해 살펴보고 유인우주 환경에서 화재에 영향을 줄 수 있는 중력, 압력, 대기조성의 변화에 따른 화염전파 특성을 종합적으로 고찰해 보는 것이 본 연구의 목적이다.

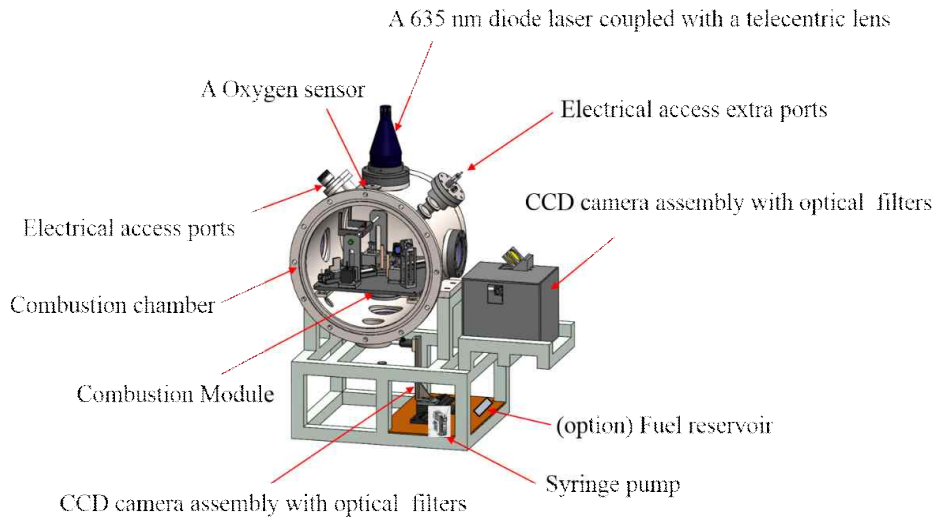
2. 실험 장치 및 방법

2.1 실험 장치

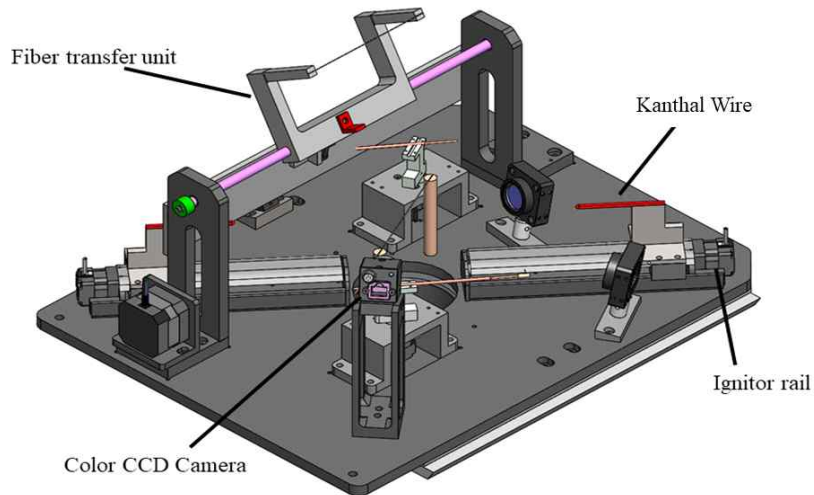
유인우주 가압모듈의 선실환경과 유사한 조건에서 실험을 수행하기 위해서는 우선 우주환경에 따라 달라지는 중력환경의 모사가 필요하고, 이를 위하여 포물선 비행(Parabolic Flight)을 이용하였다. 포물선 비행의 자세한 내용은 2.2 실험방법에 기술되어 있다. 가압모듈의 대기환경은 가압 및 감압이 가능한 압력 용기를 제작하고 압력과 산소농도를 조정하여 모사하였다. 다만, 포물선 비행에 사용된 압력용기와 부가적인 실험 장치는 미국 연방항공국(Federal Aviation Administration, FAA)의 규제에 의해 지상실험을 수행하기 위해 제작한 실험장치와는 별도로 특수 제작하였다. 아울러 용기 내부의 대기는 조정 없이 비행기 선실 압력과 동일한 대기압(1atm) 상태에서 공기만을 이용하여 화염전과 실험을 진행하였다.

Figure 2.1.1(a)는 포물선 비행 화염전과 실험을 수행하기 위해 제작한 특수 압력용기의 형상 및 실험장치의 구성을 보여주고 있다. 압력용기의 재질은 SUS306이며 체적은 약 80L로 부가 실험장치를 모두 포함한 경우 총 질량은 약 102kg이다. 용기에는 4개의 광학 창과 연소 가스의 배출과 공기의 주입을 위한 포트가 각각 1개씩 설치되어 있으며, 연소 가스 배출 포트는 비행기에 설치되어 있는 Venting 포트와 연결되어 화염전과 실험 직후 발생된 연소 부산물을 비행 중 외부로 배출할 수 있도록 구성하였다. 용기의 상단에는 용기 내부에 설치된 각종 모터, 점화기, 카메라, 복사계의 작동 및 데이터 전송에 필요한 전선을 연결하기 위해 가압과 감압환경에서도 작동할 수 있는 40핀 전기 피드스루(40pin Electric Feed through)를 설치되어 있다. 아울러 실험 전후 압력용기 내부의 압력 변화와 산소농도를 측정하기 위해 산소 센서와 압력 센서도 용기 외부에 장착하였다.

압력용기에 설치된 광학 창에는 두께 20mm와 직경이 100mm인 BK7 원도우가 설치되어 용기 내부를 관찰할 수 있도록 설계하였다. 용기의 상단에서 하단을 관통하는 광학 창에는 650nm 레이저 평면 광원과 650 nm 대역필터, 중성 흡수식 필터, 핀 홀 및 CCD 카메라로 구성된 전역 광소멸(Full Field Light Extinction) 장치를 장착하여 점화기의 위치 및 작동 여부를 실시간으로 모니터링할 수 있도록 하였다. 또한 용기의 좌측에서 우측을 관통하는 광학 창을 통해서도 특정 파장대역 대역필터(700nm,



(a) Combustion chamber and auxiliary devices



(b) Flame spread experiment module

Figure 2.1.1 Experimental apparatus for parabolic flight

900nm)를 장착한 CCD 카메라가 점화 직후 화염의 위치를 저장할 수 있도록 설계되어 있다.

가압용기의 내부에는 Figure 2.1.1(b)에 제시되어있는 것과 같은 화염전파 실험 모듈이 설치되어 있다. 화염전파 실험 모듈은 용기 내부에서 점화되는 고체가연물의 화염전파 현상을 관찰할 수 있도록 Color CCD 카메라를 기본 장착하고 있으며, 화염전파 실험에 사용된 고체연료인 광파이버를 이송하기 위한 장치, 점화기 그리고 점화기 위치 조정을 위한 레일 등을 포함하고 있다. 점화기는 칸탈 와이어에 전압과 전류를 인가하여 발생된 줄 히팅(Joule Heating)을 이용하여 고체연료를 점화시키는 방식을 이용하였다. 화염전파 실험 모듈에 설치된 모든 전기·전자장치는 용기 상단에 설치된 피드스루를 통해 외부의 PLC 컨트롤러와 PC에 연결되어 있으며 미리 설정해 둔 값에 따라 자동으로 작동하도록 설계되었다.

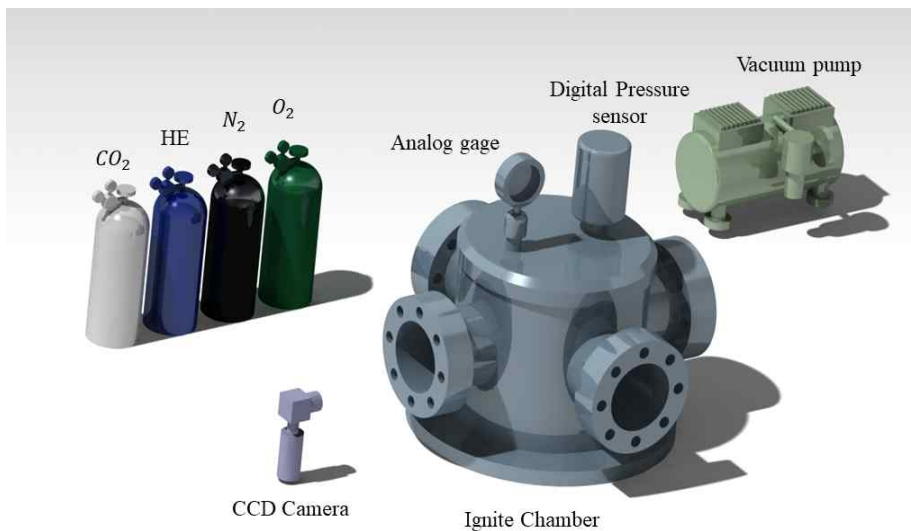


Figure 2.1.2 Experiment configurations for flame spread experiment on earth

Figure 2.1.2는 유인 가압모듈의 압력 및 대기 가스의 조성에 따라 달라지는 화염전파와 화염소멸 특성을 고찰해 보기 위해 제작한 지상용 실험장치의 구성도이다. 실험장치의 기능과 구성은 포물선 비행에 사용된 실험장치와 거의 유사하다. 다만 연구 목적에 부합 할 수 있도록 압력, 산소농도와 대기 조성 등을 제어하기 위해 다양한 설정

압력 범위(0.2 ~ 1.0 atm)에서 산소 (oxygen, O₂), 질소 (nitrogen, N₂), 이산화탄소 (carbon dioxide, CO₂), 헬륨 (helium, He) 등 가스를 압력용기 내부에 주입할 수 있게 설계하였다. 압력용기의 재질은 SUS306이며, 체적은 약 10L로 용기 내부의 가스 조성과 압력을 조정하기 위하여 진공펌프와 압력게이지가 장착되어 있다. 지상실험용 압력용기에도 4개의 광학창이 장착되어 있으며, 이중 광파이버와 수직이 되는 광학창의 길이방향으로 CCD 카메라를 설치하여 화염전파 영상을 획득 할 수 있도록 하였다.

본 연구에서 사용된 고체연료는 열관성이 매우 낮고, 지름이 0.18 mm인 광파이버이다. 광파이버의 중심부는 불연재인 실리카(silica)로 구성되어 있고, 중심부의 바깥쪽에는 폴리에틸렌으로 코팅이 되어있다. 고체 가연물에 생성된 화염은 Figure 2.1.3과 같이 코팅되어있는 가연재, 즉 폴리에틸렌만을 연소시키며 광파이버를 따라 전파 하게 된다.

