

9축 센서를 이용한 낙하제어와 웹송수신 구현

장찬호* · 이동민*[†] · 배창기* · 정진용* · 강경민*
 김성민* · 서채원* · 손성곤* · 이동욱* · 문지환*

Stable fall control and Web transfer using 9-dof sensor system

Chanho Jang* · Dongmin Lee*[†] · Changki Bae* · Jinnyong Jung* · Gyeongmin Gang*
 Seongmin Kim* · Chaewon Seo* · Seonggon Son* · Dongwook Lee* · Jihwan Moon*

ABSTRACT

In this study, using the BNO055 9-axis sensor value, the stable fall control of the rocket through the parachute vent control and the method of real-time connection with the rocket using the web to transmit and receive data are studied. It was concluded that precise posture control is difficult only with the canard pin control method, which was the existing posture control method. By using the form of direct control of the parachute, more sophisticated rocket fall posture control was possible. By applying the MQTT server communication method, breaking away from the existing limited Xbee communication method, it is possible to check on a mobile processor-based device regardless of the communication range, enabling stable and strong data communication.

초 록

본 연구에서는 BNO055 9축 센서값을 이용하여 낙하산의 기공제어를 통한 로켓의 안정적인 낙하제어와 웹을 이용한 로켓과의 실시간 연결하여 데이터를 송수신하는 방법을 연구한다. 기존의 자세제어 방식이었던 카나드핀 제어 방식만으로는 정교한 자세제어가 어렵다는 결론을 얻었다. 낙하산을 직접 제어하는 형식을 사용하여 더 정교한 로켓 낙하 자세제어를 가능하게 하였다. 기존의 제한적인 Xbee 통신 방식에서 벗어나 MQTT 서버 통신 방식을 적용하여 통신 사거리에 구애받지 않고 모바일 프로세서 기반 디바이스에서 확인이 가능하며 안정적이고 강력한 데이터 통신을 가능하게 하였다.

Key Words: Parachute Control System(낙하산 제어 시스템), Attitude and Heading Reference System(자세·방위 측정 표시 장치), Message Queuing Telemetry Transport, Web communication(웹 통신)

* 경북대학교 기계공학부 학부생

[†] 교신저자, E-mail: ds7jnu@naver.com

1. 서 론

매년 시행되고 있는 NURA (The National University Rocket Association) 전국 대학생 로켓 발사 대회에서는 로켓에 관심을 가진 전국의 대학생들이 자체 제작한 고체로켓을 통해 자웅을 겨룬다. 전국의 많은 대학생들이 연구를 통해 뛰어난 로켓을 제작하나 실제 낙하 과정 중 바람의 영향으로 로켓 회수율은 낮은 편이다.

경북대학교 천상연 팀은 로켓의 안정적인 회수를 위한 BNO055 9축 센서의 기울기 값을 기반으로 한 낙하산의 안정적인 낙하제어와 지상과의 안정적인 통신을 위하여 새로운 통신방법인 웹 통신을 이용한 지상장비 및 휴대폰과의 쌍방향 통신에 대한 연구를 진행할 것이다.

2. 로켓 제원과 비행 안정성

2.1 로켓 제원

Table.1 Rocket Data

	길이 (mm)	무게(g)	폭(mm)
노즈콘	190	150	85
바 디	1800	1520	76(내경)
날 개(4개)	400	320	100
엔 진	220	1442	62(내경)

기본적인 로켓의 제원과 낙하산 사출장치, 미션 제어, 연료(400g)를 포함한 총 무게는 6396g 이며, 로켓 총 길이는 1970mm이다.

2.2 로켓 안정성

로켓 안정성 확인 프로그램 SPACE CAD를 사용하여 로켓 제원을 입력한 결과 Fig. 1 CG(Center of gravity) 1333mm, CP (Center of pressure) 1504mm, 안정성(Stable) 2.1의 결과를 나타내었다.



Fig 1. Rocket stability.

입력된 로켓 제원을 바탕으로 추력, 가속도, 속도, 예상고도를 나타내면 다음과 같은 그래프로 나타낼 수 있다.

