

**ĐẠI HỌC QUỐC GIA HÀ NỘI
TRƯỜNG ĐẠI HỌC CÔNG NGHỆ**



**BÁO CÁO CUỐI KỲ
THIẾT KẾ, CHẾ TẠO VÀ THỬ NGHIỆM VỆ
TÍNH CANSAT**

Học phần: Thiết kế, tích hợp vệ tinh nhỏ và đồ án

Mã lớp học phần: AER3028_1

Giảng viên: TS. Nguyễn Văn Thương

KS. Trần Đăng Huy

Nhóm thực hiện: Nhóm 02

Hà Nội – Tháng 05 năm 2024

LỜI CẢM ƠN

Để có thể kết thúc quá trình học tập thành công và hoàn thiện bản báo cáo này, trước hết nhóm 02 xin chân thành cảm ơn các thầy cô trong Viện Công nghệ Hàng không Vũ trụ nói riêng và thầy cô trong trường Đại học Công nghệ nói chung đã giảng dạy và trang bị cho chúng em những kiến thức cơ bản phục vụ cho môn học. Đặc biệt, chúng em xin gửi lời cảm ơn chân thành nhất đến TS. Nguyễn Văn Thương, KS. Trần Đăng Huy đã tận tình chỉ dạy, giúp đỡ, chia sẻ kinh nghiệm và tạo mọi điều kiện thuận lợi giúp chúng em có thêm nhiều kỹ năng trong quá trình thực hiện đề tài.

Nhóm 02 xin gửi lời cảm ơn tới các thành viên nhóm 01 vì đã cho phép sử dụng ống thử vệ tinh, hỗ trợ quá trình thử nghiệm thử vệ tinh của nhóm.

Với kinh nghiệm còn hạn chế, bài báo cáo của nhóm 02 sẽ không tránh khỏi những thiếu sót. Nhóm em mong nhận được ý kiến đóng góp để có thể đúc kết được nhiều bài học và kinh nghiệm trong việc thực hiện các đề tài sau này.

Cuối cùng, nhóm 02 xin gửi đến quý thầy cô lời chúc sức khỏe và thành công trong sự nghiệp giảng dạy. Chúc Viện Công nghệ Hàng không Vũ trụ, trường Đại học Công nghệ ngày càng phát triển.

Mục lục

LỜI CẢM ƠN	2
DANH MỤC HÌNH ẢNH	5
DANH MỤC BẢNG BIỂU	7
II. TỔNG QUAN.....	11
1. Mục tiêu:.....	11
2. Yêu cầu:	11
3. Quy trình vận hành:.....	13
4. Cấu hình thiết kế:.....	15
4.1. Cấu hình vệ tinh CanSat:.....	15
4.2. Cấu hình Trạm mặt đất (Ground Station):	17
II. CẤU TẠO VÀ CHỨC NĂNG HỆ THỐNG	18
1. Hệ thống mạch điện tử vệ tinh:	18
1.1. Vi xử lý Arduino Nano ATMEGA328:	18
1.2. Cảm biến khí áp BME280:	19
1.3. Cảm biến mưa Rain sensor:	20
1.4. Cảm biến ánh sáng VEML7700:.....	21
1.5. Module GPS NEO 7M:	23
1.6. Góc gia tốc 6 trục MPU6050/GY521:	23
1.7. Mạch thu phát RF UART Lora SX1278 EBYTE E32-433T20D:	24
1.8. Pin Lithium 18650:	26
1.9. Sơ đồ mạch điện:	26
2. Hệ thống trạm mặt đất:	27
2.1. NODEMCU LUA WIFI ESP8266:	27
2.2. Mạch thu RF UART Lora SX1278 EBYTE E32-433T20D:	28
2.3. Webserver Thingspeak:	29
3. Môi trường lập trình Arduino IDE:	30
4. Hệ thống dữ:	33
4.1. Nguyên lý hoạt động của dữ:	33
4.2. Ảnh hưởng của độ cao:.....	34
4.3. Ảnh hưởng của vận tốc gió:.....	34

4.4. Cân bằng giữa lực nâng và lực cản:	34
4.5. Công thức cơ bản:	34
4.6. Các tham số cần xác định:	36
4.5. Gắn đủ với vệ tinh:	38
5. Ống thả vệ tinh:	39
III. MÔ PHỎNG KHUNG CẤU TRÚC VẬT LÝ	41
1. Lựa chọn vật liệu:	41
2.. Đơn giản hóa mô hình mô phỏng:	41
3. Tiến trình mô phỏng:	42
4. Kết quả mô phỏng và nhận xét:	47
IV. CHI PHÍ THỰC HIỆN	59
V. CÁC BÀI TOÁN KIỂM THỬ	60
1. Kiểm thử hệ thống dù và khung cấu trúc vật lý	60
2. Kiểm thử hệ thống truyền nhận tín hiệu LoRa	61
3. Kiểm thử Module GPS	62
VI. THỬ NGHIỆM THẢ VỆ TINH	63
1. Quy trình thực hiện	63
2. Dữ liệu thu được:	66
2.1. Gia tốc kế (Accelerometer):	66
2.2. Con quay hồi chuyển (Gyroscope):	67
2.3. Độ cao (Altitude):	68
2.4. Nhiệt độ (Temperature):	70
2.5. Áp suất (Pressure):	71
2.6. Độ ẩm (Humidity):	72
2.7. Ánh sáng (Light):	73
2.8. Mưa (Rainfall):	74
VII. KẾT QUẢ VÀ THẢO LUẬN	74
1. Thiết kế, chế tạo	74
2. Thử nghiệm vận hành	75
3. Đánh giá mức độ thoả mãn yêu cầu	76
VIII. KẾT LUẬN	77
TÀI LIỆU THAM KHẢO	79

DANH MỤC HÌNH ẢNH

Hình 1. Cơ cấu tổ chức nhóm thực hiện.	8
Hình 2. Minh họa quy trình vận hành.	14
Hình 3. Sơ đồ truyền thông Vệ tinh – Trạm mặt đất.	15
Hình 4. Cấu hình thiết kế vệ tinh	16
Hình 5. Mô hình 3D cấu hình vệ tinh.	17
Hình 6. Cấu hình thiết kế trạm mặt đất.	17
Hình 7. Vi điều khiển Arduino Nano.	19
Hình 8. Cảm biến khí áp BME280.	20
Hình 9. Cảm biến mưa.	21
Hình 10. Cảm biến ánh sáng VEML7700.	22
Hình 11. Module GPS Neo 7M.	23
Hình 12. Cảm biến góc gia tốc 6 trục MPU6050/GY521.	24
Hình 13. Mạch thu phát RF UART Lora SX1278 EBYTE E32-433T20D.	25
Hình 14. Pin Lithium 18650 và mạch chuyển đổi đầu Type C.	26
Hình 15. Sơ đồ mạch điện hệ thống vệ tinh.	27
Hình 16. NodeMCU Lua Wifi ESP8266.	28
Hình 17. Giao diện webserver Thingspeak.	30
Hình 18. Giao diện Arduino IDE	30
Hình 19. Sơ đồ khối lập trình hệ thống vệ tinh.	31
Hình 20. Sơ đồ khối lập trình hệ thống trạm mặt đất.	33
Hình 21. Phân tích lực tác dụng lên vệ tinh.	37
Hình 22. Dù khi trải ra mặt phẳng.	38
Hình 23. Kết nối dù với CanSat	39
Hình 24. Minh họa nguyên lý hoạt động của ống thả vệ tinh.	40
Hình 25. Hình ảnh thực tế của ống thả vệ tinh.	40
Hình 26. Lựa chọn vật liệu PCB.	41
Hình 27. Mô hình đơn giản hóa các sensor và board.	41
Hình 28. Khung vệ tinh CANSAT bao quanh các sensor và board.	42
Hình 29. Chọn vật liệu PCB.	42
Hình 30. Chọn kiểu mesh Body Sizing với size 5mm.	43
Hình 31. Kết quả chia lưới.	43
Hình 32. Chọn mặt đáy làm Fixed Support.	44
Hình 33. Set Max Modes to Find lên 50.	44
Hình 34. Chọn tắt cả các Mode.	45
Hình 35. Tạo các kết quả Mode Shape	45
Hình 36. Bảng giá trị mật độ phổ đã cho.	46
Hình 37. Bảng giá trị mật độ phổ từ Liftoff load source	46
Hình 38. Bảng giá trị mật độ phổ từ stage burn load source	46

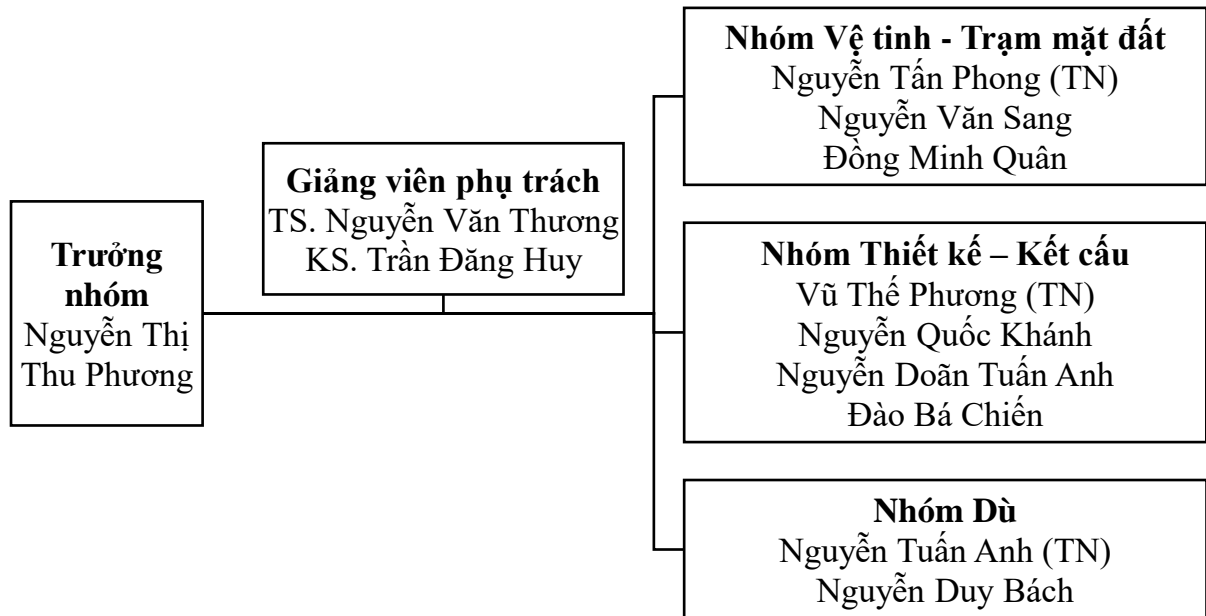
Hình 39. Giá trị Sigma ở Liftoff.	47
Hình 40. Giá trị Sigma ở stage burn.	47
Hình 41. Biến dạng tổng ở Mode 3 (frequency = 389.17 Hz).	48
Hình 42. Biến dạng tổng ở Mode 8 (frequency = 1058.2 Hz).	48
Hình 43. Biến dạng tổng ở Mode 18 (frequency = 1793 Hz).	49
Hình 44. Biến dạng tổng ở Mode 26 (frequency = 2104.2 Hz).	49
Hình 45. Biến dạng tổng ở Mode 36 (frequency = 2832 Hz).	50
Hình 46. Biến dạng tổng ở Mode 45 (frequency = 3380.9 Hz).	50
Hình 47. Kết quả biến dạng hướng theo trục X từ Liftoff.	54
Hình 48. Kết quả ứng suất pháp từ Liftoff.	54
Hình 49. Kết quả ứng suất tương đương từ Liftoff.	55
Hình 50. Kết quả biến dạng hướng theo trục X từ stage burn	55
Hình 51. Kết quả ứng suất pháp từ stage burn.	56
Hình 52. Kết quả ứng suất tương đương từ stage burn.	56
Hình 53. Vertex được chọn để khảo sát PSD (node 702).	57
Hình 54. Giá trị RMS từ Liftoff.	57
Hình 55. Giá trị RMS từ stage burn.	58
Hình 56. Đồ thị phản hồi PSD node 702 từ Liftoff.	58
Hình 57. Đồ thị phản hồi PSD node 702 từ stage burn	59
Hình 58. Thử nghiệm thả dù.	61
Hình 59. Phạm vi thử nghiệm truyền nhận tín hiệu.	62
Hình 60. Vệ tinh được gắn vào ống thả.	63
Hình 61. Drone DJI M600 đã gắn ống thả vệ tinh.	64
Hình 62. Quá trình lấy độ cao.	65
Hình 63. Vệ tinh hạ cánh an toàn.	66
Hình 64. Dữ liệu thu được từ cảm biến gia tốc kế	67
Hình 65. Dữ liệu thu được từ Con quay hồi chuyển.	68
Hình 66. Dữ liệu thu được về độ cao của vệ tinh.	69
Hình 67. Dữ liệu thu được về nhiệt độ.	70
Hình 68. Dữ liệu thu được về áp suất không khí.	71
Hình 69. Dữ liệu thu được về độ ẩm không khí.	72
Hình 70. Dữ liệu thu được về ánh sáng.	73
Hình 71. Dữ liệu thu được từ cảm biến mưa.	74
Hình 72. Hình ảnh thực tế vệ tinh CanSat được lắp ráp hoàn chỉnh.	75