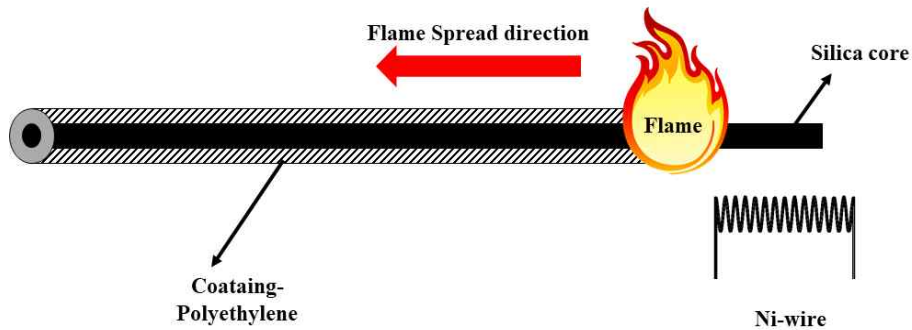


Figure 2.1.3 Flame spread on glass fiber

이러한 광파이버의 경우 화염이 전파되는 과정에서 화염 내부에 열분해 되지 않은 고체가연물이 남지 않고, 형상계수(View Factor)가 매우 작기 때문에 복사에 의한 열 전달량이 적기 때문에 화염과 고체가연물의 열전달 현상을 이해하는데 수월한 장점이 있다.

2.2 실험방법

2.2.1 화성 및 마이크로중력 환경에서 화염전파 실험방법

유인우주 가압모듈의 서로 다른 중력 (화성 및 마이크로 중력) 환경을 모사하기 위하여 본 연구에서는 미국 Zero-G社에서 운용 중인 포물선 비행 프로그램을 이용하였다. Zero-G社는 상업과 연구 목적으로 포물선 비행 프로그램을 제공하고 있는 회사로 연구 목적의 포물선 비행은 플로리다 주에 위치한 Million air 공항에서 이륙하여 약 2 시간 뒤 동일한 공항으로 착륙하고 마무리된다. Zero-G社가 포물선 비행을 위해 운영하는 항공기는 Figure 2.2.1의 BOEING社의 727-200F 기종으로 항공기 내부에는 Figure 2.2.2와 같이 실험장치를 항공기의 바닥에 고정할 수 있도록 고정 홀이 일정 간격으로 설치되어 있다.



Figure 2.2.1 Boeing 727-200F for parabolic flight operated by Zero G cooperation

항공기 내부 실험이 가능한 공간은 총 1147.45×130 인치로 항공기의 바닥에는 가로와 세로에 각각 20인치의 간격으로 볼트 홀이 있으며 장치의 고정에는 1인치의 볼트가 사용된다. 포물선 비행실험을 위해 제작된 가압용기와 부속 장치는 항공기의 바닥에 수월하게 고정할 수 있도록 프레임을 제작하고 Figure 2.2.3과 같이 별도의 고정판에 총 12개의 M12 나사를 이용하여 우선 고정한 뒤 항공기 바닥에 고정판을 설치하였다.

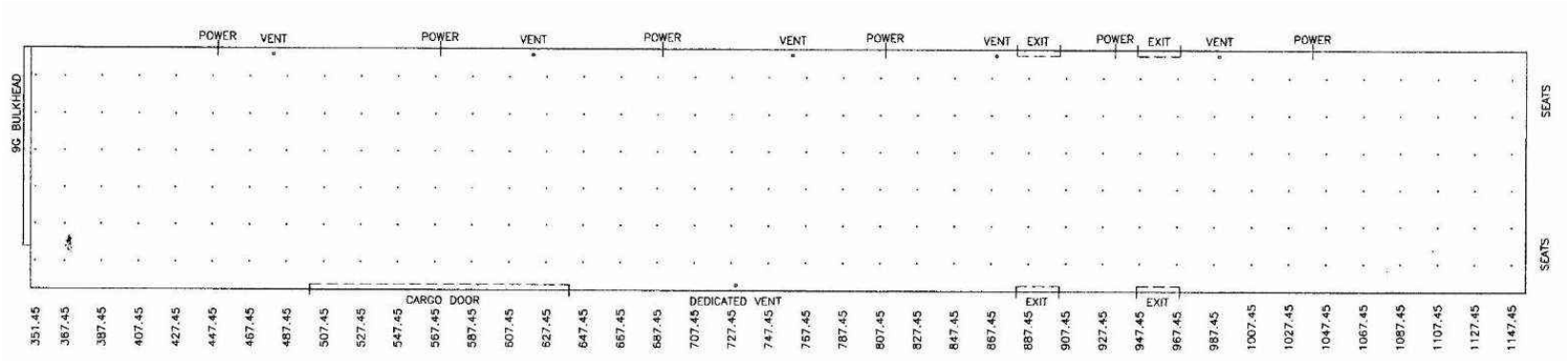


Figure 2.2.2 Flight bottom bolting location and diameter

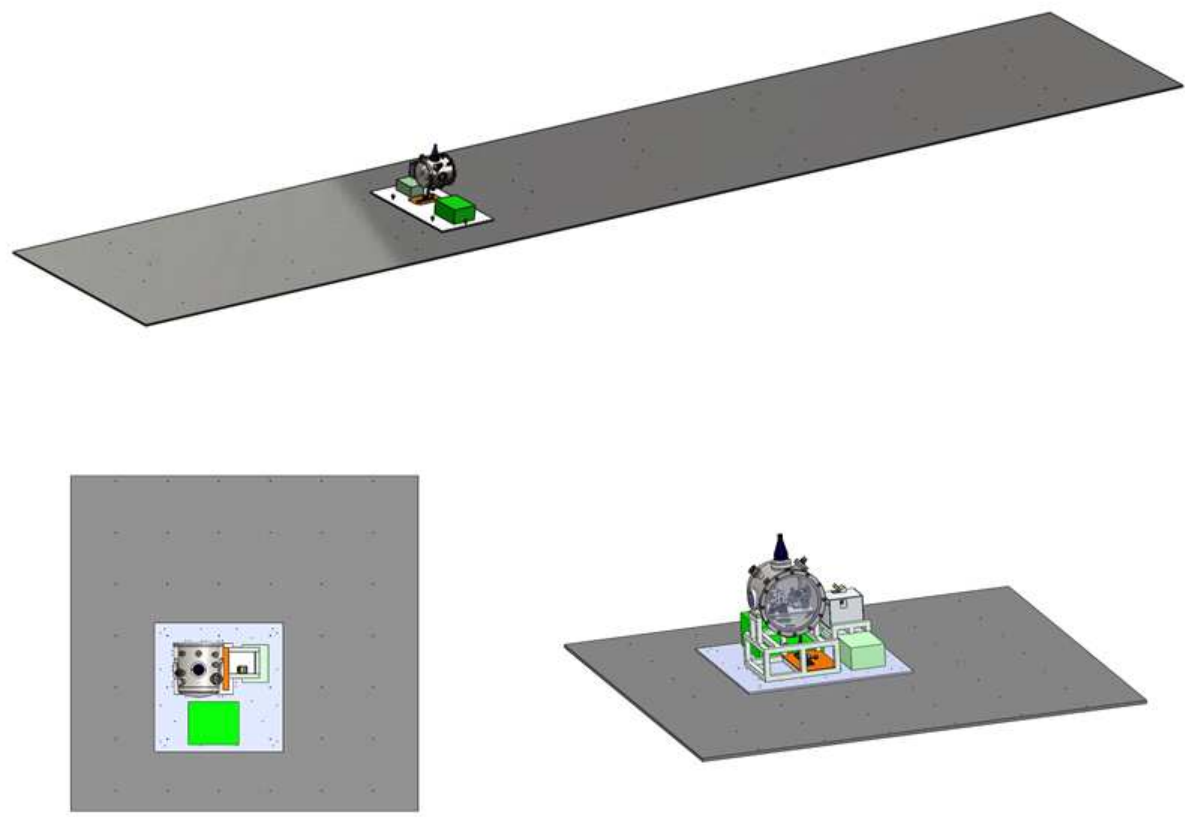


Figure 2.2.3 Configuration on flight Bottom - chamber arrangement and fixed

Figure 2.2.4는 항공기 바닥에 설치된 실험장치의 모습을 나타낸 이미지이다. 화염 전과 실험 후 내부의 대기를 배출시키기 위해 비행기 내부의 Venting port를 이용하여 배출시키기 위하여, port와 가까운 자리에 실험장치를 고정하였다. 압력용기의 뚜껑 개폐가 수월하도록 실험 수행자의 정면에서 이루어질 수 있도록 설치하였다.



Figure 2.2.4 Configure flight bottom & Chamber integration

Figure 2.2.5은 포물선 비행 프로그램을 운영하는 Zero-G社의 운용 시퀀스이다. 항공기가 1회 포물선 비행을 수행할 때, 마이크로중력이 유지되는 시간은 약 20초 정도 것을 알 수 있다. 또한 고도상승시간과 하강시간을 조절하여 화성중력(Martian gravity)을 조성할 수 있는데, ZERO-G社에서 2회의 화성중력으로 포물선 비행을 운용하였다. 이에 화성중력과 마이크로중력에서 화염의 전과 수행을 수행하였다. 마이크로중력 및 화성중력에 들어가기 직전 비행기의 고도가 상승함에 따라 고중력(Hyper gravity)이 발생하게 되는데, 이때 점화기를 광파이버를 연소시킬 위치로 이송시키고, 마이크로중력 환경에 들어가게 되면 니크롬선을 가열하여 광파이버를 연소시켰으며, 이때 화염이 광파이버를 연소시키며 전파되는 모습을 CCD 카메라로 녹화하였다.