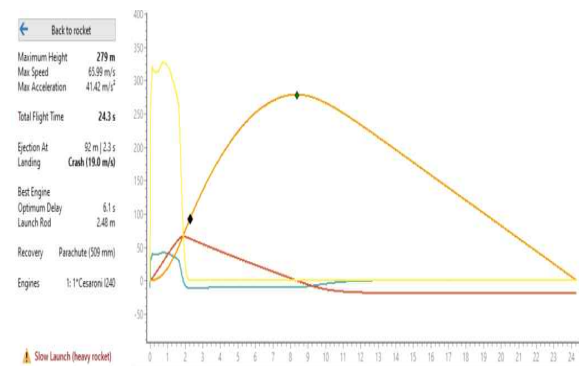


Fig. 2 Thrust, acceleration, velocity, predicted altitude in accordance with the time.

예상되는 최대 고도는 279m이며 Burning time 2 sec, flight time 24.3 sec 이다.

2.3 로켓 연료 및 연료제작

2.3.1 그레이인 성분비

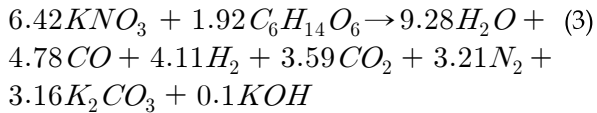
그레이인은 그 혼합비에 따라 엔진의 추력에 큰 영향을 줄 수 있다. 로켓의 총 추력을 구하기 위해 운동량의 추력(Momentum thrust)과 노즐 출구 압력에 의한 추력(Pressure thrust)의 합으로 표현하여 완전가스 상태 방정식으로 나타낼 수 있다.

$$P_c \frac{dV}{dt} + V \frac{dP_c}{dt} = R \left(m \frac{dT_c}{dt} + T_c \frac{dm}{dt} \right) \quad (1)$$

연소실의 체적과 연소가스온도가 일정하다고 가정하면 Eq. 1은 다음과 같이 정리 된다.

$$\frac{dP_c}{dt} = \frac{RT_c}{V} (\dot{m}_p - \dot{m}_j) \quad (2)$$

그레인의 화학적 구성은 가격이 저렴하고 보관이 용이한 KNO₃와 D-Sorbitol을 사용하였다. D-Sorbitol의 화학식은 C₆H₈OH₆의 6탄당이며 술비톨 헥사하이드릭 알콜(Hexahydric alcohol)이라 한다. 선행연구에 따르면[1] 연소 반응식은 Eq .3과 같다.



KNSB (KNO₃-Sorbitol) 그레인의 연소 시 질량비는 649 : 349이고 혼합비는 69.126 : 34.994가 된다. 제작의 용의성을 위해 65 : 35를 기준으로 제작하였다.

24 추력 테스트 및 안정성

24.1 추력 테스트

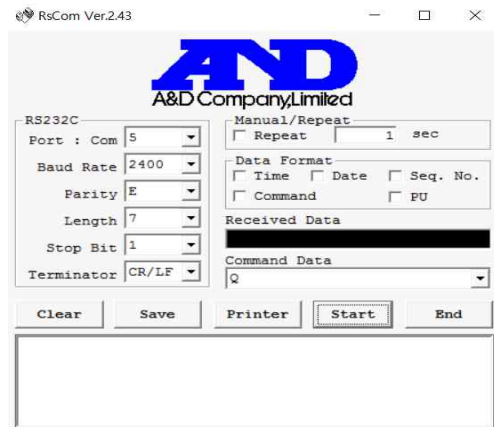


Fig. 3 Thrust test equipment and program.

추력테스트장비의 중심에 로드셀이 고정되어 있으며, RS-COM 프로그램을 이용해서 0.05초 단위로 데이터 값을 나타낼 수 있다.

25 추력 데이터 및 안정성

1442g의 엔진과 402g의 연료로 추력테스트를 진행하였다. kg단위의 결과값을 N단위로 변화시켰을 때 그래프는 Fig. 5와 같다.



Fig. 4 Weight of the engine and fuel.