DANH MỤC BẢNG BIỂU

Bảng 1. Nhiệm vụ của từng nhóm và phân công nhân sự.	8
Bảng 2. Tiến trình làm việc của nhóm	10
Bảng 3. Yêu cầu thiết kế vệ tinh.	11
Bảng 4. Các cảm biến được sử dụng và nhiệm vụ.	18
Bảng 5. Thông số kỹ thuật Arduino Nano.	19
Bảng 6. Thông số kỹ thuật cảm biến khí áp BME280.	20
Bảng 7. Kết nối chân BME280 – Arduino Nano.	20
Bảng 8. Thông số kỹ thuật cảm biến mưa.	21
Bảng 9. Kết nối chân Cảm biến mưa – Arduino Nano.	21
Bảng 10. Thông số kỹ thuật cảm biến ánh sáng VEML7700	22
Bảng 11. Kết nối chân VEML7700 – Arduino Nano.	22
Bảng 12. Kết nối chân Neo 7M – Arduino Nano.	23
Bảng 13. Thông số kỹ thuật cảm biến góc gia tốc 6 trục MPU6050/GY521.	24
Bảng 14. Kết nối chân MPU6050/GY521 – Arduino Nano.	24
Bảng 15. Thông số kỹ thuật mạch thu phát.	25
Bảng 16. Kết nối chân mạch phát – Arduino Nano.	25
Bảng 17. Thông số kỹ thuật NodeMCU Lua Wifi ESP8266.	28
Bảng 18. Thông số kỹ thuật mạch thu phát.	28
Bảng 19. Kết nối chân mạch thu – NodeMCU Lua Wifi ESP8266.	29
Bảng 20. Tần số dao động ngẫu nhiên của mô hình vệ tinh.	50
Bảng 21. Tần số dao động riêng thực tế của mô hình vệ tinh.	52
Bảng 22. Thống kê linh kiện/vật liệu và chi phí thực hiện	59
Bảng 23. Đánh giá mức độ thoả mãn yêu cầu	76

I. TỔ CHỨC THỰC HIỆN

Để thực hiện đề tài, nhóm 2 bao gồm 10 sinh viên được phân chia thành các nhóm nhỏ với các nhiệm vụ như sau:



Hình 1. Cơ cấu tổ chức nhóm thực hiện.

Bảng 1. Nhiệm vụ của từng nhóm và phân công nhân sự.

STT	Vị trí	Nhiệm vụ	Phụ trách
1	Trưởng nhóm	<ul style="list-style-type: none"> Lên kế hoạch và theo dõi tiến trình thực hiện. Phân công nhân sự và nhiệm vụ. Tổng hợp kết quả và báo cáo tiến độ. Tổng hợp và trình bày báo cáo. 	Nguyễn Thị Thu Phương
2	Nhóm Vệ tinh – Trạm mặt đất	<ul style="list-style-type: none"> Thiết kế hệ thống vệ tinh và trạm mặt đất thực hiện các nhiệm vụ. 	Nguyễn Văn Sang
3		<ul style="list-style-type: none"> Chuẩn bị linh kiện, thiết bị cần thiết cho hệ thống. 	Nguyễn Tấn Phong
4		<ul style="list-style-type: none"> Lắp ráp hệ thống. 	Đồng Minh Quân
5		<ul style="list-style-type: none"> Thử nghiệm hệ thống 	Nguyễn Văn Sang Nguyễn Tấn Phong

			Đồng Minh Quân
6	Nhóm Thiết kế – Kết cấu	<ul style="list-style-type: none"> Thiết kế khung kết cấu và xây dựng bản vẽ kỹ thuật 	Nguyễn Quốc Khánh
7		<ul style="list-style-type: none"> Mô phỏng kết cấu Trình bày báo cáo mô phỏng 	Vũ Thế Phương
8		<ul style="list-style-type: none"> Chuẩn bị nguyên vật liệu 	Nguyễn Thị Thu Phương
9		<ul style="list-style-type: none"> Lắp ráp kết cấu Trình bày báo cáo thiết kế 	Nguyễn Doãn Tuấn Anh Đào Bá Chiến
10	Nhóm Dù	<ul style="list-style-type: none"> Tính toán thiết kế dù Thử nghiệm thả dù Trình bày báo cáo dù 	Nguyễn Tuấn Anh Nguyễn Duy Bách

Bảng 2. Tiến trình làm việc của nhóm

STT	Nhiệm vụ	Thực hiện										Tuần													
		N.D.T. Anh	N.T. Anh	N.D. Bách	Đ.B. Chiến	N.Q. Khánh	N.T.T. Phương	V.T. Phương	N.T. Phong	Đ.M. Quân	N.V. Sang	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	
1	Vệ tinh - Trạm mặt đất																								
1.1	Tìm hiểu, xác định nhiệm vụ	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X														
1.2	Lên danh sách, chuẩn bị linh kiện						X	X	X	X	X														
1.3	Tìm hiểu cơ chế hoạt động của linh kiện									X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	
1.4	Xây dựng mô hình và lắp ráp mạch																								
1.5	Lập trình và kiểm tra hệ thống mạch				X						X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	
2	Thiết kế, tính toán kết cấu																								
2.1	Lên ý tưởng thiết kế khung cấu trúc	X			X				X																
2.2	Xác định và chuẩn bị vật liệu	X			X				X																
2.3	Vẽ CAD và mô phỏng kết cấu							X		X	X														
2.4	Hoàn thiện mô hình hoàn chỉnh và kiểm thử	X	X		X	X	X																		
3	Thiết kế cơ chế đủ																								
3.1	Tính toán, thiết kế đủ		X	X																					
3.2	Xác định và chuẩn bị vật liệu		X	X																					
3.3	Hoàn thiện cơ chế đủ hoàn chỉnh và kiểm thử		X	X	X		X				X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	
4	Báo cáo																								
4.1	Cập nhật và thực hiện báo cáo theo tuần		X						X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	
4.2	Báo cáo cuối kì	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	

II. TỔNG QUAN

1. Mục tiêu:

Đề tài được thực hiện nhằm mục tiêu thiết kế, chế tạo vệ tinh CanSat bao gồm tải trọng kỹ thuật, từ đây gọi chung là vệ tinh, và khung cấu trúc vật lý được phóng lên và được thử nghiệm thả rơi từ độ cao 50m bằng máy bay không người lái (Drone). Trong quá trình hạ độ cao, vệ tinh nhiệm vụ chính bao gồm:

- Đo độ cao, các chỉ số chất lượng không khí (áp suất không khí, nhiệt độ, độ ẩm), độ sáng.
- Xác định tư thế, vị trí.
- Sử dụng hệ thống dù để hạ cánh an toàn.

Vệ tinh thu thập các thông số trong bầu khí quyển và truyền dữ liệu từ xa về Trạm mặt đất trong thời gian thực.

2. Yêu cầu:

Vệ tinh được thiết kế cần đảm bảo đáp ứng các yêu cầu được trình bày trong Bảng 2 như sau:

Bảng 3. Yêu cầu thiết kế vệ tinh.

STT	Yêu cầu	Mức độ ưu tiên	Phụ trách
1	Tổng khối lượng vệ tinh nhỏ hơn hoặc bằng 500g.	Cao	Tất cả nhóm
2	Kích thước vệ tinh nằm trong phạm vi 1U (10cm x 10cm x 10cm).	Cao	Nhóm Vệ tinh – Trạm mặt đất Nhóm Thiết kế - Kết cấu
3	Kích thước vệ tinh phù hợp với ống thả trên Drone.	Cao	Nhóm Vệ tinh – Trạm mặt đất Nhóm Thiết kế - Kết cấu
4	Khung vỏ vệ tinh cần làm bằng chất liệu trong suốt để tạo điều kiện thực hiện nhiệm vụ đo độ sáng.	Cao	Nhóm Thiết kế - Kết cấu

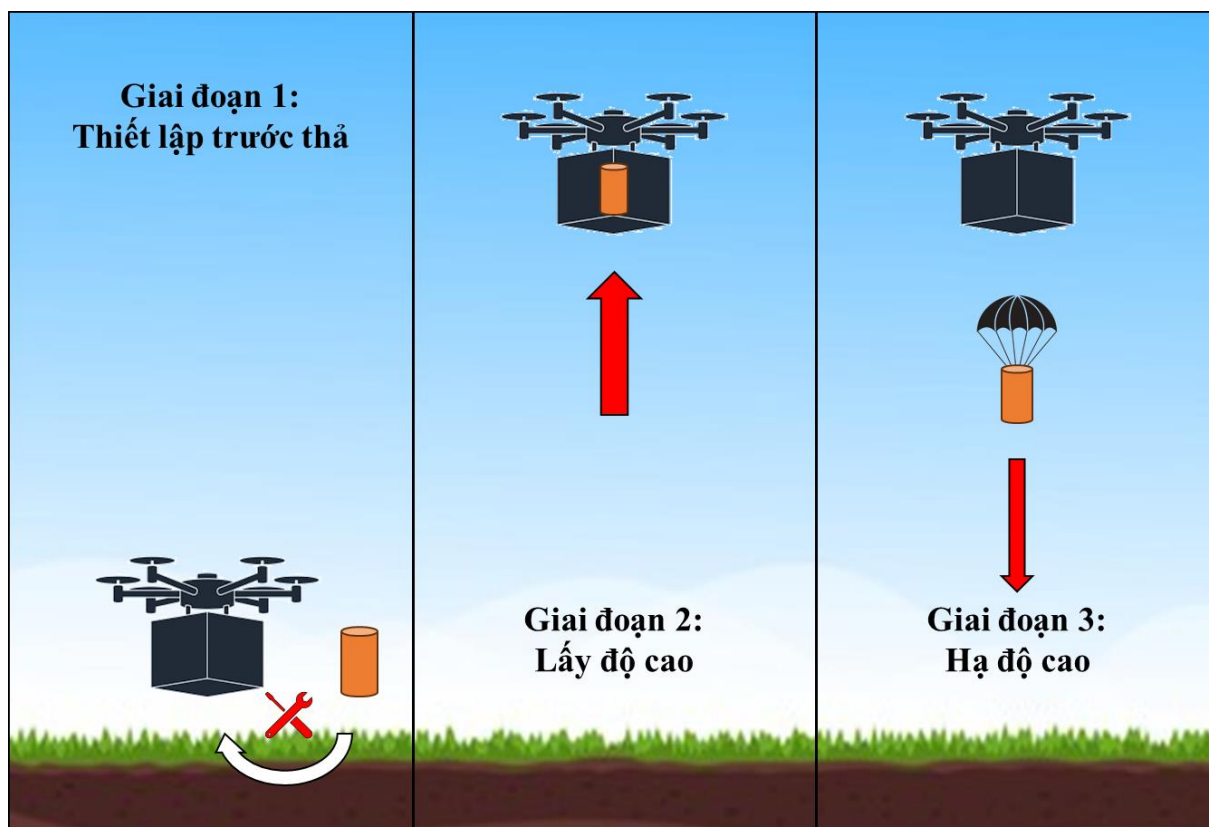
5	Vệ tinh sau khi được thả từ Drone sẽ ngay lập tức kích hoạt dù.	Cao	Nhóm Dù
6	Tốc độ giảm độ cao của vệ tinh trong khoảng 5m/s.	Cao	Nhóm Dù
7	Các bộ phận được lắp ráp hợp lý, đảm bảo có thể tháo lắp và sửa chữa dễ dàng.	Cao	Tất cả nhóm
8	Tất cả bộ phận của vệ tinh có khả năng chống chịu ngoại lực trong quá trình vận hành.	Cao	Nhóm Thiết kế - Kết cấu
9	Tất cả các thiết bị điện tử được gắn chặt bằng các liên kết hợp lý như ốc vít, bu-lông, hay chất kết dính bền, được bảo quản kín, tránh tiếp xúc với các tác nhân môi trường ngoại trừ các cảm biến có nhiệm vụ đặc biệt.	Cao	Nhóm Vệ tinh – Trạm mặt đất Nhóm Thiết kế - Kết cấu
10	Pin vệ tinh được tích hợp hợp lý để có thể thay thế dễ dàng mà không cần tháo rời vệ tinh.	Cao	Nhóm Vệ tinh – Trạm mặt đất
11	Dù được thiết kế với màu sắc nổi bật, dễ nhận biết.	Vừa	Nhóm Dù
12	Trạm mặt đất được thiết kế gọn nhẹ, có thể di chuyển tại địa điểm phóng. Nguồn điện AC không được hỗ trợ tại đây.	Cao	Nhóm Vệ tinh – Trạm mặt đất
13	Các dữ liệu của cảm biến được truyền phát không dây xuống trạm mặt đất trong quá trình thả rơi.	Cao	Nhóm Vệ tinh – Trạm mặt đất
14	Chi phí thực hiện tối đa là 2.000.000 đồng. Các hệ thống phụ trợ mặt đất và phân tích dữ	Cao	Tất cả nhóm

	liệu không bao gồm trong chi phí trên.		
15	Ổng thả vệ tinh cần có các thiết bị điện tử và cơ chế thả vệ tinh bằng điều khiển từ xa	Cao	Hợp tác với Nhóm 1
16	Vệ tinh đảm bảo vận hành tốt trong môi trường tại địa điểm thả	Cao	Tất cả nhóm
17	Trạm mặt đất xuất các file csv chứa dữ liệu do vệ tinh truyền về	Cao	Nhóm Vệ tinh – Trạm mặt đất