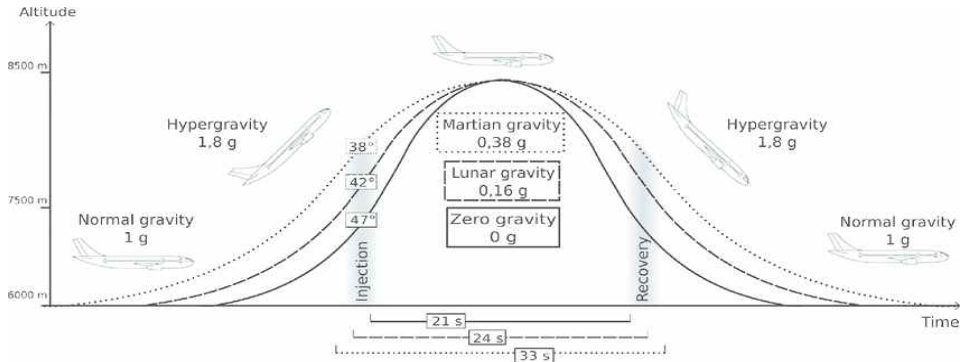


Figure 2.2.5 Parabolic flight sequence at 1 time flight [16]

연구 목적에 맞춰 우주인이 처할 수 있는 고산소 저압력을 조성하려 했으나, 미국 연방항공청(Federal Aviation Administration, FAA)의 안전규제로 인해, 압축가스 반입 제한되어 마이크로중력환경 및 화성중력에서 화염전파 실험에는 공기($O_2:21\%$, $N_2:79\%$) 조건에서 실험을 수행하였으며, 용기 내부의 압력은 1atm을 유지하며 실험을 수행하였다. Zero-G社의 포물선 비행의 시나리오를 살펴보면 비행기가 1회 운행하였을 때, 30번의 포물선 비행을 진행하며, 화성 중력환경으로 2회, 달 중력환경으로 3회 마이크로중력환경으로 25번의 포물선 비행을 진행하였다. 이에 실험은 화성중력조건과 마이크로중력 환경에서 수행하였다. Figure 2.2.6을 보면 알 수 있듯 5번을 주기로 Parabolic Flight를 들어가게 되는데 이때 실험자는 마이크로중력환경에 들어가 몸이 부양되기 때문에 움직임이 매우 제한되게 된다. 실험자가 부양된 상태에서 광파이버의 교체가 매우 어려울 것으로 판단되어 별도의 광파이버 이송대를 제작하여 광파이버를 이송시켜 실험을 수행하였다.

아울러 각 중력(화성중력/마이크로중력)에 해당하는 포물선 비행이 끝난 직후에는 용기 내부의 연소 가스를 Venting 포트 이용하여 비행기 밖으로 배출시키고, 산소 센서와 압력 센서를 이용하여 용기 내의 대기 중 산소농도와 압력이 일정하게 유지됨을 확인하였다.

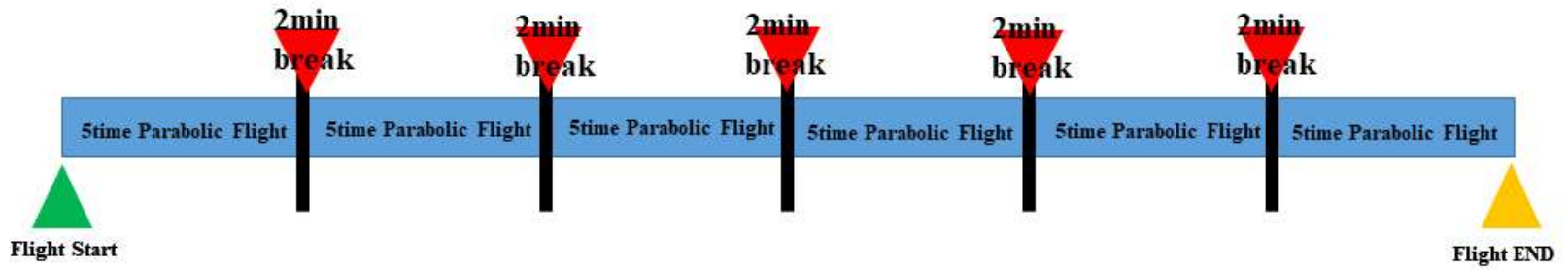


Figure 2.2.6 Parabolic flight – flight schedule 1 day

2.2.2 유인우주 가압모듈 대기환경에서에서 화염전파 실험방법

연방항공청의 안전규제로 인해 마이크로중력 및 화성중력 환경에서 실험이 불가능하였다. 러시아의 유인 가압모듈인 MIR호의 교훈으로 학습한 바와 같이, 유인우주 환경과 결부시켜 화염전파 연구를 수행하기 위하여, 화염전파율에 영향을 끼칠 수 있는 다른 요소인 압력과, 대기조성의 변화 따른 영향을 확인하기 위하여, 지상에서 압력과 대기조성을 변경시켜가며, 실험을 수행하였다.

연소실험 시 실험실의 온도와 습도는 항상 일정하게 유지하여, 연소실험에 영향을 최소화한 상태로 실험을 하였다. 용기 내부에 고산소-저기압 환경을 조성하기 위하여 먼저 진공펌프를 이용하여 연소 용기를 절대진공으로 감압한 후, 산소와 불활성기체를 식(2.1)에 제시된 돌턴의 분압법칙을 이용하여 설정 압력에서 산소농도가 30~40%로 유지될 수 있도록 하였다.

$$O_2 [mole \%] = \frac{P_{O_2}}{P_{O_2} + P_{N_2 \text{ OR } He \text{ OR } CO_2}} \quad (2.1)$$

식(2.1)에서 P_{O_2} 와 $P_{(He \text{ or } N_2 \text{ or } CO_2)}$ 는 각각 용기 내에서 산소와 분위기 가스의 분압을 의미하며, 실험이 진행되는 동안 연소 용기 설정 전압력은 0.2~1.0atm으로 유지하였다. Table 2.1에 실험에 적용된 산소농도 조성을 위해 사용된 산소-불활성 가스의 분압을 정리하였다.

Pressure [atm]	$O_2 : 30\% / Gas : 70\%$		$O_2 : 40\% / Gas : 60\%$	
1.0	0.30	0.70	0.40	0.60
0.9	0.27	0.63	0.36	0.54
0.8	0.24	0.56	0.32	0.48
0.7	0.21	0.49	0.28	0.42
0.6	0.18	0.42	0.24	0.36
0.5	0.15	0.35	0.20	0.30
0.4	0.12	0.28	0.16	0.24
0.3	0.09	0.21	0.12	0.18
0.2	0.06	0.14	0.08	0.12

Table 2.1 Summary of O_2 mole % for each of experiment conditions

앞서 기술한 바와 같이 니크롬선 점화코일로 인해 광파이버가 연소 되며, 생성된 화염은 광파이버의 표면을 따라 이동하게 된다. 이때 화염의 이동하는 속도를 측정하기 위하여 단위 시간 (30fps=1/30s, 0.034s)동안 화염의 이동한 거리를 이미지 분석 툴인 Matrox Inspector를 이용하여 계산하였다. 카메라와 화염의 거리 및 카메라의 초점에 따라 Scale factor가 바뀌게 되므로 실험 전에 카메라의 위치를 고정 후, 눈금자를 화염의 생성 위치에 위치시켜 Scale factor를 미리 측정하였다. 본 실험에 사용된 CCD Camera의 환산계수는 0.1mm/pixel이다.



Figure 2.2.7 Image captured to determine the scale factor

화염의 온도는 밝기정보를 통하여 상대적인 비교가 가능하다. 실험에 사용된 카메라는 30fps로 화염의 전파되는 과정을 녹화하였는데, 이미지 분석툴인 Matrox inspector를 이용하여 분석을 진행하였다. 화염이 광파이버를 통해 전파되면서 광파이버 역시 발광하게 되는데 실험에 사용된 광파이버는 열관성이 매우 낮아 화염과 열교환이 매우 빨리 진행되어 화염의 온도와 거의 평형상태임을 이용하여, 광파이버의 밝기정보를 이용하여 화염의 온도를 간접적으로 비교하였다. 니크롬선을 가열하여 광파이버를 점화할 때 가열된 니크롬선에 의해 전도되는 열량이 많아 화염전파율에 영향을 줄 것으로 판단되어, 니크롬선에 의해 화염이 생성된 후 1초 후부터 0.1초 간격으로 5번의 파이버의 밝기정보를 측정하였다.

Figure 2.2.8(a)는 니크롬선이 가열되어 화염이 생성되고 1초 이후에 화염이 전파되는 모습이다. 이때의 이미지의 밝기정보는 Figure 2.2.8(b)와 같이 8bit 값으로 변환을 하여 가장 밝은 값을 255, 가장 어두운 값을 0으로 변환하였다.



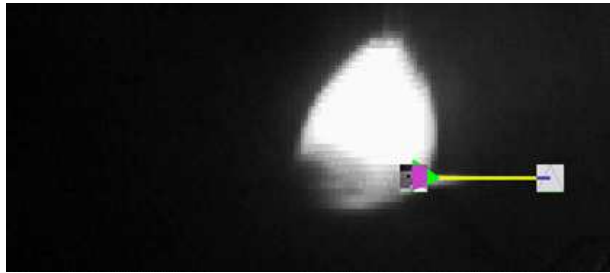
(a) Flame spread raw image



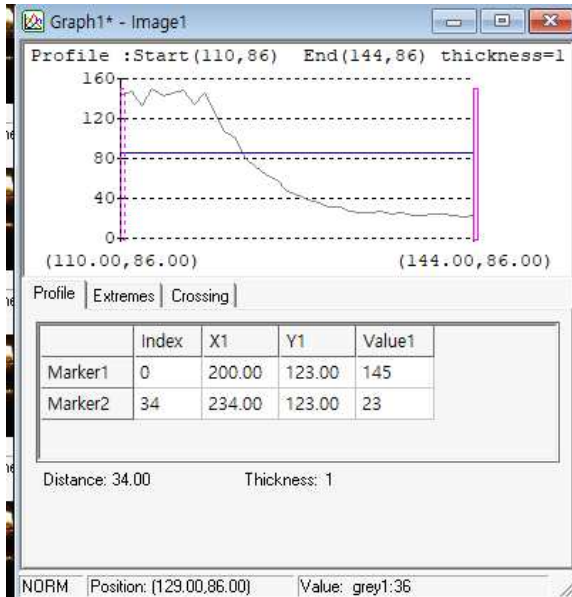
(2) Flame spread 8bit convert image

Figure 2.2.8 Flame near optical fiber light level convert process by matrox inspector

전파되고 있는 화염 근처의 발광하고 있는 광파이버의 밝기정보를 Figure 2.2.9(a)와 같이 Matrox inspector의 line profile 툴을 이용하여 불러오면 Figure 2.2.9(b)와 같은 경향을 확인할 수 있는데, 화염에 근접해 있는 광파이버의 밝기값이 수렴하는 것을 알 수 있다. 화염에 근접해 있는 광파이버의 10개 pixel의 값의 평균을 취했으며, 화염이 전파될 때 0.1s 간격으로 5번의 밝기정보를 측정하였으며, 5번 측정된 화염의 밝기정보를 다시 평균값을 구하였으며, 동일한 측정 방법으로 압력 조건 및 대기 조성에 따른 밝기정보 값을 측정하였다.