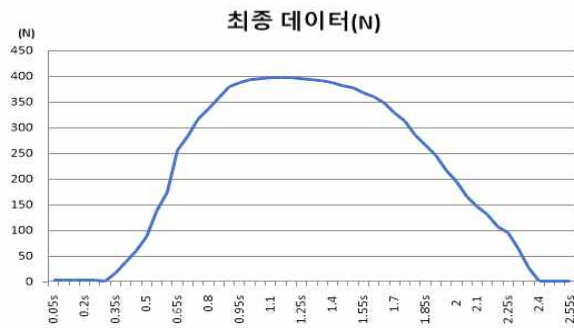


Fig. 5 Thrust in accordance with the time.

추력테스트 결과 값은 Table. 2와 같다

Table 2. Thrust test data.

최대추력 (N)	연소시간 (sec)	평균추력 (N)	연소압력 (MPa)
396.324	2	262.477	7.89
노즐비	비추력 (sec)	추력계수	후퇴율 (mm/s)
13.40	133.14	1.177	12.291

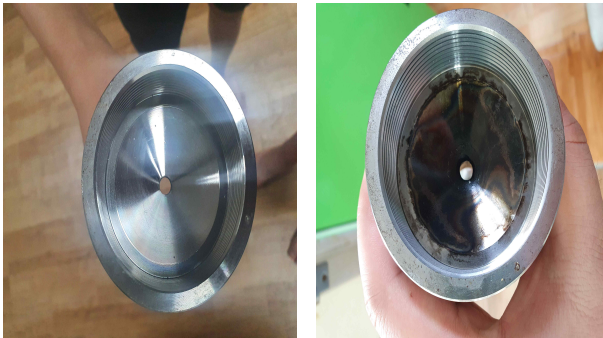


Fig. 6 Nozzle before and after thrust test.

추력테스트 전 후의 노즐 모습이 Fig. 6에 나타나 있다. 우측 사진은 402g의 연료를 연소 시킨 후 노즐의 사진이다. 노즐의 확장 및 변형이 극히 미미함을 확인할 수 있다. 대회 당일 로켓에는 추력테스트 때 사용했던 엔진과 동일하게 제작된 엔진을 사용한다.

3. 낙하산 설계 및 제어

기존의 원형 낙하산은 낙하과정 중 바람에 의한 영향으로 회수가 어려워질 수 있다는 문제점이 있다. 따라서 기존 원형 낙하산에 vent를 이용하여 IMU센서의 기울기 값에 따라 vent의 크기를 스텝모터로 조정하여 착륙과정에서 로켓의 이동 방향 제어를 목표로 한다.

3.1 낙하산 설계

3.1.1 낙하산 구조

ram-air 형태의 낙하산은 방향 조정은 쉽지만, 제작과 사출 과정에 어려움이 있다고 판단되어 Fig. 9의 원형 낙하산에 vent가 추가된 형태를 참고했다. 미 공수사단에서 사용했던 MC1-1C 낙하산은 후미 좌우의 vent를 이용하여 좌측을 막으면 좌측방향으로 진행하고 우측을 막으면 반대로 진행한다. 두 vent를 모두 막으면 낙하속도가 감소하고 모두 열면 증가한다. Brian Brighenti[2]의 연구결과를 참고하여 낙하산의 안정성을 위해 apex vent를 추가한다.



Fig. 7 MC1-1C Parachute.

3.1.2 낙하산과 Vent 설계

Cengel Cimbala[3]를 참조하여 Eq. 4를 계산한다. $C_d = 1.3$, $\rho = 1.204 \text{ kg/m}^3$ (1atm, 20°C), $F = 7 \text{ kgf} = 68.67 \text{ N}$, $V=20 \text{ m/s}$ 로 설정한다. 낙하산의 공칭면적은 0.2194 m^2 이므로 낙하산의 지름은 82.94 cm 이다.

$$F = \frac{1}{2} C_d \rho A V^2 \quad (4)$$

vent의 크기는 Brian Brighenti[2]의 연구결과를 통해 낙하산 전체면적의 6%로 하고 배치각은 90°로 설계하였다.