3. Quy trình vận hành:

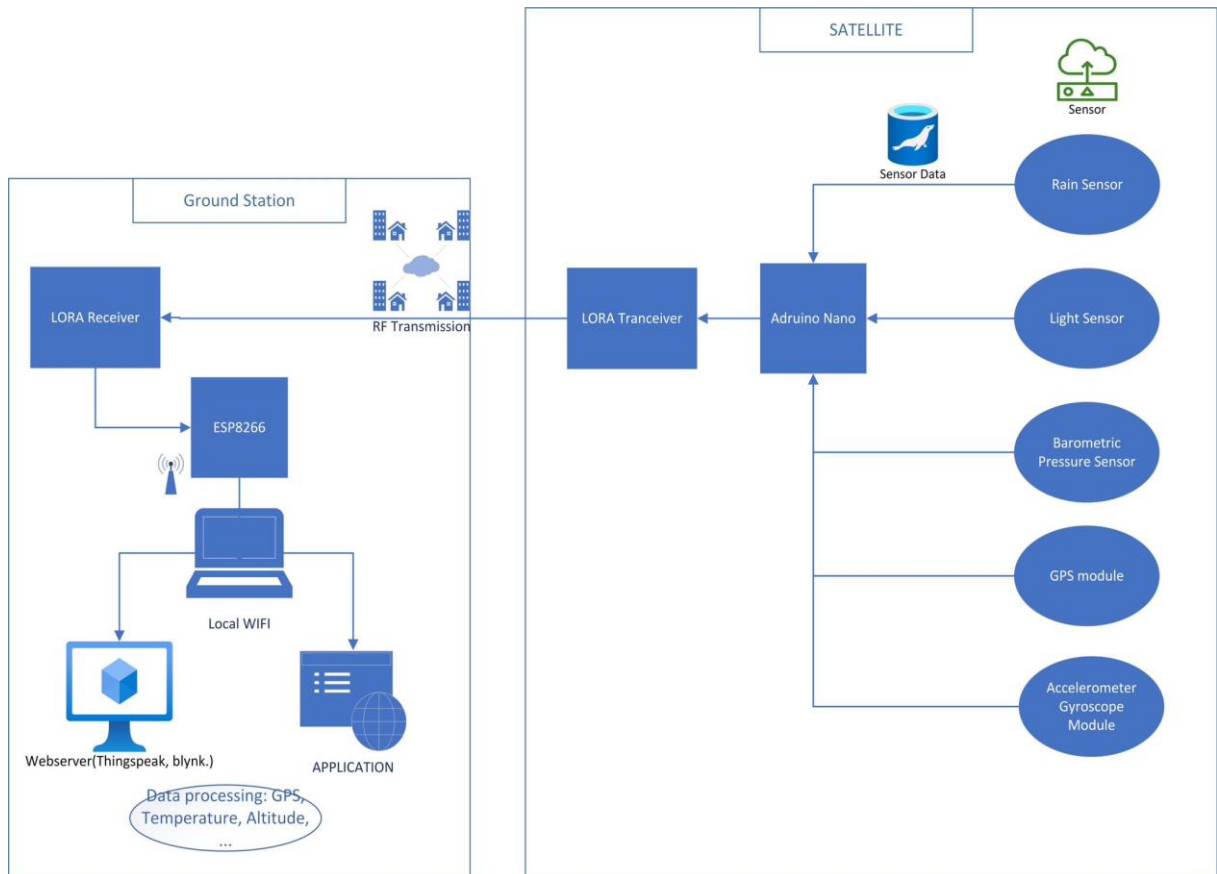
Nhiệm vụ chính của CanSat là thu thập dữ liệu trong quá trình hạ độ cao với sự hỗ trợ của hệ thống dù hạ cánh tại địa điểm thả xác định. Quy trình vận hành diễn ra như sau:

- Giai đoạn 1 – Thiết lập trước thả: Vệ tinh sau khi lắp ráp hoàn chỉnh được gắn vào ống thả đã tích hợp với Drone DJI M600.
- Giai đoạn 2 – Lấy độ cao: Drone cất cánh và đưa vệ tinh lên độ cao 50m. Trong quá trình lấy độ cao, trạm mặt đất tiến hành kết nối với vệ tinh và thu thập dữ liệu đầu tiên, đảm bảo vệ tinh kết nối ổn định.
- Giai đoạn 3 – Hạ độ cao: Sau khi xem xét điều kiện hoạt động, Drone kích hoạt cơ chế thả rơi vệ tinh từ độ cao 50m. Ngay khi rời khỏi Drone, vệ tinh kích hoạt hệ thống dù. Vệ tinh hạ độ cao bằng dù và truyền dữ liệu về trạm mặt đất. Vệ tinh chạm đất và kết thúc nhiệm vụ. Quy trình kết thúc.



Hình 2. Minh họa quy trình vận hành.

Cụ thể, quá trình thực hiện nhiệm vụ thu thập dữ liệu của vệ tinh được thể hiện trong sơ đồ truyền thông trong Hình 3.



Hình 3. Sơ đồ truyền thông Vệ tinh – Trạm mặt đất.

Nhiệm vụ của vệ tinh bắt đầu ngay sau khi rời khỏi ống thả của Drone, hệ thống dù lúc này đã ngay lập tức kích hoạt. Dữ liệu từ các cảm biến được truyền liên tục vào vi xử lý Arduino Nano, xác định khởi đầu của quá trình rơi và khởi động các chức năng. Trong quá trình rơi, dữ liệu từ các cảm biến khác được vi xử lý truyền tới được bộ phát LORA, bao gồm độ cao, nhiệt độ, áp suất, độ ẩm, độ sáng, tọa độ địa lý, tư thế. Để định vị vệ tinh, dữ liệu vị trí theo thời gian thực được xác định bởi module GPS. Đồng thời, tại trạm mặt đất, LORA thu tiếp nhận sóng dữ liệu qua anten, kết hợp cùng module ESP8266 để truyền dữ liệu lên Webserver.

4. Cấu hình thiết kế:

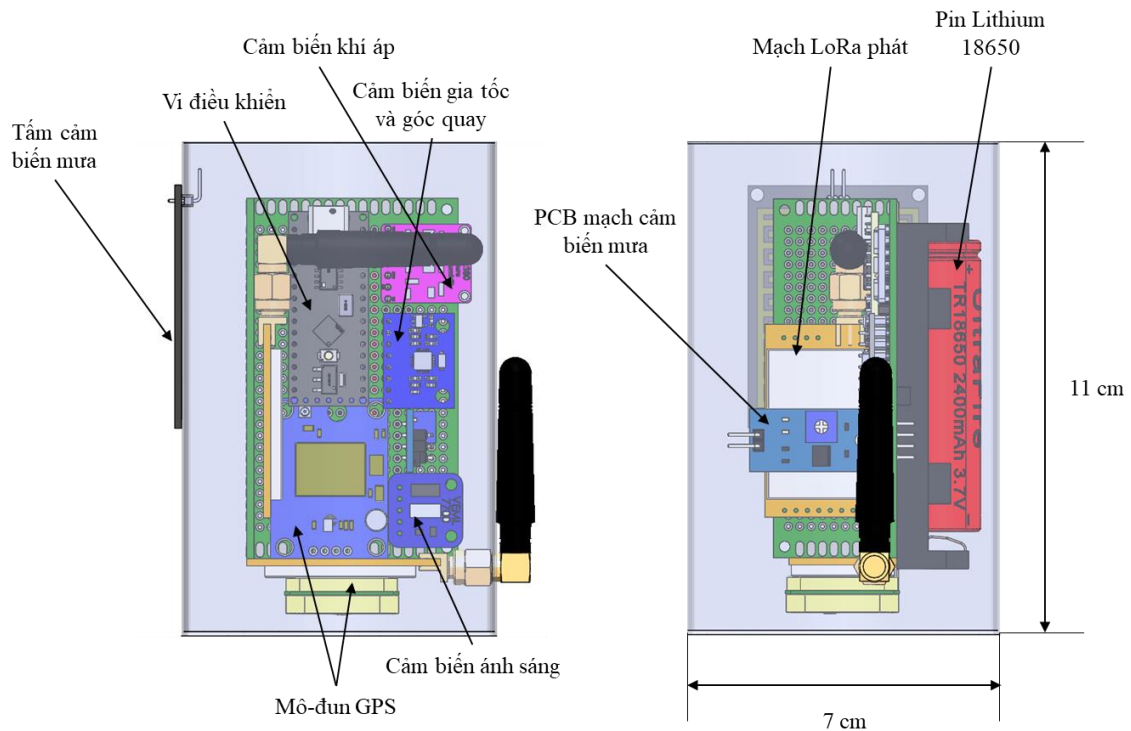
4.1. Cấu hình vệ tinh CanSat:

Cấu hình vệ tinh được thiết kế bao gồm 2 cơ cấu chính là hệ thống mạch điện tử và khung cấu trúc vật lý.

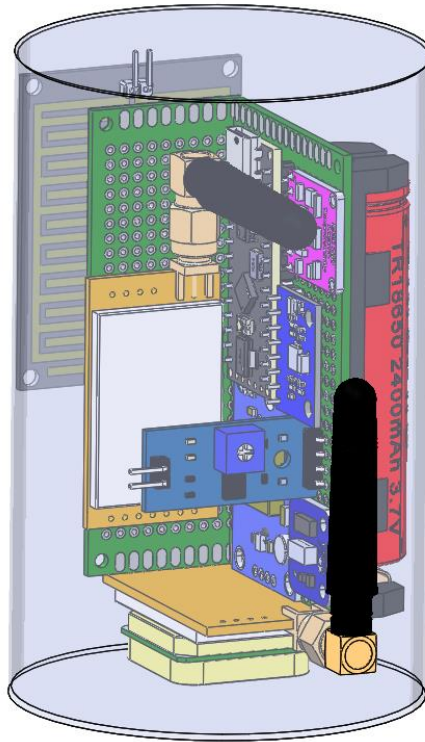
Ý tưởng thiết kế vệ tinh được khám thảo từ các dự án Vệ tinh lon nước – CanSat và được điều chỉnh phù hợp với mục tiêu đặt ra. Cụ thể:

- Khung cấu trúc vật lý là 1 hộp hình dạng trụ tròn, kích thước bao gồm đường kính đáy 7 cm và chiều cao 11 cm, chất liệu nhựa PET trong suốt, có nắp vặn tháo rời. Hai đệm xốp được gắn vào đáy và nắp hộp nhằm giảm sóc cho hệ thống điện tử bên trong.
- Hệ thống bảng mạch điện tử nằm trong hộp bao gồm: 2 tấm PCB có lỗ kích thước 2.5 cm x 9 cm (PCB 1) và 4.5 cm x 9 cm (PCB 2). Trên mỗi tấm PCB chứa các cảm biến và vi xử lý thực hiện nhiệm vụ của vệ tinh. Hai tấm PCB được gắn vuông góc với nhau bằng keo nhựa silicon. 1 pin Lithium 18650 3.7V kèm đế pin có dây được cố định phía sau PCB 2 nhằm cấp nguồn cho hệ thống điện tử.