(a) Flame near Optical fiber light level analysis by matrox line profile



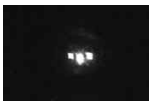









(b) Flame near Optical fiber light level data

Figure 2.2.9 Flame near optical fiber analysis process by matrox inspector









3. 실험 결과해석 및 고찰

3.1 중력 변화에 따른 고체연료의 화염전파 특성





Table 3.1은 포물선 비행을 활용하여 광파이버를 서로 다른 중력조건에서 점화시켜 촬영한 화염전파 이미지이다. 앞서 기술한 바와 같이 포물선 비행실험 시 압력 용기 내부의 압력은 선실의 공기를 이용하여 대기압으로 유지하였다. 가압용기 내 화염전파 실험 모듈에 장착된 Color Camera는 34fps로 화염전파 이미지를 촬영하였고, 가압용기 우측 광학 창을 통해서는 대역폭 필터를 장착한 CCD 카메라가 40fps로 화염전파 이미지를 동시에 획득하였다.

Optic Box CCD Camera					
Color CCD Camera img.					
Time(s)	0	0.3	0.6	0.9	1.2

(a) Under martian gravity conditions

Optic Box CCD Camera				
Color CCD Camera img.				
Time(s)	0	0.3	0.6	0.9

(b) Under microgravity conditions

Color CCD Camera img.				
Time(s)	0	0.3	0.6	0.9

(c) Under earth-gravity conditions

Table 3.1.1 Flame images obtained after ignition under different gravity conditions

화염전파율은 용기 내부에 설치된 컬러 CCD 카메라를 이용하여 측정하였으며, 압력용기의 우측 광학 창을 통해 용기 내부를 촬영하는 CCD 카메라가 획득한 영상과 비교하여 화염전파율을 최종결정하였다. Figure 3.1.1에 제시된 바와 같이 파이버 이송 장치에 거치 된 광파이버는 카메라가 촬영하는 화염전파 진행 방향과 임의의 각도로 배치되기 때문에 분석 시 이미지 분석을 통해 측정된 화염전파 거리값에 $\cos\theta$ 값을 곱하여 화염전파율을 계산하였다.

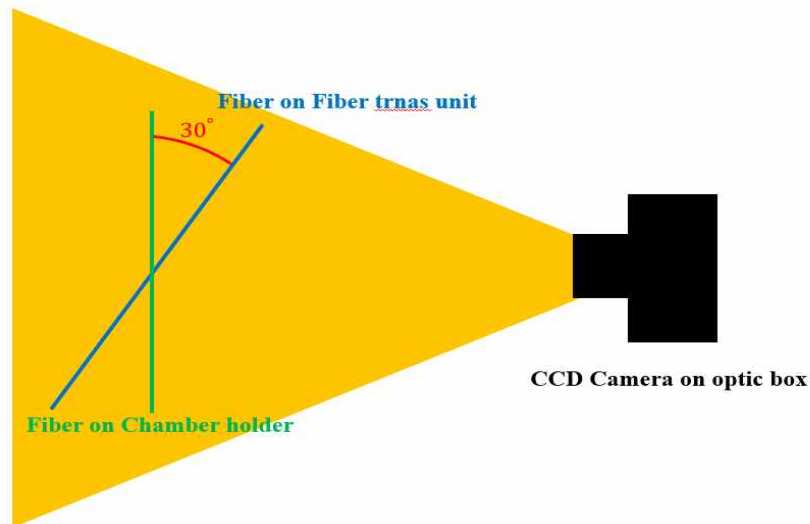


Figure 3.1.1 Schematics of flame spread geometry

Table 3.1.1에서 관찰할 수 있는 바와 같이 중력의 크기가 감소함에 따라 광파이버를 따라 이동하는 화염의 이동속도는 물론 화염의 크기도 달라지는 것을 확인 할 수 있다. 중력 변화에 따른 화염 전파특성을 자세히 이해하기 위해서 Table 3.1.1의 화염전파 이미지로부터 화염 이동거리를 시간의 함수로 측정하여 Figure 3.1.2에 나타내었고, 시간-거리 관계부터 중력환경별로 화염전파율 Figure 3.1.2에서 1차 함수의 기울기를 계산하여 Figure 3.1.3과 같이 나타내었다. 중력의 영향이 감소함에 따라 화염전파율을 의미하는 거리-시간 그래프의 기울기가 뚜렷이 증가함을 관찰할 수 있다. 즉 광파이버에서 발생 된 화염전파율은 중력환경이 달라짐에 따라 동일한 대기환경에서도 크게 영향 받는 것을 확인할 수 있었다. 대기압(1atm) - 공기조성에서 점화된 광파이버의 화염전파율은 마이크로중력환경에서 가장 크고 화성중력, 지구중력 순으로 작아졌다.

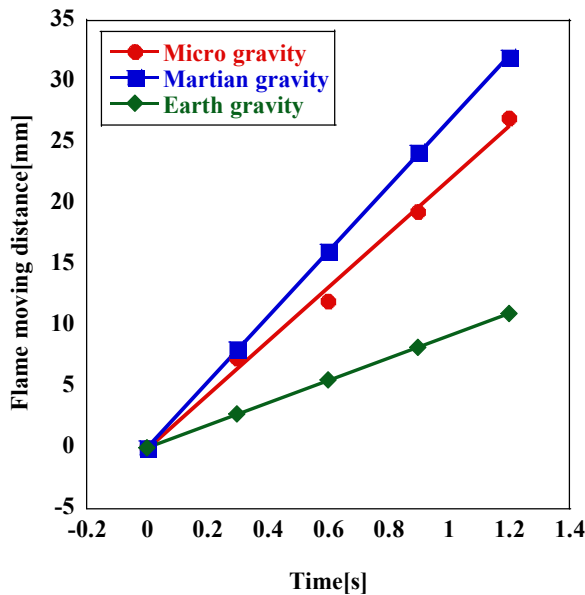


Figure 3.1.2 Flame moving distance measured as a function of time

$$Gr = \frac{g\Delta T d^3 \rho^2}{T_f \mu^2} \quad (3.3)$$

여기서 Pr은 Prandtl수이며, d는 광파이버의 직경, g는 중력가속도, μ 는 점성계수, ΔT 는 화염과 주위와의 온도차이다. 마이크로중력환경과 화성중력환경에서와 같이 중력이 줄어들어 대류의 영향을 작아지는 경우 화염 면에서 광파이버 표면으로의 열유속은 기체의 열전도로 표현할 수 있다.

$$q \cong \lambda_g \frac{(T_f - T_s)}{\delta} \quad (3.4)$$

식(3.4)에서 λ_g 는 기체의 열전도계수, T_f , T_s 및 T_∞ 는 각각 화염 온도, 광파이버의 표면 온도 및 주위 온도를 의미한다. 식(3.4)을 이용하면 식(3.1)은 식(3.5)과 같이 다시 정의될 수 있다

$$S_f = \frac{\lambda_g}{\rho_s C_{p,s}} \frac{T_f - T_s}{T_s - T_\infty} \quad (3.5)$$

식(3.5)에서 A는 상수이다. 결국 중력이 감소함에 따라 대류 열전달 계수, h가 감소하면 광파이버 주위의 대류 열손실이 줄어들고 화염 온도가 상승하여 화염전파율이 증가할 수 있다. 본 연구에서는 광파이버를 따라 이동하는 화염의 두께는 화염전파 실험 모듈의 CCD Camera를 통해 획득된 화염의 이미지를 Figure 3.1.4와 같이 디지털 이미지 프로세싱 기법을 적용하여 8bit 그레이 이미지로 변환 뒤 화염의 영역을 추출하고 계산 면적을 등가 원의 면적으로 환산하여 직경을 계산하였고, 이 값을 화염의 두께로 가정하였다.

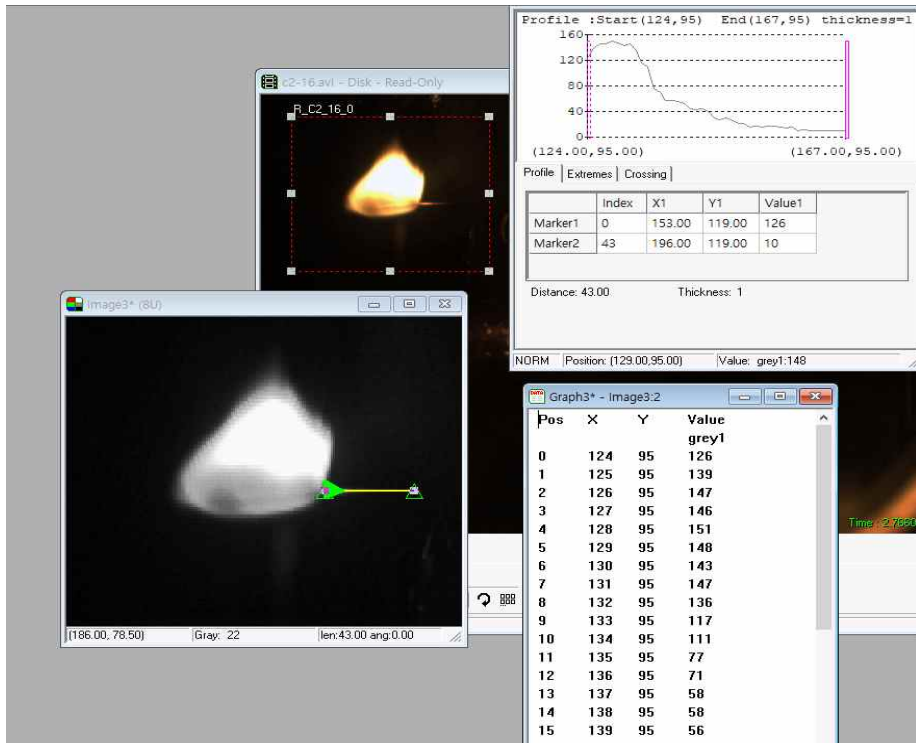


Figure 3.1.4 Measurement of flame thickness using a digital image processing technique

Figure 3.1.5는 등가 원의 면적 계산으로부터 환산된 화염의 평균 두께, δ 를 서로 다른 중력환경별로 시간에 따라 나타낸 그래프이다. 그림에서 볼 수 있는 바와 같이 중력의 크기 작은 마이크로중력 환경에서 화염의 두께는 가장 얇고 지구 중력환경에서 가장 두껍다. 이는 중력이 감소하면 부력에 의한 유동이 점점 약해지다가 마이크로중력 조건에서는 부력에 의한 유동은 거의 사라지고 대부분의 화학종 유동이 물질 확산에만 의존하여 이루어지기 때문이다.