3.2 낙하산 제어

실제 대기에서 착륙과정 시 낙하산의 이동방향을 제어해야 하므로 바람을 고려하여야 한다. 안정된 대기 상황에서는 낙하제어의 필요성이 없다. 하지만 바람의 영향이 존재할 경우 기존의 원형 낙하산은 흐름을 타고 이동한다. 이때 IMU 센서를 통해 측정된 동체의 기울기 값이 오차를 고려한 일정 값 이상일 시 제어를 시작한다. 낙하산 제어는 각 vent의 크기 조절을 통해 낙하산을 회전시켜 vent로 인한 추력으로 바람을 상쇄시킨다.

3.3 Reefing

낙하산의 사출 과정 중 항력이 생기는 순간 충격이 발생한다. 이는 낙하산의 과도팽창과 Control line과 연결된 모터 파손을 야기한다. 따라서 reefing을 통해 낙하산 canopy를 점진적으로 개방하여 충격으로 인한 파손을 방지한다.

Reefing은 Fig. 8과 같은 Skirt-reefing 방식을 사용하였다.

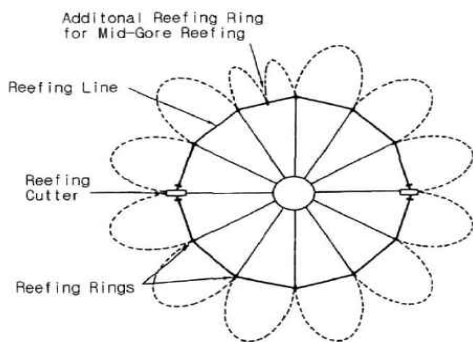


Fig. 8 Skirt-reefing.

Reefing ratio는 reefing 상태의 항력면적을 완전개방상태의 항력면적으로 나눈 값이고 Eq. 5,

Reefing-line ratio는 reefing 상태의 지름을 완전개방상태의 지름으로 나눈 값이다. Eq. 6

$$\text{Reefing ratio} = \frac{(C_d S)_r}{(C_d S)_0} \quad (5)$$

$$\text{Reefing-line ratio} = \frac{D_r}{D_0} \quad (6)$$

Se-Yoon Oh[4]와 같이 Reefing ratio는 60%, Reefing-line ratio는 0.5로 설계하였다.

4. 낙하산 사출 모듈

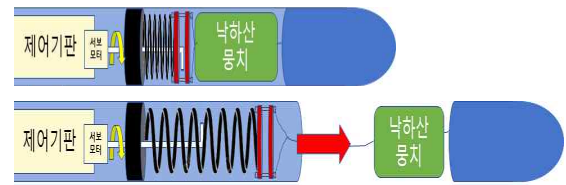


Fig. 9 Process of parachute and nosecone ejection.

낙하산 모듈 아래 DC모터와 DC모터를 제어하는 DC모터 드라이버를 설치하여 빗장을 회전시킨다. 타이머를 통해 DC모터를 작동시켜 모터가 빗장을 회전시키면 빗장에 의해 압축되어있던 스프링이 초기상태로 복원되면서 Fig. 9와 같이 낙하산과 노즈콘이 사출된다.

낙하산 사출은 로켓발사의 성공과 실패를 결정할 수 있는 중요한 요소 중 하나이다. 성공적인 낙하산 사출을 위해 이중 조건을 사용하여 낙하산 사출을 제어한다. 우선적으로 SPACE CAD를 통해 계산된 최대 고도까지 걸리는 시간에 낙하산 사출이 되도록 설계하고 이 제어가 제대로 이루어지지 않았을 때를 대비하여 IMU를 통한 로켓의 기울기 값이 기준 이상 시 낙하산이 사출되도록 설계하였다.

5. 제어 시스템

5.1 낙하산 제어 시스템

5.1.1 IMU Sensor

로켓의 낙하운동 상태값을 받기 위해 BNO055 : Intelligent 9-axis absolute orientation sensor 센서를 사용한다.

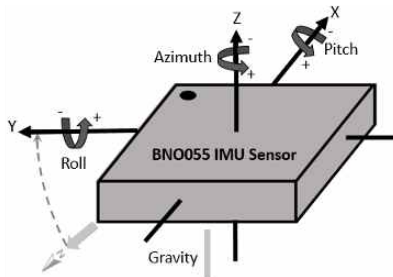


Fig. 10 BNO055 coordination.