Lưu ý rằng, kích thước của các tấm PCB đã được chọn hợp lý để phù hợp với thể tích của khung cấu trúc vật lý và có thể đóng vai trò là trụ đỡ kết cấu chính của vệ tinh.



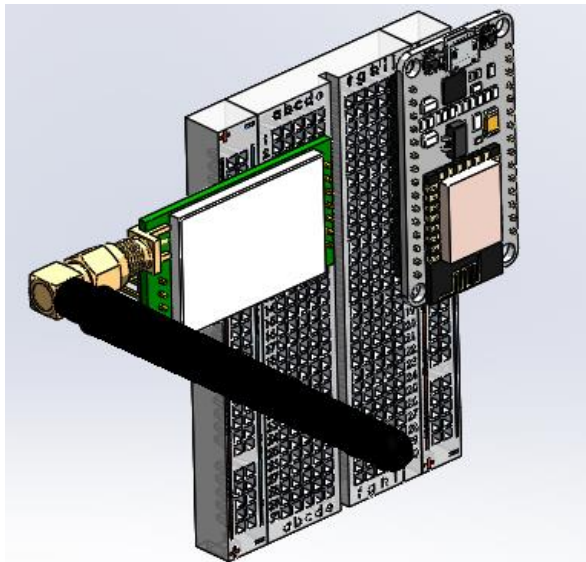
Hình 4. Cấu hình thiết kế vệ tinh



Hình 5. Mô hình 3D cấu hình vệ tinh.

4.2. Cấu hình Trạm mặt đất (Ground Station):

Trạm mặt đất được thiết kế đơn giản bao gồm 1 breadboard chứa các linh kiện thu phát và 1 laptop dùng để hiển thị và xử lý dữ liệu.



Hình 6. Cấu hình thiết kế trạm mặt đất.

II. CẤU TẠO VÀ CHỨC NĂNG HỆ THỐNG

Trong phần này, thông tin chi tiết về các thành phần cấu tạo lên hệ thống mạch điện tử của vệ tinh và trạm mặt đất, bao gồm chức năng, thông số kỹ thuật và cách thức kết nối sẽ được trình bày.

1. Hệ thống mạch điện tử vệ tinh:

Hệ thống mạch điện tử của vệ tinh là thành phần quan trọng nhất, chịu trách nhiệm thực hiện nhiệm vụ chính của đề tài. Các dữ liệu được vệ tinh thu thập bởi các cảm biến, được chia thành 3 dạng chính và phân bổ dưới Bảng 3 như sau:

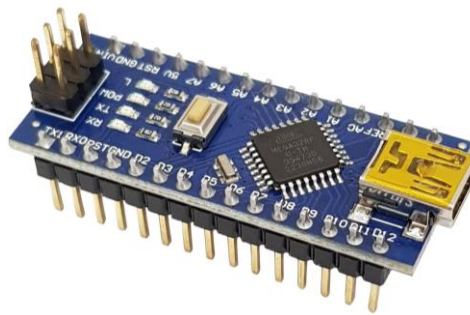
Bảng 4. Các cảm biến được sử dụng và nhiệm vụ.

STT	Dạng dữ liệu	Tham số	Bộ phận thực hiện
1	Chất lượng không khí	Áp suất, nhiệt độ	Cảm biến khí áp BME280 (Barometric Pressure Sensor)
		Độ ẩm	Cảm biến mưa (Rain sensor)
		Độ sáng	Cảm biến ánh sáng VEML7700 (Light Sensor)
2	Vị trí	Toạ độ địa lý	NEO 7M GPS module
		Độ cao	Cảm biến khí áp BME280 (Barometric Pressure Sensor)
3	Tư thế	Góc quay	Góc gia tốc 6 trục MPU6050/GY521

Để hệ thống hoạt động, nguồn pin 3.7 V được sử dụng. Tất cả dữ liệu từ các cảm biến được xử lý bởi vi điều khiển Arduino Nano ATMEGA328 và được truyền bởi mạch phát RF UART Lora SX1278 EBYTE E32-433T20D. Chi tiết thông số kỹ thuật và cách thức đấu nối của các linh kiện được trình bày bên dưới:

1.1. Vi xử lý Arduino Nano ATMEGA328:

Arduino Nano là phiên bản nhỏ gọn của Arduino Uno với cùng MCU ATmega328P, vì cùng MCU nên mọi tính năng hay chương trình có trên Arduino Uno đều có trên Arduino Nano, một ưu điểm của Arduino Nano là vì sử dụng IC dán của ATmega328P nên sẽ có thêm 2 chân Analog so với phiên bản IC chân cắm Arduino Uno. Sử dụng chip FTDI FT232RL chuyển đổi COM to UART vì vậy việc truyền UART sẽ đơn giản hơn trên các board giả lập COM.



Hình 7. Vi điều khiển Arduino Nano.

Bảng 5. Thông số kỹ thuật Arduino Nano.

Kích thước	18.542mm x 43.18mm
Trọng lượng	50gr
Vi điều khiển	ATmega328
Điện áp hoạt động	5V
Điện áp vào	7~12V
Ngõ I/O	14
Ngõ vào ADC	6
Dòng điện trên mỗi chân	40 mA
Dòng điện cho chân 3.3V	50 mA
Bộ nhớ flash	32 KB (ATmega328) trong đó 0.5 KB dùng bootloader
SRAM	2 KB (ATmega328)
EEPROM	1 KB (ATmega328)
Xung nhịp	16 MHz
Tích hợp Led báo nguồn, led chân D13, LED RX, TX.	
Tích hợp IC chuyển điện áp 5V LM1117.	

1.2. Cảm biến khí áp BME280:

Cảm biến áp suất BME280 là cảm biến dùng để đo nhiệt độ, độ ẩm và áp suất, tất cả các loại cảm biến thời tiết và có thể được sử dụng trong cả hai kiểu truyền tín hiệu I2C và SPI. Cảm biến với độ chính xác cao, chi phí thấp, giải pháp tốt nhất cho cảm biến đo áp suất khí quyển bằng có độ chính xác bằng ± 1 hPa, và nhiệt độ với độ chính xác ± 1.0 °C. Loại cảm biến này có thể enable/disable một cách độc lập độ ẩm và áp suất.

Bảng 6. Thông số kỹ thuật cảm biến khí áp BME280.

Kích thước	2.5mm x 2.5mm x 0.93mm
Điện áp	3.3 - 5V
Điện áp logic	3.3V - 5V
Phạm vi đo nhiệt độ	-40°C → + 85°C (±1.0°C)
Dải độ ẩm định mức	0 → 100% (±3%)
Dải áp suất định mức	300 - 1100hPa (±1 hPa)
Thời gian đáp ứng	1s
Độ chính xác	± 3%
Độ trễ	± 1%



Hình 8. Cảm biến khí áp BME280.

Bảng 7. Kết nối chân BME280 – Arduino Nano.

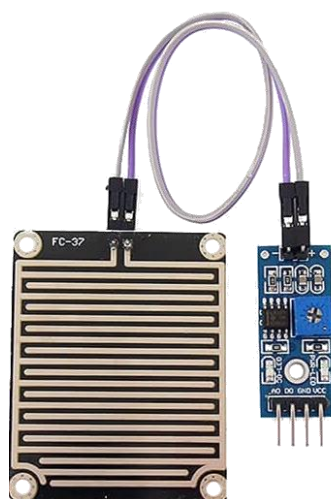
Pin Connection	
BME280	Arduino
VIN	3V3
GND	GND
SCL	A5
SDA	A4

1.3. Cảm biến mưa Rain sensor:

Cảm biến mưa hay còn gọi là cảm biến nước là một module cảm biến dùng để phát hiện nước mưa.

Bảng 8. Thông số kỹ thuật cảm biến mưa.

Kích thước tấm cảm biến mưa	54mm x 40mm
Kích thước board PCB	30 mm x 16mm
Điện áp	5V
Đầu ra	Analog pins (A0 và A1)
Đầu ra TTL	Tín hiệu đầu ra TTL có giá trị thấp
Độ nhạy	Điều chỉnh thông qua chiết áp
LED	Sáng: mưa đầu ra cao Tắt: mưa, đầu ra thấp



Hình 9. Cảm biến mưa.

Bảng 9. Kết nối chân Cảm biến mưa – Arduino Nano.

Pin Connection	
Rain Sensor	Arduino
VCC	5V
GND	GND
A0	A0
D0	

1.4. Cảm biến ánh sáng VEML7700:

VEML7700 giao tiếp I2C 16BIT sử dụng công nghệ Filtron, làm cho độ nhạy quang phổ của cảm biến với ánh sáng xung quanh gần bằng mắt người, đồng thời nó cũng sử dụng công nghệ 0-Trim, giúp dung sai đầu ra nhỏ hơn 10%. Cảm biến hỗ trợ giao diện 120 bus và áp dụng hình thức thiết kế của giao diện Gravity, giúp đơn giản hóa trực tiếp độ khó đi dây của người dùng.



Hình 10. Cảm biến ánh sáng VEML7700.

Bảng 10. Thông số kỹ thuật cảm biến ánh sáng VEML7700

Giao tiếp	I2C
Độ chính xác	0.005 lx/ct
Điện áp làm việc	3.3-5V
Dòng làm việc	45uA
Phạm vi hoạt động	0-120klx
Nhiệt độ hoạt động	-25°C → + 85°C
Khối lượng	15g

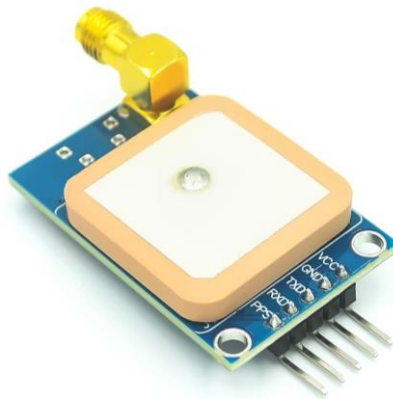
Bảng 11. Kết nối chân VEML7700 – Arduino Nano.

Pin Connection	
VEML7700	Arduino
VIN	3V3
GND	GND
SCL	A5
SDA	A4
3Vo	

1.5. Module GPS NEO 7M:

Module NEO-7M GPS là một sản phẩm rất hữu ích cho các dự án định vị vị trí và chuyển động, tốc độ cập nhật rất nhanh, trả về tọa độ rất chính xác, kết nối và sử dụng rất đơn giản là những ưu điểm của loại module này. Dùng model này để xác định tọa độ (kinh tuyến, vĩ tuyến) hiện tại của module trên bề mặt trái đất với sai số nhỏ, thời gian quốc tế được cấp bởi đồng hồ vệ tinh gửi về.

Kích cỡ module	39.2mm x 25.3mm
Nguồn điện hoạt động	3.0→3.5V
Giao tiếp	Serial (UART TTL)
Baud rate	1200, 2400, 4800, 19200, 38400, 9600(mặc định), 57600, 115200...



Hình 11. Module GPS Neo 7M.

Bảng 12. Kết nối chân Neo 7M – Arduino Nano.

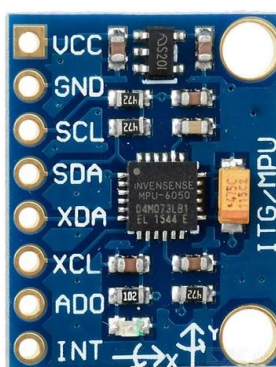
Pin Connection	
NEO-7M	Arduino
VCC	5V
GND	GND
RX	
TX	D8

1.6. Góc gia tốc 6 trục MPU6050/GY521:

Được sử dụng để đo 6 thông số: 3 trục Góc quay (Gyro), 3 trục gia tốc hướng (Accelerometer), là loại cảm biến gia tốc phổ biến nhất trên thị trường hiện nay.

Bảng 13. Thông số kỹ thuật cảm biến góc gia tốc 6 trục MPU6050/GY521.

Điện áp sử dụng	3→5VDC
Điện áp giao tiếp	3→5VDC
Chuẩn giao tiếp:	I2C
Giá trị Gyroscopes	$\pm 250, \pm 500, \pm 1000, \pm 2000$ degree/sec
Giá trị Acceleration	$\pm 2g, \pm 4g, \pm 8g, \pm 16g$



Hình 12. Cảm biến góc gia tốc 6 trục MPU6050/GY521.

Bảng 14. Kết nối chân MPU6050/GY521 – Arduino Nano.

Pin Connection	
MPU6050/GY521	Arduino
VCC	5V
GND	GND
SCL	A5
SDA	A4
XDA	
XCL	
AD0	
INT	

1.7. Mạch thu phát RF UART Lora SX1278 EBYTE E32-433T20D:

Mạch thu phát RF UART LoRa SX1278 EBYTE E32-433T20D là một module truyền thông không dây dựa trên công nghệ LoRa (Long Range) với khả năng truyền tín

hiệu ở tần số 433MHz. Đây là một lựa chọn tuyệt vời cho các ứng dụng IoT (Internet of Things) và các dự án yêu cầu kết nối không dây khoảng cách xa với năng lượng thấp.