화염 면에서 광파이버 표면에 전달되는 열유속은 전도, 대류, 복사 열전달 모드에 영향을 받지만 앞서 설명한 바와 같이 중력의 크기가 줄어드는 경우 대류 열전달의 영향은 줄어드는 반면 전도에 의한 열전달이 지배적으로 나타날 수 있다. 특히 본 연구에서와같이 화염의 두께에 비해 광파이버의 두께가 상대적으로 매우 얇은 경우 형상계수(View factor)가 무시할 만큼 작아져 화염 면에서 파이버 표면으로의 복사 열전달은

무시할 수 있다. 따라서 지구나 화성 중력환경에 비해 마이크로중력 환경에서는 얇아지는 화염두께로 인해 화염 면과 광파이버 표면 간의 거리가 감소하고 열전도가 촉진되어 화염전파율이 증가하는 것으로 판단해 볼 수 있다.

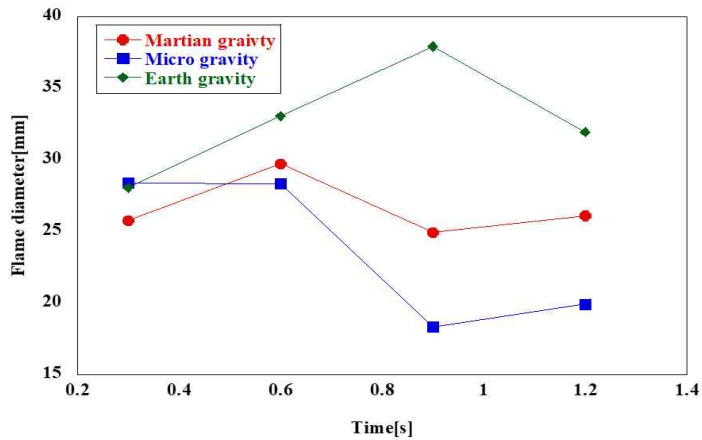


Figure 3.1.5 Measured flame thickness as a function of time for different gravity conditions

아울러 지구중력환경에서와 같이 화염의 두께가 증가하여 화염의 체적이 증가하는 경우 복사 열손실이 급격히 증가하고[17], 이로 인해 화염온도 역시 낮아지기 때문에 지구중력환경에서는 복사 열손실로 인한 영향을 배제할 수 없을 것으로 판단된다. 특히, 대류 열전달의 영향이 거의 사라지는 마이크로중력환경에서는 Biot 수가 거의 0에 가까워져 광파이버 표면에서 내부로의 열전도가 촉진되고, 이로 인해 광파이버 표면에서 열분해가 촉진되므로 화염전파율이 증가할 수 있을 것으로 판단된다.

3.2 가압모듈 대기환경에 따른 고체연료의 화염전파 특성

1장에 기술한 바와 같이 유인우주 가압모듈의 환경에서 화염 전파현상은 중력의 변화뿐만 아니라 가압모듈의 압력, 산소농도 등과 같은 선실 내부의 대기 환경과 결부되어 해석되어야 한다. 이번 절에서는 미국 연방항공국의 안전규정으로 인해 포물선 비행실험을 통해 실시하지 못한 대기 환경변화에 따른 화염전파 지상 실험결과를 제시하고 논의하자 한다.

앞서 기술한 것처럼 국제우주정거장을 제외한 대부분의 유인우주 가압모듈은 고산소-저기압 선실환경에서 운용되고 있으며 화재 발생에 대비해 이산화탄소 소화기가 배치되어 있다. 본 절에서는 지상실험용으로 제작된 압력용기를 이용하여 유인우주 가압모듈의 선실환경을 모사하고 대기 가스의 조성을 질소, 헬륨, 이산화탄소 가스로 치환하여 압력-산소농도 변화와 결부된 화염 전파특성을 고찰해 보았으며 아울러 치환된 가스의 소화능력을 살펴보았다. 실험에 사용된 고체가연물은 포물선 비행에서 사용되었던 동일한 광파이버를 사용하였고 점화에너지 변화로 인한 초기 화염속도 변화를 최소화하기 위하여 모든 실험 조건에 대해 동일한 점화에너지를 적용하였다. 고산소-저기압 환경 모사를 위하여 압력을 대기압에서 0.2atm까지 감압하였다. Figure 3.2.1은 고체가연물인 광파이버를 따라 전파하는 화염을 CCD 카메라로 촬영된 이미지이다.

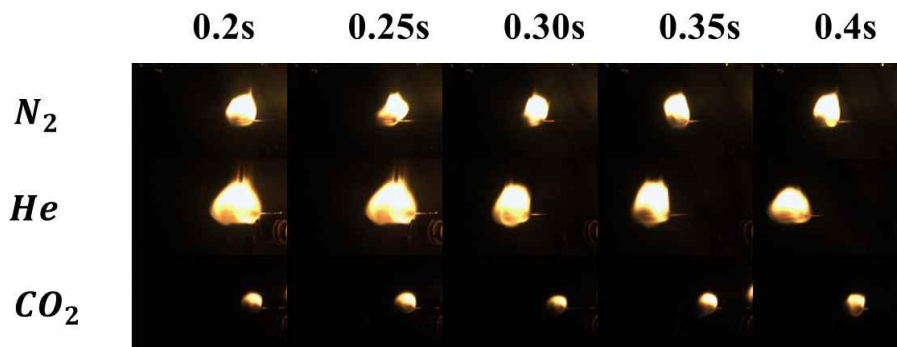
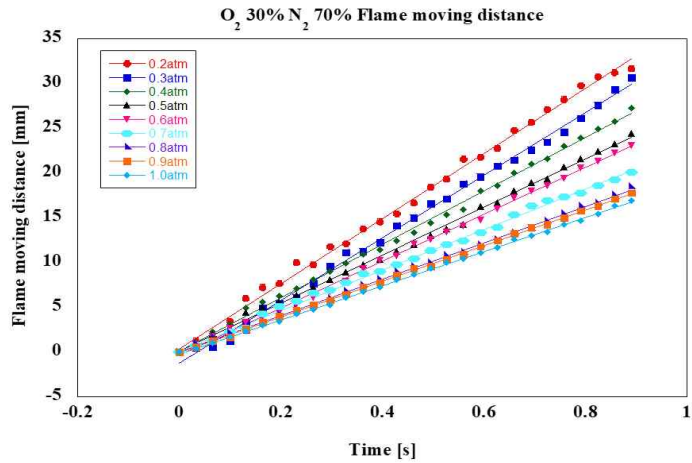
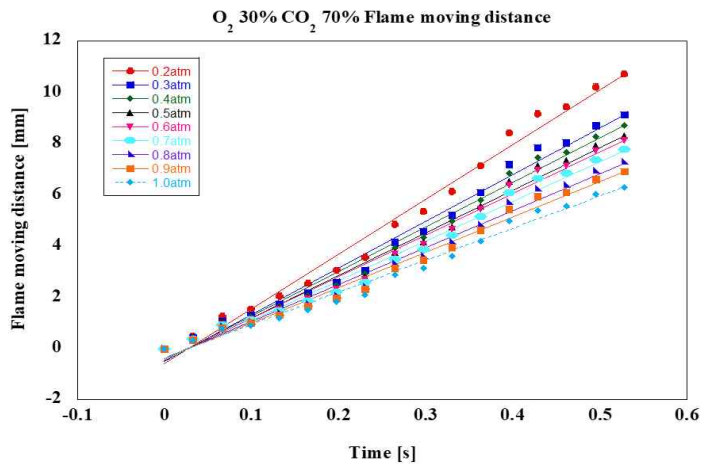


Figure 3.2.1 Configuration Flame spread on glass fiber at time

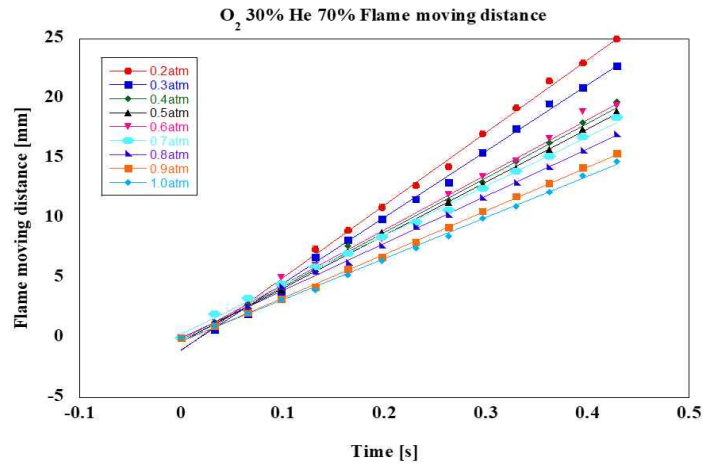
실험 시 용기 내부의 가스 조성은 식(2.1)를 이용하여 조성하되 우주인이 노출되는 환경과 비슷한 환경을 모사하기 위하여 산소농도는 30%, 40%, 압력감소에 따른 화염 전파율의 변화를 알아보기 위하여 화염전파 이미지로부터 화염의 이동거리를 시간에 대한 함수로 측정하였다.



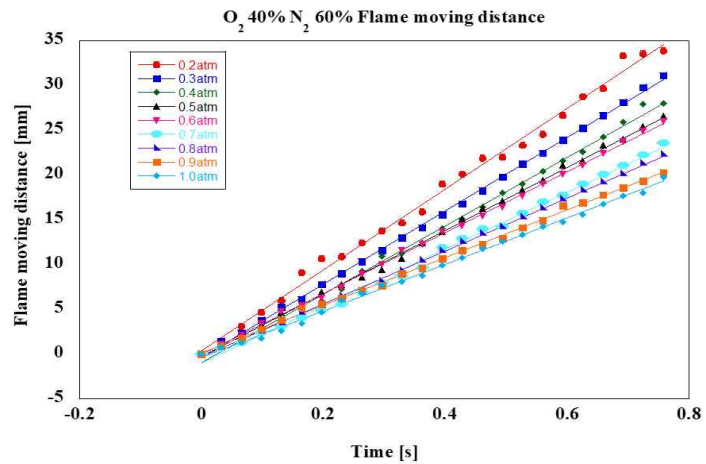
(a) Flame moving distance measured as a function of time after ignition on O₂ 30% in N₂ 70%



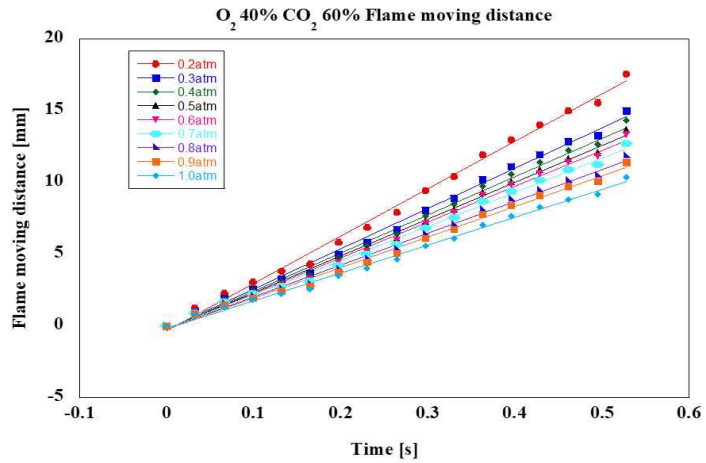
(b) Flame moving distance measured as a function of time after ignition on O₂ 30% in CO₂ 70%