BNO055는 자이로스코프, 가속도계, 지자기계로 구성된 패키지이며, 내부 CPU에서 센서 융합을 통해 절대 좌표에서의 방위 값을 반환하는 기능이 있다.

5.1.2 제어 회로 로직

낙하산 구멍을 조절하기 위하여 IMU 센서와 더불어 스텝 모터와 드라이버를 연결하고 아두이노로 코딩을 하였다.

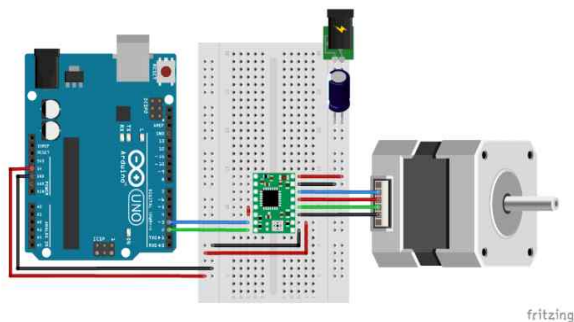


Fig. 11 Stepper motor circuit.

Fig. 11는 스텝모터를 가동시키는 회로를 간단히 한 것이다. 이 회로는 스텝모터와 모터드라이버, 축전기, 배터리와 아두이노 우노를 사용해 제작하였다.

낙하산 구멍을 조절하기 위해선 모터의 방향과 각도를 조절해야 하기 때문에 스텝모터를 사용하였다.



Fig. 12 17HD5003 stepper motor.

사용되는 스텝모터는 17HD5003 모터로 제원은 Table. 3과 같다.

Table. 3 Specification of 17HD5003.

Weight(kg)	0.15
Holding torque(kgf×cm)	1.8
Size(mm)	42.3×42.3×25
Rated voltage(V)	9.6

모터 드라이버는 작은 전류와 전압을 제어하는 프로세서와 큰 전류로 작동하는 모터 사이에 중재 역할을 하는 장치이다. 프로세서의 작은 전압을 제어하여 모터의 속도제어, 방향제어를 하는 회로 장치로 그 중 대표적인 A4988을 사용한다.

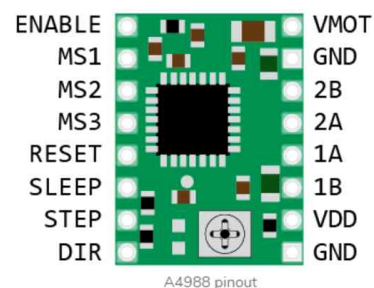


Fig. 13 A4988 motor driver.

Fig. 13는 A4988의 구성을 나타내었다. Reset과 Slepp을 서로 연결하고 Step과 Dir을 아두이노의 디지털 핀에 연결하고 Vdd를 아두이노 5V와 GND는 아두이노의 GND에 연결한다. 1A, 1B, 2A, 2B는 스텝모터와 순차적으로 연결한다. Vmot와 아래 GND는 배터리를 연결해준다. 드라이버의 과전압을 방지하기 위해 100uF 축전기를 추가한다.

5.1.3 낙하산 제어 코드

IMU센서와 아두이노에서 본체의 기울어짐을 감지하여 상황에 맞게 2개의 스텝모터를 구동시켜 낙하산 구멍을 조절한다.

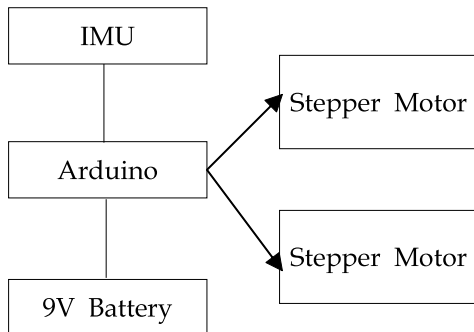


Fig. 14 Schematic of control system.

5.2 LTE (Long Term Evolution) 통신 시스템

기존의 구형 로켓 모델에서는 XBee를 사용하여 지상의 윈도우 기반 PC와 통신을 하였다. 하지만 XBee의 경우 IP 주소 지정을 사용하지 않기 때문에 모바일 디바이스에서 사용이 불가능하고 데스크탑 PC로만 통신이 가능하다. 따라서 XBee와 같이 저전력에서 신호 범위가 넓고 IP 주소 지정이 가능하여 모바일 디바이스에서 사용이 가능한 강력한 통신체계의 필요성이 대두되었다.