Việc sử dụng module Lora E32 để thực hiện công việc chính là truyền tất cả dữ liệu cảm biến từ các sensor khác đến mạch thu cùng loại ở trạm mặt đất, đảm bảo tính ổn định khi khoảng cách lớn(1~3km), tốc độ truyền tốt tính chính xác cao.



Hình 13. Mạch thu phát RF UART Lora SX1278 EBYTE E32-433T20D.

Bảng 15. Thông số kỹ thuật mạch thu phát.

Kích thước	21mm x 36mm
IC chính	SX1278
Điện áp hoạt động	2.3 → 5.5 VDC
Điện áp giao tiếp	TTL-3.3V
Giao tiếp	UART Data bits 8, Stop bits 1, Parity none, tốc độ từ 1200→115200
Tần số	410 → 441Mhz
Công suất	20dbm (100mW)
Khoảng cách truyền tối đa	3000m (khi điều kiện lý tưởng)
Tốc độ truyền	0.3 → 19.2 Kbps (mặc định 2.4 Kbps)
Buffer	512bytes

Bảng 16. Kết nối chân mạch phát – Arduino Nano.

Pin Connection	
LORA	Arduino
VCC	5V
GND	GND
M0	GND
M1	GND
RXD	D3

TXD	D2
AUX	

1.8. Pin Lithium 18650:

Pin sạc lithium 18650 là loại pin lithium-ion có kích thước tiêu chuẩn với đường kính 18mm và chiều dài 65mm, rất phổ biến trong nhiều thiết bị điện tử. Với dung lượng từ 1800mAh đến 3500mAh, pin này cung cấp thời gian sử dụng lâu dài và hiệu suất ổn định. Pin 18650 có tuổi thọ cao, thường từ 300 đến 500 chu kỳ sạc, và kích thước tiêu chuẩn giúp dễ dàng tích hợp vào nhiều thiết bị như laptop, đèn pin, xe điện và các công cụ điện. Dù ban đầu có giá cao hơn so với các loại pin khác, pin sạc lithium 18650 tiết kiệm chi phí về lâu dài nhờ khả năng sạc lại nhiều lần, đồng thời thân thiện với môi trường do giảm lượng rác thải điện tử. Với hiệu suất cao và độ bền đáng tin cậy, pin 18650 là lựa chọn hàng đầu cho nhiều ứng dụng công nghệ hiện đại.

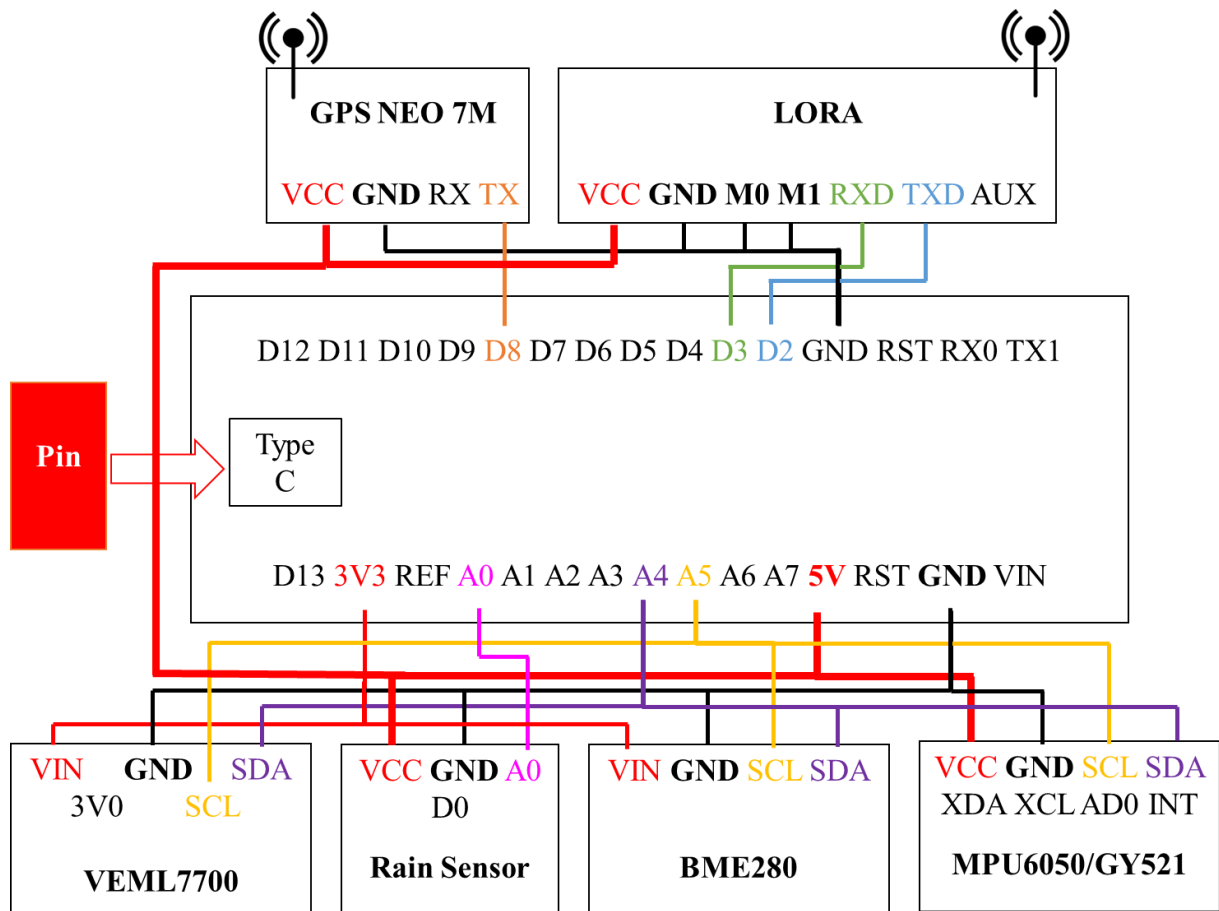
Đối vệ tinh CanSat, 1 pin sạc được sử dụng để cấp nguồn hoạt động cho vi điều khiển Arduino Nano và các cảm biến. 1 PCB ra Type C được sử dụng để chuyển đổi nguồn điện DC sang đầu USB Type C kết nối với Arduino Nano.



Hình 14. Pin Lithium 18650 và mạch chuyển đổi đầu Type C.

1.9. Sơ đồ mạch điện:

Dựa vào cách thức kết nối chân của từ linh kiện, sơ đồ mạch điện của hệ thống vệ tinh được trình bày trong Hình 15.



Hình 15. Sơ đồ mạch điện hệ thống vệ tinh.

2. Hệ thống trạm mặt đất:

2.1. NODEMCU LUA WIFI ESP8266:

NodeMCU là một nền tảng phát triển mã nguồn mở dựa trên module ESP8266 của Espressif Systems. ESP8266 là một chip Wi-Fi giá rẻ và mạnh mẽ được sử dụng rộng rãi trong các dự án IoT (Internet of Things). Dưới đây là 1 số ứng dụng của ESP8266:

Wi-Fi tích hợp: ESP8266 có khả năng kết nối Wi-Fi tích hợp, cho phép kết nối các thiết bị IoT với mạng không dây dễ dàng.

Khả năng lập trình: ESP8266 có thể được lập trình bằng nhiều ngôn ngữ khác nhau như Lua (NodeMCU), C/C++ (Arduino), MicroPython, và nhiều ngôn ngữ khác.

Giá thành thấp: Một trong những điểm mạnh của ESP8266 là giá thành rất phải chăng, làm cho nó trở thành lựa chọn lý tưởng cho các dự án IoT từ đơn giản đến phức tạp.

Hiệu suất cao: Với bộ vi xử lý 32-bit và khả năng kết nối Wi-Fi, ESP8266 có thể xử lý các tác vụ phức tạp và truyền dữ liệu qua mạng một cách hiệu quả.

Nhóm đã tận dụng khả năng kết nối với web server Thingspeak bằng Wifi một cách đơn giản và hiệu quả để dữ liệu cảm biến truyền tải trực tiếp và cập nhật thời gian thực được thể hiện bằng các line trên từng field.



Hình 16. NodeMCU Lua Wifi ESP8266.

Bảng 17. Thông số kỹ thuật NodeMCU Lua Wifi ESP8266.

Kích thước	59mm x 32mm
IC chính	ESP8266 Wifi SoC
Phiên bản firmware	NodeMCU Lua
Chip nạp và giao tiếp UART	CH340
Nguồn điện	5VDC MicroUSB hoặc Vin
GPIO giao tiếp	3.3VDC

2.2. Mạch thu RF UART Lora SX1278 EBYTE E32-433T20D:

Đối với vệ tinh đã có lora phát tín hiệu, tương tự đó cần có LoRa nhận tín hiệu về trạm mặt đất để phân tích và xử lý tín hiệu nhanh chóng và chuẩn xác các dữ liệu sau khi thu thập sẽ được tổng hợp và gửi lên server thông qua ESP8266.

Bảng 18. Thông số kỹ thuật mạch thu phát.

Kích thước	21mm x 36mm
IC chính	SX1278
Điện áp hoạt động	2.3 → 5.5 VDC
Điện áp giao tiếp	TTL-3.3V

Giao tiếp	UART Data bits 8, Stop bits 1, Parity none, tốc độ từ 1200→115200
Tần số	410 → 441Mhz
Công suất	20dbm (100mW)
Khoảng cách truyền tối đa	3000m (khi điều kiện lý tưởng)
Tốc độ truyền	0.3 → 19.2 Kbps (mặc định 2.4 Kbps)
Buffer	512bytes

Bảng 19. Kết nối chân mạch thu – NodeMCU Lua Wifi ESP8266.

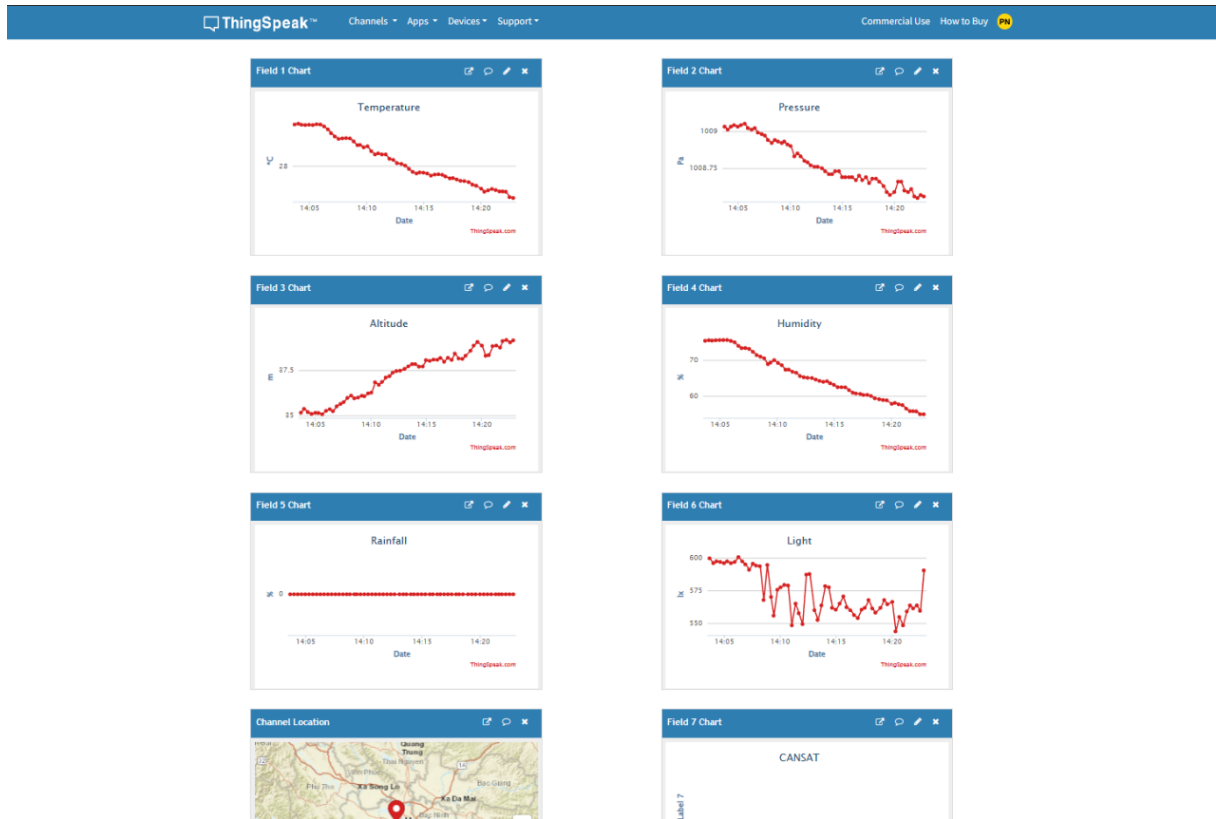
Pin Connection	
LORA	NodeMCU Lua Wifi ESP8266
VCC	5V
GND	GND
M0	GND
M1	GND
RXD	D3
TXD	D2
AUX	

2.3. Webservice Thingspeak:

ThingSpeak là một nền tảng IoT (Internet of Things) mã nguồn mở cho phép người dùng thu thập, lưu trữ, phân tích và trực quan hóa dữ liệu cảm biến trong thời gian thực từ các thiết bị kết nối. ThingSpeak có thể được sử dụng cho các dự án IoT cá nhân và doanh nghiệp, và nó cung cấp một cách dễ dàng để tương tác với dữ liệu cảm biến qua mạng.