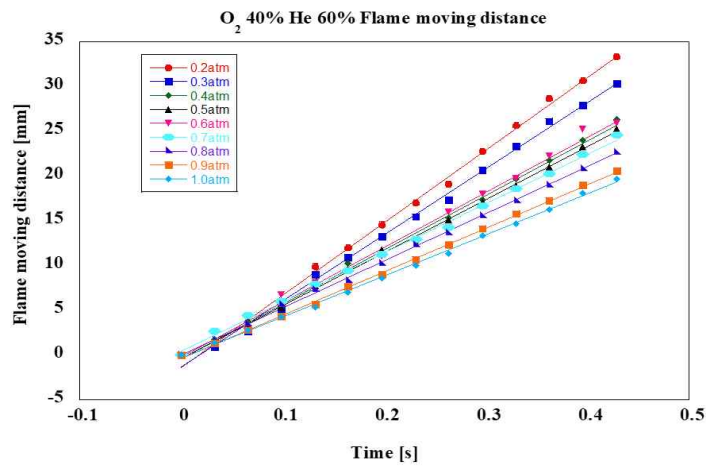
(c) Flame moving distance measured as a function of time after ignition on O₂ 30% in He 70%



(d) Flame moving distance measured as a function of time after ignition on O₂ 40% in N₂ 60%



(e) Flame moving distance measured as a function of time after ignition on O_2 40% in CO_2 60%



(f) Flame moving distance measured as a function of time after ignition on O_2 40% in He 60%

Figure 3.2.2 Flame moving distance measured as a function of time after ignition

Figure 3.2.2(a)~(f)는 각각의 대기 조성에서 화염의 전파되는 거리를 시간의 함수로 나타낸 그래프이다. 대기 조성에 따른 비교를 원활하게 하기 위해 화염전파율(Figure 3.2.2의 기울기)을 각 대기 조성에 따른 결과로 나타내면 그림 3.8과 같이 정리하였다. 그림 3.2.2의 결과를 보면 알수 있듯 압력에 따라 화염의 전파율이 값이 변화가 있으나, 대기 조성에 따라서도 화염의 전파율이 달라지는 것을 알 수 있다.

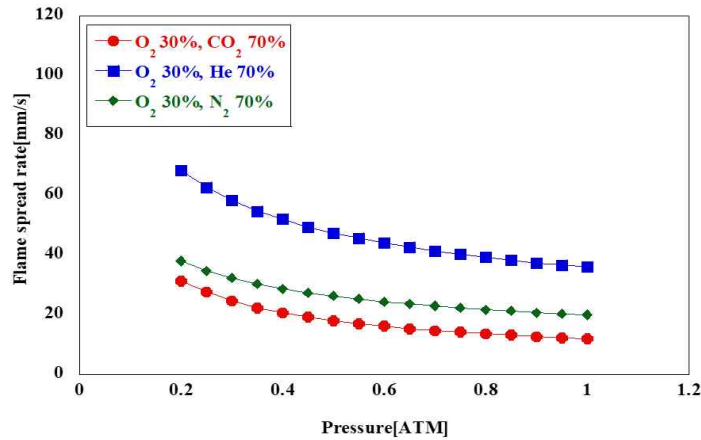


Figure 3.2.3 Flame spread rate by gas type and pressure

실험은 지구중력장에서만 실험을 수행하였고, 내부의 전압력을 고정한 후 오로지 화염전파율에 관해서만 살펴보면 대기 조성 시 헬륨을 사용한 경우가 가장 빨랐고, 질소, 이산화탄소를 사용한 순서로 화염전파율이 빠른 것을 알 수 있다. 화염전파율이 다르게 나타나는 이유를 고찰해 보기 위해서는 다시 화염전파율(S_f)에 대해 정리한 식 (3.5)를 살펴봐야 한다. 압력의 변화는 없었으므로, 고체가연물의 밀도와 정압비열은 크게 변화가 없었을 것이므로, 화염전파율에 영향을 줄 수 있는 인자는 기체의 열전도와 화염의 온도이다. 2.2장에 기술한 바와 같이 파이버의 중앙의 실리카 코어의 밝기를 통해 화염의 온도를 간접적으로 비교 할 수 있다. 실리카 코어의 밝기를 분석 결과는 Figure3.2.4와 같다.

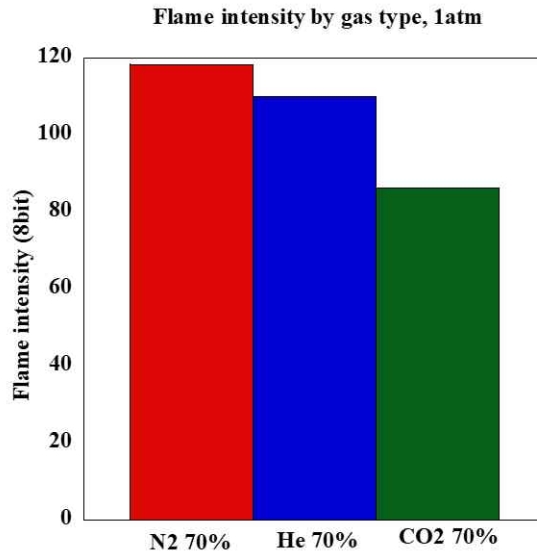


Figure 3.2.4 Flame intensity by gas type, 1atm

결과를 보면 질소를 사용한 경우가 헬륨을 사용한 경우보다 약간 높고, 이산화탄소를 사용한 경우 화염의 온도가 가장 낮음을 알 수 있다. 단일 화염일 경우 헬륨을 사용한 경우 헬륨이 비열이 다른 두 기체에 비해 낮기 때문에 화염의 온도가 가장 높으나, 혼합기체의 경우 헬륨의 열전도계수가 높기 때문에 화염주위의 기체와의 대류로 인한 열교환량이 높아 질소보다 화염의 온도가 낮기 때문으로 이해 할 수 있다.

화염의 온도가 헬륨을 사용한 경우가 질소보다도 낮음에도 화염의 전파속도가 낮은 이유는 식(3.5)에서 화염의 온도 외에 다른 인자가 영향을 끼쳤음을 생각 할 수 있는데, 헬륨의 경우 기체의 열전도계수가 Figure 3.2.5을 보면 알 수 있듯, 다른 두 기체에 비해 약 7배 이상 높은 것을 알 수 있는데, 높은 열전도계수로 인해, 헬륨을 사용했을 경우 화염에서 고체가연물로의 열전도 되는 열량이 높아 화염의 전파속도가 빨라 졌다는 것을 판단 할 수 있다.

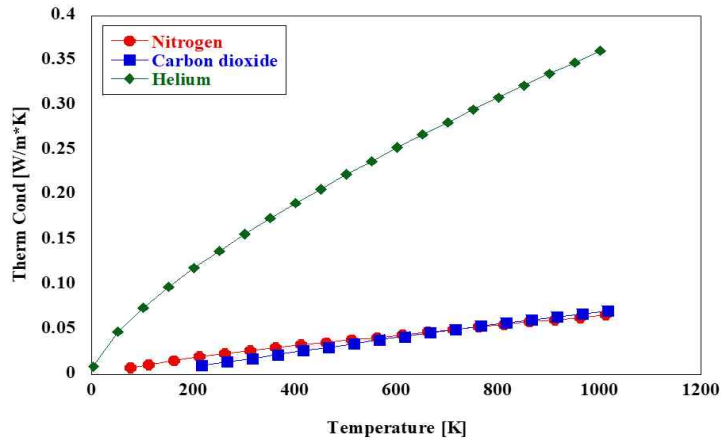
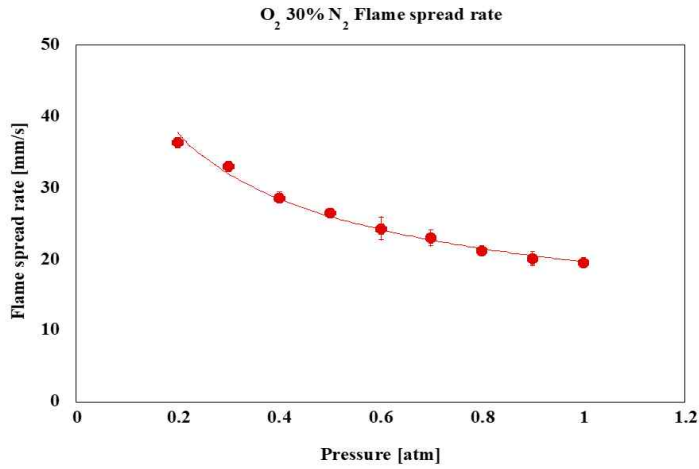
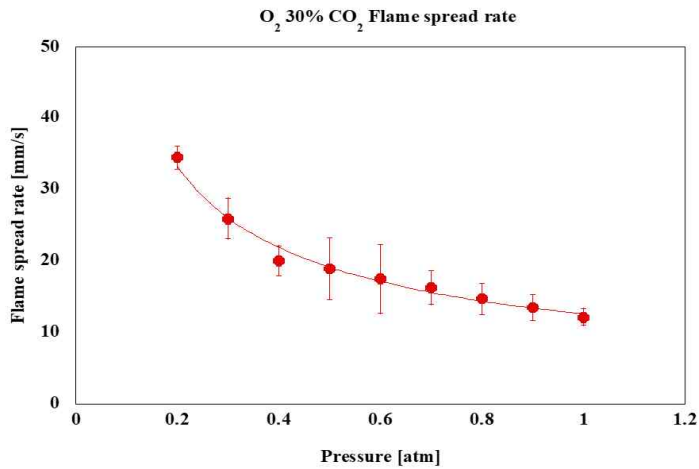


Figure 3.2.5 Thermal conductivity function of temperature, at 1atm

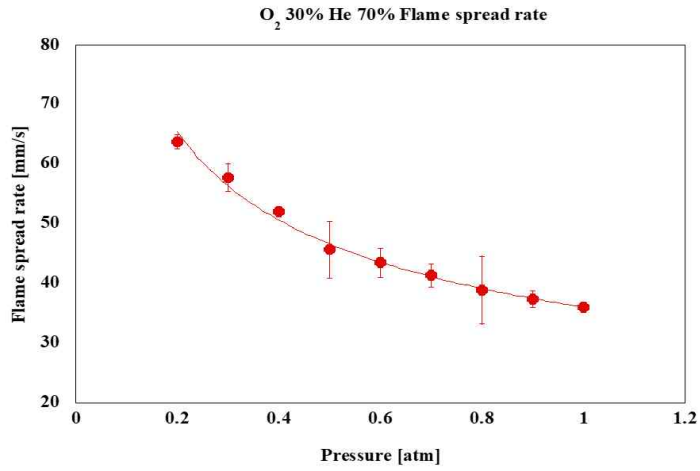
Figure 3.2.2(a)~(f)를 보면 확인할 수 있듯 압력에 동일한 대기 조성일 경우라도 압력에 따라 화염의 전파속도가 달라지는 것을 확인할 수 있다. Figure 3.2.2 각 그림의 화염전파율(기울기)을 각각의 대기 조성 및 압력에 따라 분리를 하게 되면, Figure 3.2.6(a)~(f)와 같이 나타낼 수 있다.