여러 통신체계 중 ESP8266 칩셋과 화웨이사의 와이파이 라우터기를 활용한 방식이 가장 적합하다는 것을 확인하였고, 이를 적용하여 지상의 모바일 디바이스와 데이터 송수신이 가능한 장

력하고도 안전한 통신 체계를 개발하였다.

5.2.1 ESP8266 Wifi Chipset

ESP8266는 WEP 또는 WPA/WPA2 인증을 지원하며, 오픈 네트워크 방식도 지원한다. 저전력으로도 고성능의 무선 네트워크를 사용할 수 있으며, 특히 견딜 수 있는 온도의 범위가 넓어 극한의 상황에 사용되는 무선 네트워크 칩셋에 적합하다.



Fig. 15 ESP8266 Wifi Chipset.

5.2.2 E8372h-320 무선 인터넷 라우터

로켓의 안정적인 무선 네트워크 송수신을 위해 차량용으로 사용되는 E8372h-320 라우터를 채택하였다. E8372h-320 무선 라우터는 사용자가 케이블 또는 xDSL 인터넷 네트워크에 연결할 수 있도록 인터넷 서비스 제공자가 사용하는 하드웨어 디바이스이다. 무선 액세스 포인트는 900MHz 및 2.4/3.6/5/60GHz 주파수 대역의 무선 주파수를 사용하여 디바이스를 네트워크에 무선으로 연결한다.

5.2.3 MQTT(Message Queuing Telemetry Transport)

MQTT는 ISO 표준(ISO/IEC PRF 20922) 발행-구독 기반의 메시징 프로토콜이다. TCP/IP 프로토콜 위에서 동작한다. "작은 코드 공간"(small code footprint)이 필요하거나 네트워크 대역폭이 제한되는 원격 위치와의 연결을 위해 설계되어 있다.



Fig. 16 MQTT data transfer.

발행-구독 메시징 패턴은 브로커가 필요하고, 이를 MQTT 메시지 브로커라 부른다. MQTT 메시지 브로커의 종류에는 Mosquitto, RabbitMQ, HiveMQ, ActiveMQ 등이 있으며, 이번 데이터 송수신에서 cloudmqtt를 사용한다. 데이터 수신 시의 경우 구독자(모바일기기 또는 Laptop)는 MQTT Broker에 접속하여 데이터를 수신받기 위해 MQTT Tool, MQTT Client 등의 어플을 활용한다.

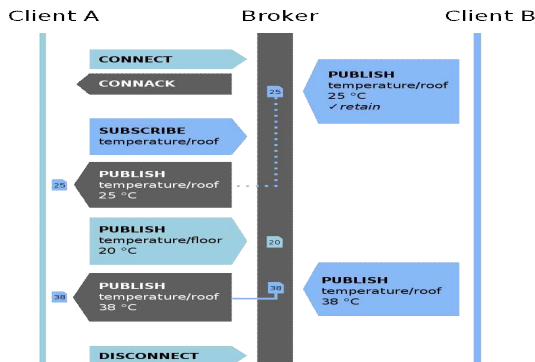


Fig. 17 MQTT data transfer algorithm.

5.2.4 통신체계 알고리즘

로켓에 들어가는 통신 체계의 전체적인 알고리즘을 순서도로 표현하면 Fig. 18 과 같다.