Với chức năng lưu trữ, phân tích và trực quan hóa dữ liệu nhóm đã sử dụng ThingSpeak để tạo các biểu đồ để dễ dàng theo dõi được dữ liệu từ các cảm biến được gửi về trạm mặt đất, mỗi đồ thị sẽ thể hiện 1 chỉ số ví dụ như theo dõi nhiệt độ thay đổi theo thời gian...

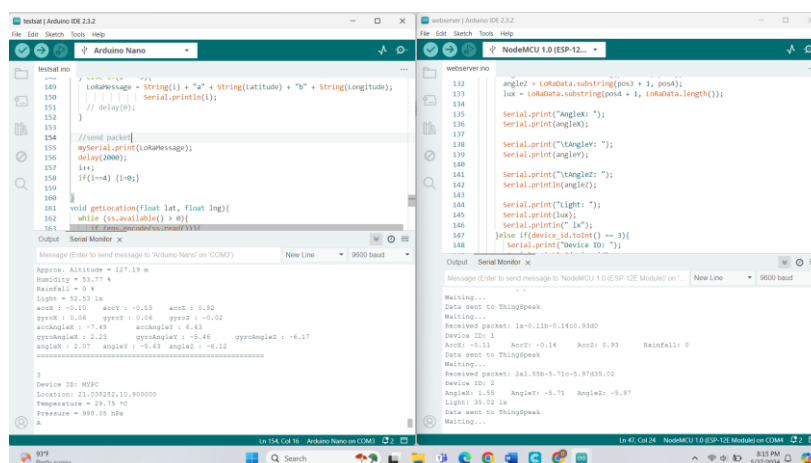
Ngoài ra ThingSpeak còn hỗ trợ xuất dữ liệu ra file csv để có thể xem lại được dữ liệu một cách chi tiết nhất từ đó có thể đưa ra các phân tích chính và kết luận chính xác hơn.



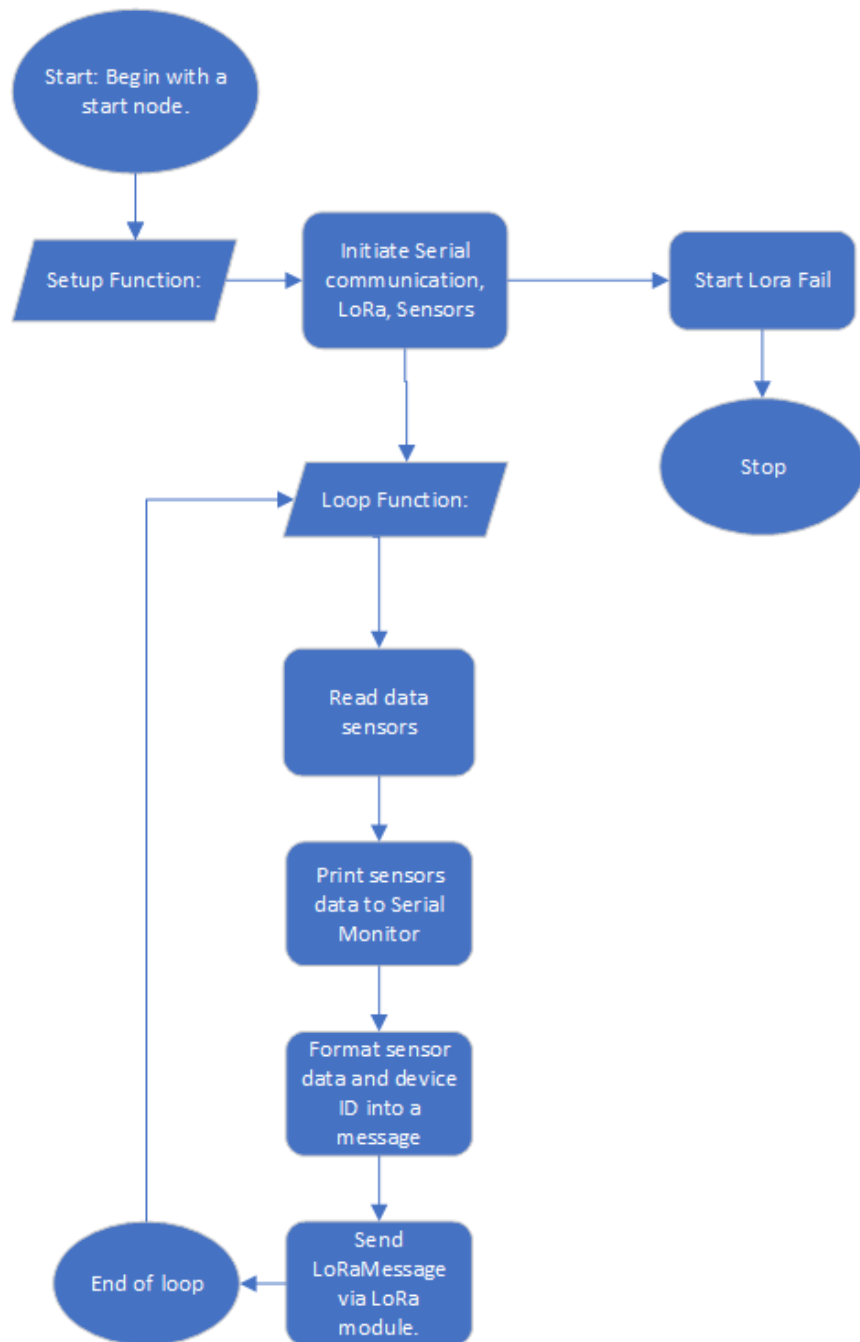
Hình 17. Giao diện webserver Thingspeak.

3. Môi trường lập trình Arduino IDE:

Arduino IDE (Integrated Development Environment) là một môi trường phát triển phần mềm mã nguồn mở, được sử dụng để lập trình và nạp mã cho các vi điều khiển dòng Arduino. Arduino IDE hỗ trợ nhiều bo mạch khác nhau, bao gồm cả Arduino Nano và ESP8266. Dưới đây là code flow chart được nạp vào cho hệ thống vệ tinh và trạm mặt đất.



Hình 18. Giao diện Arduino IDE



Hình 19. Sơ đồ khởi lập trình hệ thống vệ tinh.

Với hệ thống vệ tinh, sơ đồ khối (Flowchart) mô tả một quy trình lập trình liên quan đến việc đọc dữ liệu từ các cảm biến và gửi dữ liệu đó qua mô-đun LoRa. Quy trình được trình bày như sau:

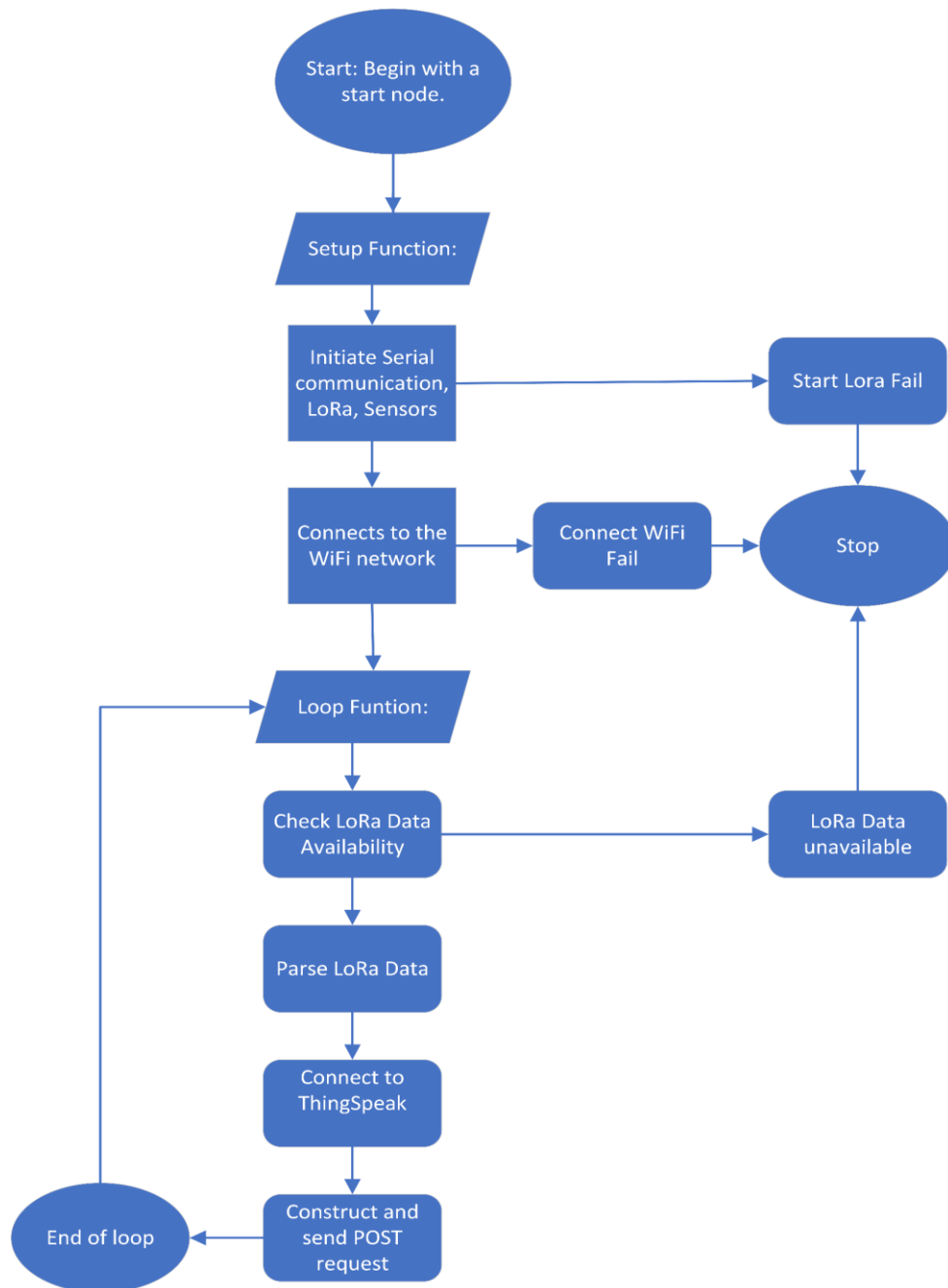
- Quy trình bắt đầu với việc cài đặt các thiết bị và giao tiếp. Lập trình Arduino thực hiện thiết lập ban đầu cho hệ thống, bao gồm cài đặt giao tiếp nối tiếp, khởi động mô-đun LoRa và các cảm biến.

- Nếu khởi động mô-đun LoRa thất bại, quy trình sẽ chuyển sang nhánh “Start LoRa Fail” và dừng lại.
- Nếu khởi động thành công, quy trình sẽ tiếp tục với vòng lặp chính, sử dụng hàm loop() trong lập trình Arduino, nơi các thao tác lặp đi lặp lại liên tục.
- Trong vòng lặp chính, bước đầu tiên là đọc dữ liệu từ các cảm biến. Hệ thống sẽ thu thập dữ liệu từ các cảm biến gắn vào.
- Sau khi đọc dữ liệu, bước tiếp theo là in dữ liệu cảm biến ra màn hình nối tiếp để kiểm tra và giám sát.
- Tiếp theo, dữ liệu cảm biến và ID thiết bị sẽ được định dạng thành một thông điệp để gửi đi.
- Một bước kiểm tra bổ sung được thực hiện bằng cách in lại dữ liệu cảm biến ra màn hình nối tiếp.
- Thông điệp đã được định dạng sẽ được gửi qua mô-đun LoRa.
- Cuối cùng, vòng lặp kết thúc và quay lại bước “Loop Function” để tiếp tục quá trình.