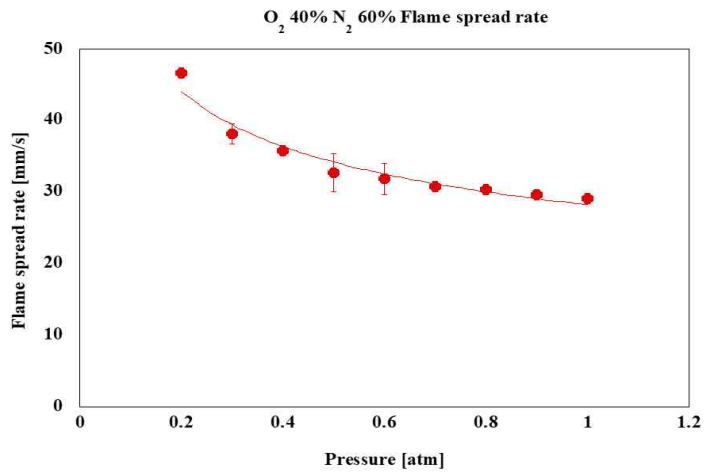
(a) Flame spread rate as a function of pressure on O₂ 30% in N₂ 70%



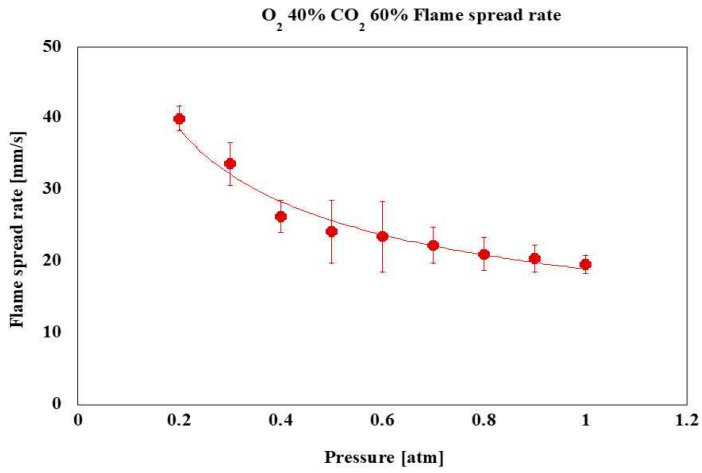
(b) Flame spread rate as a function of pressure on O₂ 30% in CO₂ 70%



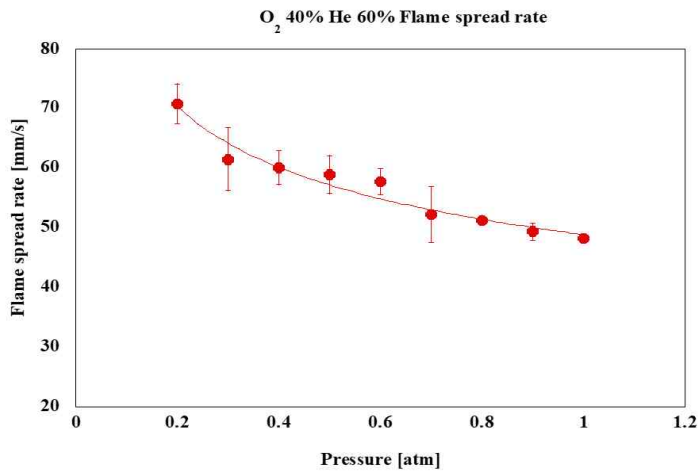
(c) Flame spread rate as a function of pressure on O₂ 30% in He 70%



(d) Flame spread rate as a function of pressure on O₂ 40% in N₂ 60%



(e) Flame spread rate as a function of pressure on O₂ 40% in CO₂ 60%



(f) Flame spread rate as a function of pressure on O₂ 40% in He 60%

Figure 3.2.6 Flame spread rate as a function of pressure

각 조건에 따른 화염의 전파율은 다음과 같은 관계를 갖는다.

$$S_f \approx 12P^{-0.55}[mm/s] - O_2 \text{ 30\% in } CO_2 \text{ 70\%}$$

$$S_f \approx 19P^{-0.40}[mm/s] - O_2 \text{ 40\% in } CO_2 \text{ 60\%}$$

$$S_f \approx 36P^{-0.40}[mm/s] - O_2 \text{ 30\% in He 60\%}$$

$$S_f \approx 48P^{-0.20}[mm/s] - O_2 \text{ 40\% in He 60\%}$$

$$S_f \approx 19P^{-0.40}[mm/s] - O_2 \text{ 30\% in } N_2 \text{ 70\%}$$

$$S_f \approx 28P^{-0.30}[mm/s] - O_2 \text{ 40\% in } N_2 \text{ 60\%}$$

결과를 살펴보면 알 수 있듯, 대기 조성에 관계 없이 압력이 낮아질 경우 화염의 전파율이 높아지는 것을 알 수 있다. 주어진 조건에서 기체의 정압비열 및 열전도도는 Table 3.2.1, Table 3.2.2에 나타낸 바와 같이 압력에 따른 변화가 거의 없었음을 알 수 있다.

Pressure[atm]	Nitrogen	Carbon dioxide	Helium
0	0.025704	0.016598	0.15523
0.2	0.02571	0.016607	0.15525
0.4	0.025716	0.016616	0.15526
0.6	0.025722	0.016625	0.15528
0.8	0.025728	0.016634	0.15529
1.0	0.025735	0.016643	0.15531
1.2	0.025741	0.016652	0.15532
1.4	0.025747	0.016661	0.15534
1.6	0.025754	0.016670	0.15536
1.8	0.025760	0.016679	0.15537
2.0	0.025767	0.016689	0.15539

Table 3.2.1 Thermal Conductivity(W/m*K) at 298.15K [18]

Pressure[atm]	Nitrogen	Carbon dioxide	Helium
0	29.125	37.141	20.786
0.2	29.135	37.201	20.786
0.4	29.144	37.262	20.786
0.6	29.153	37.323	20.786
0.8	29.163	37.384	20.786
1.0	29.172	37.446	20.785
1.2	29.181	37.508	20.785
1.4	29.190	37.570	20.785
1.6	29.200	37.632	20.785
1.8	29.209	37.695	20.785
2.0	29.218	37.758	20.785

Table 3.2.2 Specific heat at constant pressure[J/mol*K] at 298.15K [18]

하지만 압력의 감소는 기체밀도의 변화로 Grashof number 변화를 줄 수 있는데, 이는 식(3.3)을 보면 알 수 있듯 대류 계수를 감소시킬 수 있다. Figure 3.2.4는 압력에 따른 각 기체의 밀도를 나타낸 그림이다. 압력에 따라 기체의 밀도가 감소하는 경우 대류 계수가 감소하게 되고 이는 화염에서 고체가연물로 전달되는 열전도량을 증가시켜 화염의 전파속도가 빨라진 것으로 판단할 수 있다.

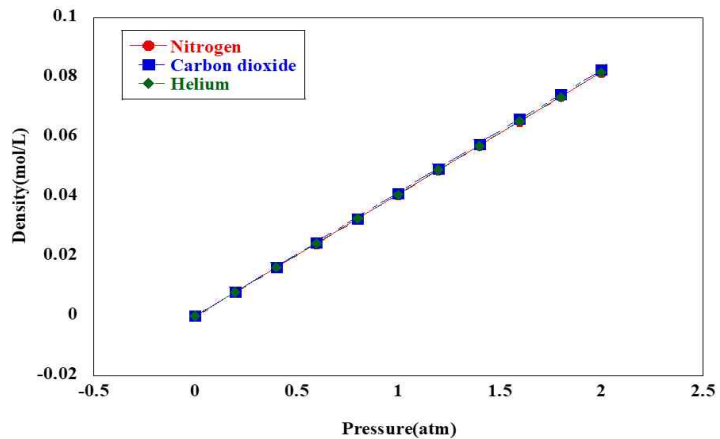
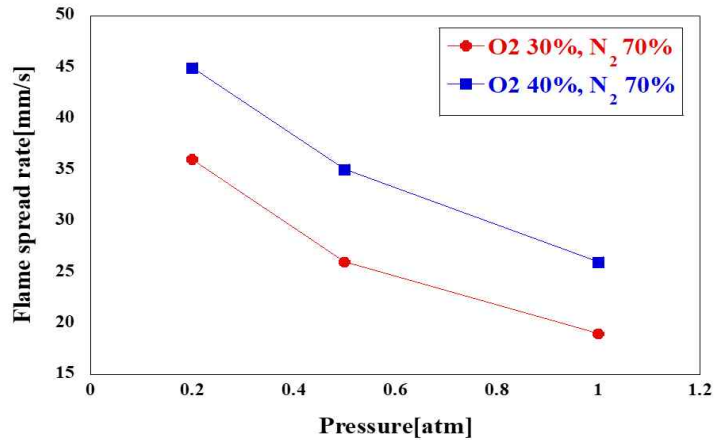
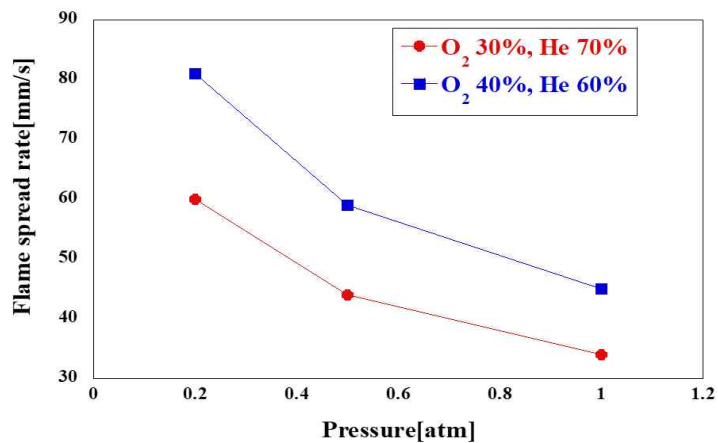