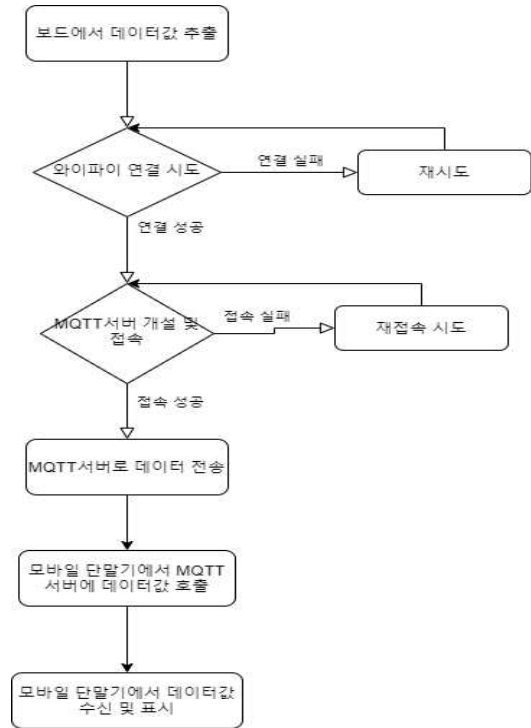


Fig. 18 Transfer system algorithm.

보드에서 로켓의 데이터 값을 받는다. 그리고 와이파이 라우터는 기지국의 LTE 신호를 수신해서 와이파이 신호로 변환한다. 동시에 보드에서 라우터의 와이파이 에 연결을 시도한다. 여기서 연결이 실패한다면 자동으로 재접속을 시도하고, 연결이 성공한다면 개설된 MQTT 서버에 접속을 시도한다. 마찬가지로 연결이 실패한다면 자동으로 재접속을 시도하고, 연결이 성공하면 MQTT서버로 "Connecting Success!" 라는 첫 메시지를 전송한다.

이후 서버로 로켓의 데이터 값들을 전송한다. 보드가 라우터를 통해서 서버로 전송한 로켓의 데이터값들은 서버에 저장되고, 이는 스마트폰 단말기의 MQTT 클라이언트 프로그램으로 전송되어 지상의 스마트폰 단말기에 로켓의 데이터들이 표시된다.

5.2.5 통신체계 구조도

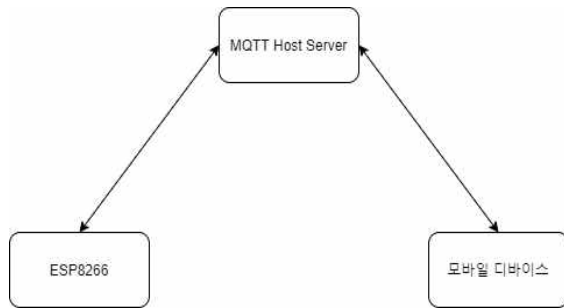


Fig. 19 Schematic of transfer system.

ESP8266 칩셋과 모바일 디바이스 사이를 MQTT서버가 중간에서 중계를 해주는 방식으로, ESP8266 칩셋과 MQTT서버의 사이를 E8372h-320 라우터가 연결을 해준다.

6. 결 론

본 연구에서는 IMU 센서값을 와이파이와 기지국 LTE 통신, MQTT 서버를 활용하여 무선으로 연결된 모바일 디바이스로 받았고 이것을 이용하여 낙하산의 vent를 모터로 제어하여 낙하물 회수가 용이하도록 방향을 바꾸었다. 이를 통해 기존의 Xbee를 사용한 범위 제한적인 데이터 송수신 방식에서 벗어나 웹 송수신을 활용하여 인터넷이 연결되는 어느 지역에서도 데이터를

송수신할 수 있다. 차후에 gps와 통합하여 불안정한 대기에서 낙하물이 원하는 목표지점에 착륙할 수 있게 하는 연구와 웹 송수신을 사용하여 지상에서 데이터를 안정적으로 수신 받고 지상에서 즉각적으로 공중의 로켓에 명령을 전달하는 방향의 연구의 진행가능성을 볼 수 있었다.

References

1. Gbadebo Omoniyi Adeniyi, Inkechukwu Nkere, Lanre Moshood Adetoro, and Olusegun Samuel Sholiyi , Performance Analysis of a Dual-Fuel Sugar Based Solid Rocket Propellant , Vol 6 | Issue 2 February 2021 :35
2. Brian Brighenti, Shawn Duffen, Kelly Head, "Performance of Vented Round Parachutes"
3. Y. A. Cengel and J. M. Cimbala, "Fluid Mechanics", 4th in SI units.
4. Se-Yoon Oh. "An Experimental Study of Reefing Effect on Decelerating Parachutes".Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers 30.2 (2002): 39-45.