Với hệ thống trạm mặt đất, quy trình truyền dữ liệu từ cảm biến qua mạng LoRa và WiFi, được minh họa qua flowchart trong Hình 19. Quy trình bao gồm các bước từ khởi động hệ thống, kết nối các thiết bị, kiểm tra dữ liệu, và gửi dữ liệu đến nền tảng ThingSpeak.

- Quy trình bắt đầu với bước cài đặt. Đây là nơi các thiết lập ban đầu cho hệ thống được thực hiện, bao gồm khởi động giao tiếp nối tiếp, mô-đun LoRa, và các cảm biến. Nếu khởi động mô-đun LoRa thất bại, quy trình sẽ dừng lại.
- Nếu khởi động thành công, quy trình sẽ tiếp tục với bước kết nối mạng WiFi. Nếu kết nối WiFi thất bại, quy trình sẽ chuyển sang nhánh "Connect WiFi Fail" và dừng lại.
- Sau khi kết nối WiFi thành công, quy trình sẽ chuyển sang chức năng vòng lặp.
- Trong vòng lặp chính, bước đầu tiên là kiểm tra tính khả dụng của dữ liệu LoRa. Nếu không có dữ liệu LoRa, quy trình sẽ dừng lại.
- Nếu có dữ liệu LoRa, bước tiếp theo là phân tích dữ liệu. Quy trình này giúp định dạng và chuẩn bị dữ liệu cho việc gửi lên nền tảng ThingSpeak.
- Sau khi phân tích dữ liệu, bước tiếp theo là kết nối với nền tảng ThingSpeak. Đây là nơi dữ liệu sẽ được gửi và lưu trữ để phân tích và giám sát.

- Bước cuối cùng trong vòng lặp là xây dựng và gửi yêu cầu POST để truyền dữ liệu đến ThingSpeak.
- Cuối cùng, vòng lặp kết thúc và quay lại tiếp tục quy trình.



Hình 20. Sơ đồ khối lập trình hệ thống trạm mặt đất.

4. Hệ thống dữ:

4.1. Nguyên lý hoạt động của dữ:

Dù hoạt động dựa trên nguyên lý cân bằng lực. Khi dù được thả, nó sẽ trôi lên trên không nhờ lực nâng sinh ra từ áp suất khí quyển. Áp suất khí quyển ở phía dưới dù cao hơn so với phía trên, tạo ra lực nâng từ sự chênh lệch áp suất này.

4.2. Ảnh hưởng của độ cao:

Độ cao ảnh hưởng đến việc bay của dù bởi vì áp suất khí quyển giảm theo chiều cao. Khi dù bay lên cao hơn, áp suất khí quyển giảm dần, làm giảm lực nâng. Do đó, độ cao càng lớn, lực nâng càng giảm và dù có thể không thể duy trì độ cao mong muốn nếu không có sự điều chỉnh.

4.3. Ảnh hưởng của vận tốc gió:

Vận tốc gió ảnh hưởng đến việc bay của dù bằng cách tạo ra lực cản. Lực cản này làm giảm vận tốc của dù và có thể làm thay đổi hướng bay của nó. Nếu vận tốc gió quá mạnh, dù có thể gặp khó khăn trong việc duy trì độ cao và hướng bay mong muốn.

4.4. Cân bằng giữa lực nâng và lực cản:

Để duy trì việc bay ổn định, dù cần phải duy trì sự cân bằng giữa lực nâng sinh ra từ áp suất khí quyển và lực cản từ vận tốc gió. Khi dù bay ở độ cao và vận tốc gió phù hợp, nó có thể duy trì một hành trình bay ổn định và an toàn.

4.5. Công thức cơ bản:

- Diện tích dù được tính theo công thức:

$$A = \frac{mg}{0.5C_d\rho v^2} \quad (1)$$

Trong đó:

mg là trọng lượng của CanSat (N).

C_d là hệ số lực cản, phụ thuộc vào hình dạng dù.

ρ là mật độ không khí, 1.225 (kg/m³).

v là tốc độ rơi ổn định.

- Công thức tính lực cản:

$$F_c = \frac{1}{2}\rho AC_d v^2 \quad (2)$$

Trong đó:

F_c là lực cản (N).

A là diện tích đủ tiếp xúc với không khí (m^2).

C_d là hệ số lực cản, phụ thuộc vào hình dạng dù.

ρ là mật độ không khí, 1.225 (kg/m^3).

v là tốc độ rơi ổn định.

- Công thức tính hợp lực:

$$\sum F = ma \Leftrightarrow P - F_c = ma \quad (3)$$

Trong đó:

P là trọng lượng của CanSat (N).

F_c là lực cản (N).

m là khối lượng của CanSat (kg).

a là gia tốc rơi của CanSat (m/s^2).

- Công thức tính vị trí của CanSat theo 2 trục Ox , Oy (theo chuyển động ném ngang):

Theo phương Ox :

$$x = v_{0x}t \quad (4)$$

Theo phương Oy :

$$y = v_{0y}t + \frac{1}{2}at^2 \quad (5)$$

Trong đó:

x, y là vị trí của cansat theo hai phương Ox, Oy (m).

t là thời gian rơi xác định (s).

a là gia tốc rơi của CanSat (m/s^2).

- Bán kính bay lệch có thể được tính bằng công thức sau:

$$R = v_{0x}t \quad (6)$$

Trong đó:

R là bán kính bay lệch (m).

v_{0x} là vận tốc gió tối đa theo phương x (m/s).

t là thời gian rơi (s).

Lưu ý:

- Bán kính bay lệch phụ thuộc vào nhiều yếu tố như vận tốc gió, đặc điểm hình học của dù và các yếu tố môi trường khác nhau.
- Khi vận tốc gió tăng lên, lực cản cũng tăng theo, dẫn đến giảm bán kính bay lệch của dù.
- Mặt khác, bán kính bay lệch cũng có thể bị ảnh hưởng bởi cấu trúc và vật liệu của dù, cũng như bởi các yếu tố môi trường như độ cao và áp suất khí quyển.

4.6. Các tham số cần xác định:

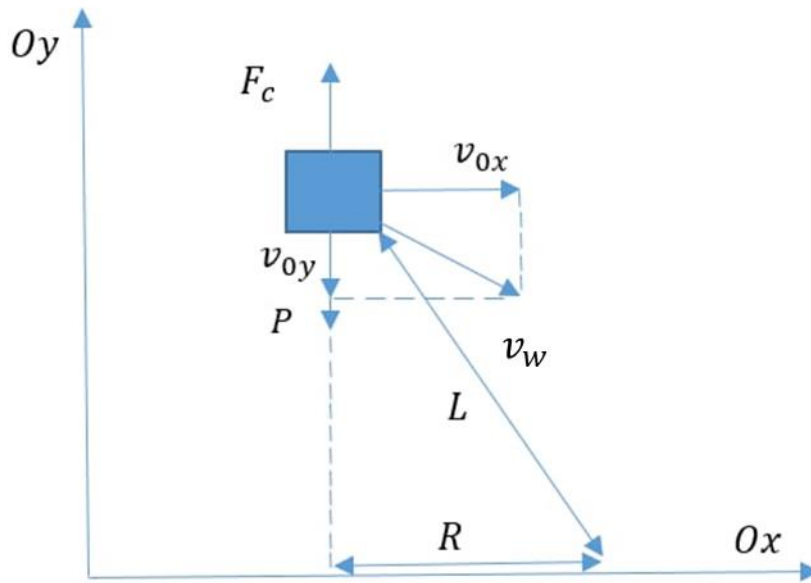
Thông số thiết kế dù:

- Hình dạng dù: Tròn
- Bán kính: 23 cm
- Khối lượng CanSat: $m = 180\text{g}$
- Vật liệu dù: nilong
- Đặc điểm: 8 mối nối dây + 1 lỗ cân bằng dù tại tâm

Điều kiện thử nghiệm:

- Độ cao tối đa $H = 50\text{ m}$
- Vận tốc gió trung bình tại Hà Nội $v_w = 3\text{ m/s}$
- Mật độ không khí $\rho = 1.225\text{ kg/m}^3$
- Vận tốc vật rơi $v = 3\text{ m/s}$
- Hệ số lực cản dù $C_d = 1.75$
- Góc lệch gió theo phương ngang α

Tham số bay lệch:



Hình 21. Phân tích lực tác dụng lên vệ tinh.

- Bán kính bay lệch:

$$R = v_{0x}t \quad (7)$$

$$v_{0x} = \sin \alpha \cdot v_w = 3 \sin \alpha \quad (8)$$

$$v_{0y} = \cos \alpha \cdot v_w = 3 \cos \alpha \quad (9)$$

$$F_c = \frac{1}{2} \rho A C_d v^2 = \frac{1}{2} \times 1.225 \times 3.14 \times 0.23^2 \times 1.75 \times 3^2 = 1.6 \text{ (N)} \quad (10)$$

Theo phương Oy: $ma = P - F_c = 1.8 - 1.6 = 0.2 \text{ (N)}$
 $\Rightarrow a = 1.1 \text{ (m/s}^2\text{)}$ (11)

Thời gian rơi của CanSat được xác định qua phương trình:

$$H = v_{0y}t + a \frac{t^2}{2} \quad (12)$$

Khoảng cách so với vị trí thả: $L = \sqrt{R^2 + H^2}$ (13)

α	10°	20°	30°	40°	50°	60°	70°	80°	90°
v_{0x}	0.52	1.03	1.5	1.93	2.3	2.6	2.82	2.95	3
v_{0y}	2.95	2.82	2.6	2.3	1.93	1.5	1.03	0.52	0

t	7.22	7.3	7.46	7.67	7.94	8.27	8.64	9.07	9.53
R	3.75	7.52	11.19	14.8	18.26	21.5	24.36	26.76	28.59
L	50.14	50.56	51.24	52.14	53.23	54.43	55.62	56.71	57.6

Lưu ý: Trên đây là thông số tham khảo đã được tính toán vòng lặp để đưa ra kết quả có sai số ít nhất.

4.5. Gắn dù với vệ tinh:

Để gấp dù, chúng ta tuân theo các bước sau. Đầu tiên, ta vuốt dù từ đỉnh tới chân theo hướng thân dù. Tiếp theo, ta thực hiện việc gấp dù theo chiều từ đỉnh tới chân, áp dụng đường gấp khúc ngược chiều xen kẽ. Cuối cùng, ta cuốn dây dù xung quanh thân dù đã gấp, tạo ra một hình dạng nhỏ gọn. Sau đó, nhóm gắn 4 móc nối trên nắp hộp đựng thiết bị để gắn dây kết nối dù với cansat.



Hình 22. Dù khi trải ra mặt phẳng.



Hình 23. Kết nối dù với CanSat

5. Ống thả vệ tinh:

Ống thả vệ tinh là một hệ thống cơ khí đơn giản, dùng để giữ và thả vệ tinh từ độ cao nhất định. Thiết bị bao gồm các thành phần chính sau:

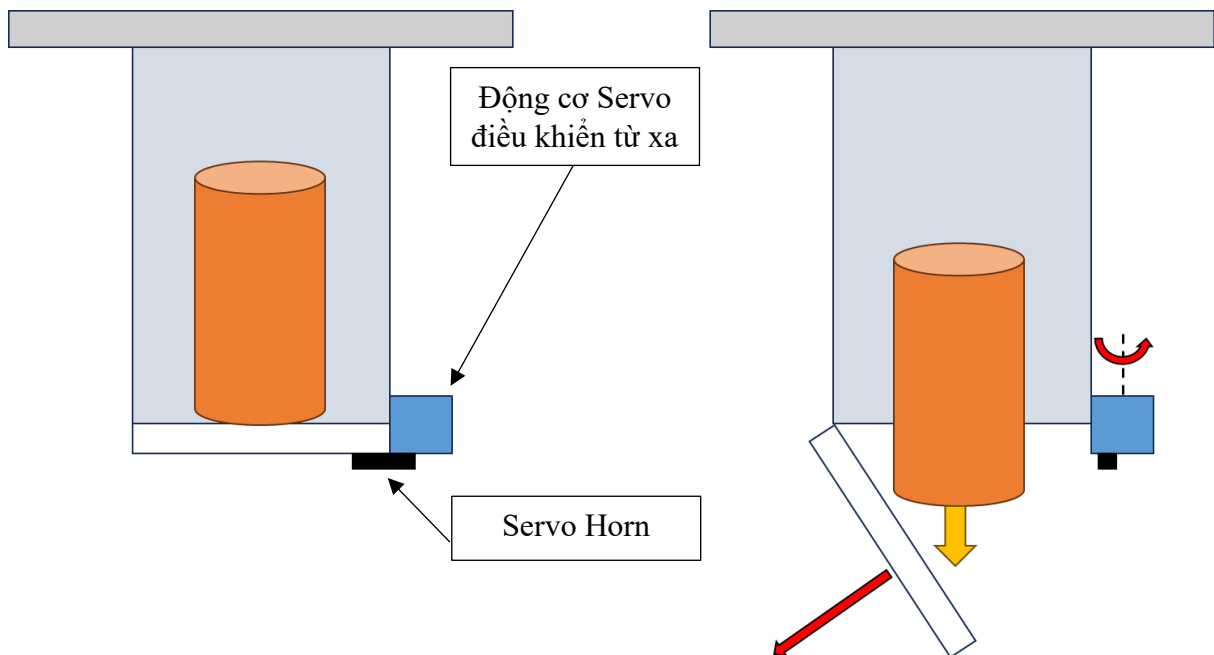
- Ống thả: Ống hình trụ, được làm từ nhựa PCB, có kích thước 10 cm x 25 cm.
- Nắp Dưới: Nắp dưới của ống thả được giữ lại bằng một phụ kiện đặc biệt của động cơ servo, gọi là servo horn, giúp cố định vệ tinh bên trong ống.
- Servo và Servo Horn: Servo là một thiết bị điều khiển cơ khí, có thể quay và di chuyển servo horn (một phần phụ kiện của servo) để giữ hoặc thả nắp dưới.