Figure 3.2.7 Gas density as function of pressure

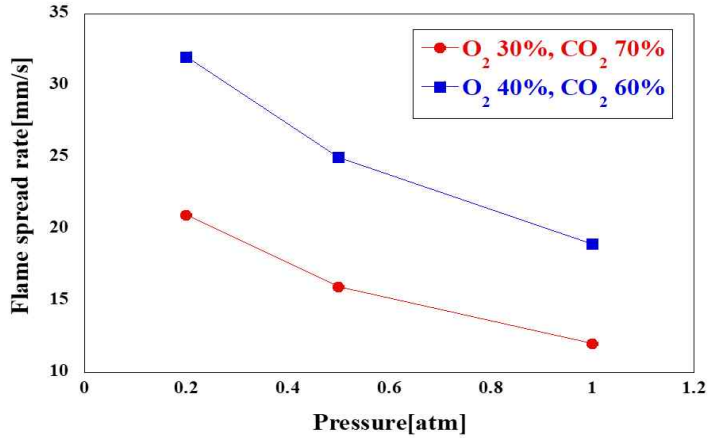
유인 가압모듈 내부의 대기 조성은 대부분 고산소 환경이다. 이에 산소의 농도 변화가 화염전파율에 미치는 영향을 살펴보기 위하여 산소농도가 각각 30%, 40%일 경우 화염전파율에 대한 실험을 수행하였다. Figure 3.2.5(a)~(c)는 각각 산소-헬륨, 산소-질소, 산소-이산화탄소의 대기 조성을 하되 산소농도에 따른 화염전파율을 나타낸 그림이다.



(a) Flame spread rate as a function of pressure on O_2 in N_2



(b) Flame spread rate as a function of pressure on O_2 in He



(c) Flame spread rate as a function of pressure on O_2 in CO_2

Figure 3.2.8 Flame spread rate by O_2 Concentration

Figure 3.2.5(a)~(c)를 보면 알 수 있듯, 혼합기체의 종류 및 압력에 관계없이 산소 농도가 높을수록 화염전파율이 높은 것을 알 수 있다. 3.3.3절에서 언급하였듯, 주어진 압력 변화에서는 각 기체의 열전도도 및 정압비열의 변화가 거의 없었으므로, 화염의 온도를 밝기정보로 분석해보면 Figure 3.2.6과 같이 산소농도가 높아짐에 따라 화염의 온도가 상승하였음을 알 수 있다. 이는 산소농도가 높아짐에 따라 산화 반응이 촉진되어 화염의 온도가 상승한 것으로, 산소농도가 높아지면 화염전파율이 빨라지는 것은 화염의 온도가 상승하였기 때문으로 판단 할 수 있다.

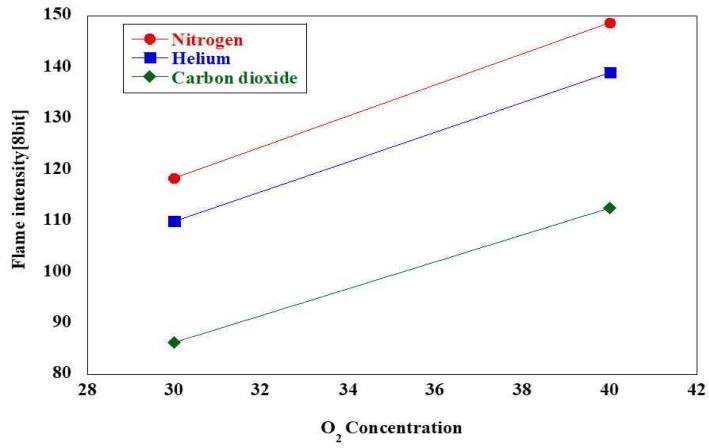


Figure 3.2.9 Flame intensity on O_2 concentration

4. 결 론

본 연구에서는 국제우주정거장 및 유인가압모듈에서 발생할 수 있는 화재특성을 연구하였다. 러시아의 MIR 모듈의 사고와 같이 실제 유인우주환경과 결부시켜 연구를 수행하기 위하여 포물선 비행기(Parabolic Flight)를 활용하여, 화성, 마이크로중력환경에서 실험을 수행하였다. 국제우주정거장과 유인 가압모듈을 살펴보면 폼, 머리카락과 같이 열관성이 낮은 가연물들이 우주인의 주위에 위치하여, 잠재적인 화재 위험을 내포하고 있다. 이에 본 연구에서는 고체가연물로 열관성이 매우 낮은 광파이버를 고체연료로 선정하여 실험을 수행하였다. 대기 조성이 고체가연물의 연소에 미치는 영향을 확인하기 위하여 대기조성에 따른 화염전파실험을 수행하였고, 낮은 압력이 화염전파율에 미치는 영향을 알아보기 위하여 압력을 0.2atm까지 감압하며 실험을 수행하였다. 또한 유인우주 가압모듈과 같은 고산소 환경에서 산소농도가 열관성이 낮은 고체가연물의 화염전파에 어떠한 영향을 미치는지에 대해 연구하여 다음과 같은 결론을 도출하였다.

- 1) 연소에 영향을 줄 수 있는 압력과 기체의 공기조성이 변화가 없는 경우, 마이크로중력, 화성중력, 지구 중력순서로 가연물의 화염전파율이 빨랐다. 이는 중력의 감소와 함께 부력의 감소로 인해 대류 열손실이 감소하며, 고체가연물로 전도되는 열량이 증가하여 열분해가 촉진되었기 때문이다.
- 2) 고산소 환경(산소농도 30%, 40%)에서 측정된 화염의 전파율은 압력이 낮아질수록 급격히 증가하였으며, 압력과 화염전파율(S_f)의 관계는 아래 식을 이용하여 나타낼 수 있다. 압력이 낮아질 경우 기체의 밀도가 감소하여 Grashof number의 감소 및 대류계수의 변화를 통해 화염에서 고체가연물로 공급되는 열량이 증가하여 화염전파율이 증가한다.

$$S_f \approx 12P^{-0.55} [mm/s] - O_2 30 : CO_2 70\%$$

$$S_f \approx 19P^{-0.40} [mm/s] - O_2 40 : CO_2 60\%$$

$$S_f \approx 36P^{-0.40} [mm/s] - O_2 30 : He 70\%$$

$$S_f \approx 48P^{-0.20} [mm/s] - O_2 40 : He 60\%$$

$$S_f \approx 19P^{-0.40}[mm/s] - O_2 30 : N_2 70\%$$

$$S_f \approx 28P^{-0.30}[mm/s] - O_2 40 : N_2 60\%$$

- 3) 산소농도가 높아지면 증가된 산화 반응으로 인해 화염온도가 상승하고, 화염면으로부터 광파이버 표면으로의 열전도율이 증가하여 화염전파율이 급격히 상승하는 것으로 판단된다.
- 4) 대기조성에 따른 열관성이 낮은 고체가연물의 화염전파율을 살펴보면 헬륨이 이산화탄소, 질소에 비해 상대적으로 화염전파율이 빨랐다. 이는 단일 헬륨이 열전도계수가 매우 높아 화염에서 고체가연물로의 열교환되는 열량이 높기 때문이다.
- 5) 유인우주 환경에서 열관성이 낮은 고체가연물의 화재진압에는 비열이 크고, 열전도도가 낮은 이산화탄소가 질소, 헬륨보다 화재 소화에 유용할 것으로 판단된다.

【참고문헌】

01. <https://asia.nikkei.com/Politics/Australia-New-Zealand-gear-up-for-space-business>
02. C. Y. Hwang, "Overview of U.S Space Police and U.S-Korea space Cooperation" ,Current Industrial and Technological Trends in Aerospace, 2018.7. pp. 3~13
03. http://www.kocw.net/home/cview.do?cid=7607cd2abd375a5d&ar=link_nvrc
04. S.H. Park, J. H. Lee, Y. K. Kim, E. S. Sim, "Technical overview of fire Safety in space:Ignition characteristics and Flame shape" , Koeran institute of fire & engineering , 2011.4 pp41~46
05. <https://www.popsci.com/why-did-nasa-still-use-pure-oxygen-after-apollo-1-fire>
06. https://en.wikipedia.org/wiki/Mir#/media/File:Mir_after_Fire.jpg
07. R. Friendman, L. O. Sandra "Fire safety applications for spacecraft" (1989)
08. K. E. Lange, A. T. perka, B. E. Duffield, F. F. Jeng "Bounding the spacecraft atmosphere design space for future exploration missions" (2005)
09. H.D. Yang, H.J. Kwon, S.E. Park "Experimental study on the flame spread characteristics under reduced atmospheric pressures and elevated oxygen concentrations, Fire science and engineering 30(6), 2016.12, pp78-83
10. <https://www.nasa.gov/audience/foreducators/microgravity/multimedia/me-can>

dleFlame.html

11. <https://spaceflight.nasa.gov/gallery/images/station/crew-20/html/iss020e032285.html>
12. <https://www.youtube.com/watch?v=DhmdyQdu96M>
13. Y. Takano, O. Fujita, N. Shigeta, Y. Nakamura, Y. H. Ito "Ignition limits of short-term overloaded electric wire in microgravity" Proceedings of the Combustion Institute 34 (2013) pp. 2665-2673
14. T. Kashiwagi, K. B. McGrattan, S.L. Olson, O. Fujita, M. Kicuchi, K. Ito "Effects of slow wind on localized radiative ignition and transition to flame spread in microgravity" Twenty-Sixth Symposium (International) on Combustion/The Combustion Institute, 1996, pp 1345-1352
15. Y. J. Son, D. Paul "Radiation-driven flame spread over thermally thick fuels in quiescent microgravity environments" Proceedings of the Combustion Institute, Volume 29, 2002, pp. 2587-2594
16. R. Ritzmann, K. Freyler, E. Weltin, A. Krause "Load dependency of postural control - kinematic and neuromuscular changes in response to over and under load conditions" PloS one 10.6 (2015): e0128400
17. P.D. Ronney, "Understanding Combustion Process through Microgravity Research", Proceeding of Combustion Institute, Vol. 27, pp. 2455-2506 (1988)
18. NIST, Chemistry Webbook Thermophysical Properties of Fluid Systems