Nguyên lý hoạt động của ống thả vệ tinh như sau:

- Tại trạng thái ban đầu: Vệ tinh CanSat được đặt bên trong ống thả. Nắp dưới được giữ chặt bởi servo horn, ngăn không cho vệ tinh rơi ra ngoài.
- Khi nhận tín hiệu điều khiển từ xa: Servo sẽ quay servo horn theo chiều kim đồng hồ hoặc ngược chiều kim đồng hồ. Nắp dưới sẽ bị đẩy ra và mở ra, vệ tinh CanSat sẽ rơi xuống từ ống thả do trọng lực.

Hình 23 minh họa nguyên lý hoạt động của ống thả vệ tinh, cụ thể:

- Hình bên trái: Vệ tinh cansat (màu cam) nằm bên trong ống thả. Nắp dưới (màu trắng) được giữ chặt bởi servo horn của servo (màu đen).
- Hình bên phải: Servo nhận tín hiệu và quay servo horn, đẩy nắp dưới ra ngoài. Vệ tinh CanSat rơi xuống từ ống thả.



Hình 24. Minh họa nguyên lý hoạt động của ống thả vệ tinh.



Hình 25. Hình ảnh thực tế của ống thả vệ tinh.

III. MÔ PHỎNG KHUNG CẤU TRÚC VẬT LÝ

1. Lựa chọn vật liệu:

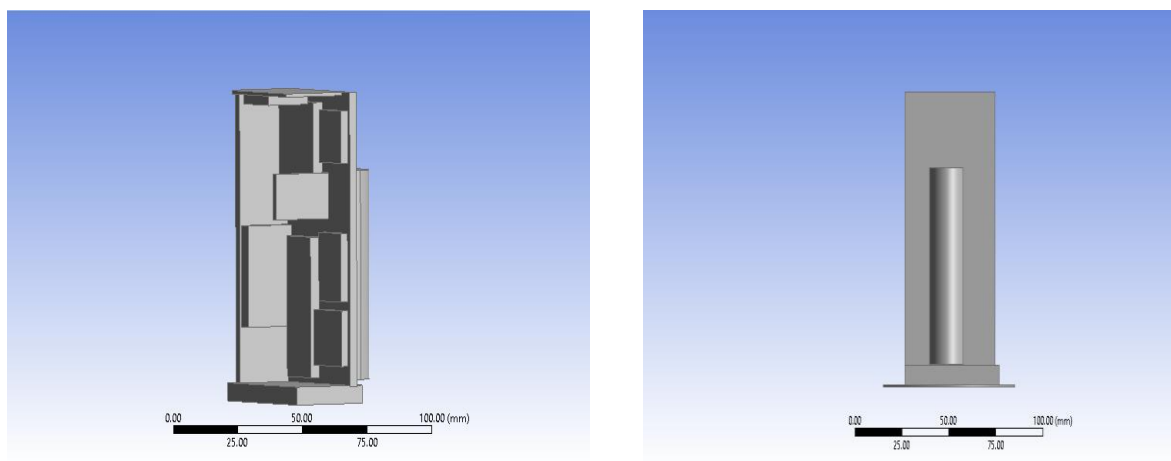
	A	B	C	D	E
1	Contents of Engineering Data			Source	Description
5	Composite, Epoxy/glass fiber, woven prepreg, biaxial				Data compiled by the Granta Design team at ANSYS, incorporating various sources including JAHM and MagWeb. ANSYS Inc. provides no warranty for this data.
6	PCB				

Properties of Outline Row 6: PCB					
	A	B	C	D	E
1	Property	Value	Unit		
2	Material Field Variables	Table			
3	Density	736.2	kg m ⁻³		
4	Isotropic Elasticity				
5	Derive from	Young's Modulus an...			
6	Young's Modulus	2.2E+09	Pa		
7	Poisson's Ratio	0.394			
8	Bulk Modulus	3.4591E+09	Pa		
9	Shear Modulus	7.891E+08	Pa		

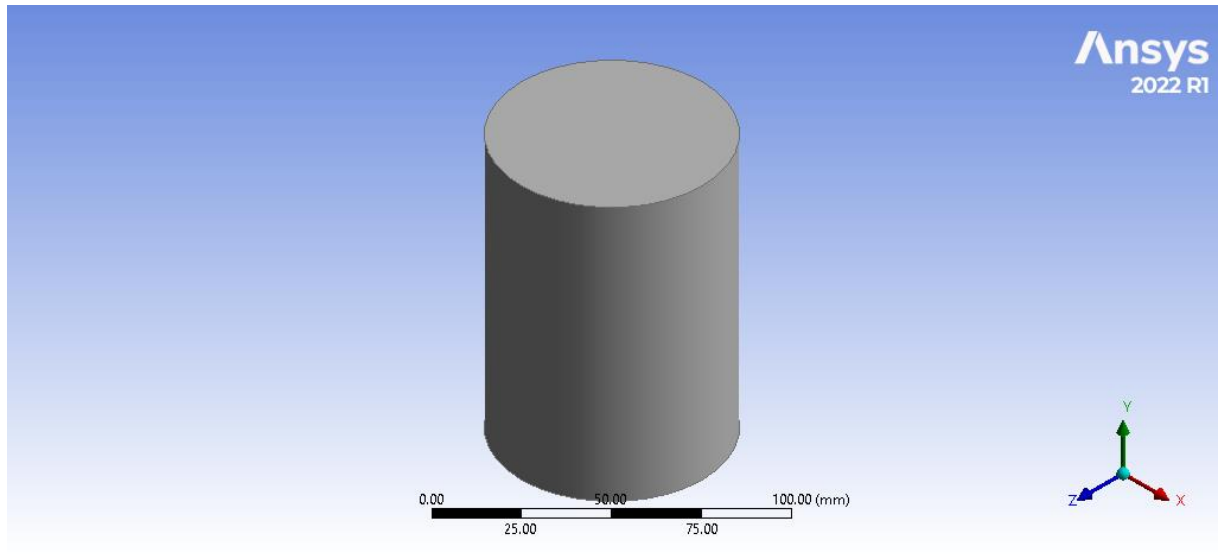
Hình 26. Lựa chọn vật liệu PCB.

Ở bài toán khảo sát dao động ngẫu nhiên của kết cấu CANSAT, nhóm lựa chọn vật liệu PCB. Vật liệu PCB có density là 736.2 kg/m³ được coi là vật liệu đẳng hướng với Module Đàn hồi là 2.2e9 Pa và hệ số Poisson là 0.394.

2.. Đơn giản hóa mô hình mô phỏng:



Hình 27. Mô hình đơn giản hóa các sensor và board.



Hình 28. Khung vệ tinh CANSAT bao quanh các sensor và board.

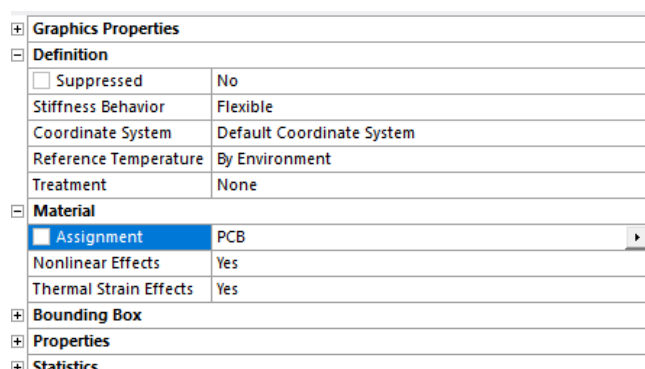
Khung vệ tinh có dạng hình trụ, các kích thước bao gồm đường kính ngoài 70mm, độ cao 105mm, độ dày khung là 1mm. Mô hình các sensor và board cách mặt đáy dưới 5mm và mô hình được đặt 1 đế nhựa dày 5mm ngay phía trên ngăn cách với nắp.

3. Tiến trình mô phỏng:

Bước 1: Từ toolbox, nhấn đúp “Geometry” để tạo hệ thống mới; rồi nhấn chuột phải “Geometry” chọn Import file mô hình đơn giản hóa các sensor và board; sau đó, nhấn chuột phải “Geometry” chọn Edit Geometry in Design Modeler để vẽ phần khung vệ tinh bên ngoài và đổi tên 1 Part, 1 body thành “cansat” -> Generate.

Bước 2: Từ toolbox, nhấn đúp “Modal” kéo thả vào “Geometry” để tạo hệ thống mới lấy dữ liệu từ “Geometry”, rồi nhấn chuột phải “Modal” để Edit:

- Bước 2.1: Chọn vô phần Geometry, chọn part “cansat” -> Material ‘Assignment’, rồi chọn loại vật liệu PCB.

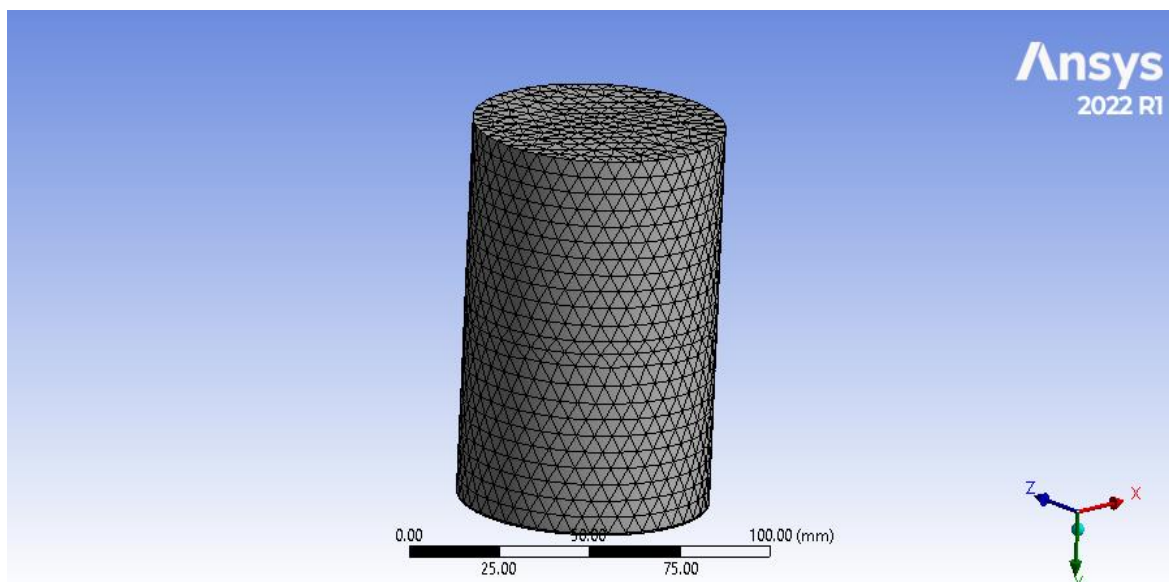


Hình 29. Chọn vật liệu PCB.

- Bước 2.2: Đảm bảo ở chế độ Body Select Mode, nhấn chuột phải phần Mesh -> Insert -> Sizing -> RMB Select All -> Apply. Phần Definition, chọn Type “Element Size” với size 5mm. Sau đó, nhấn chuột phải phần Mesh -> Generate Mesh.

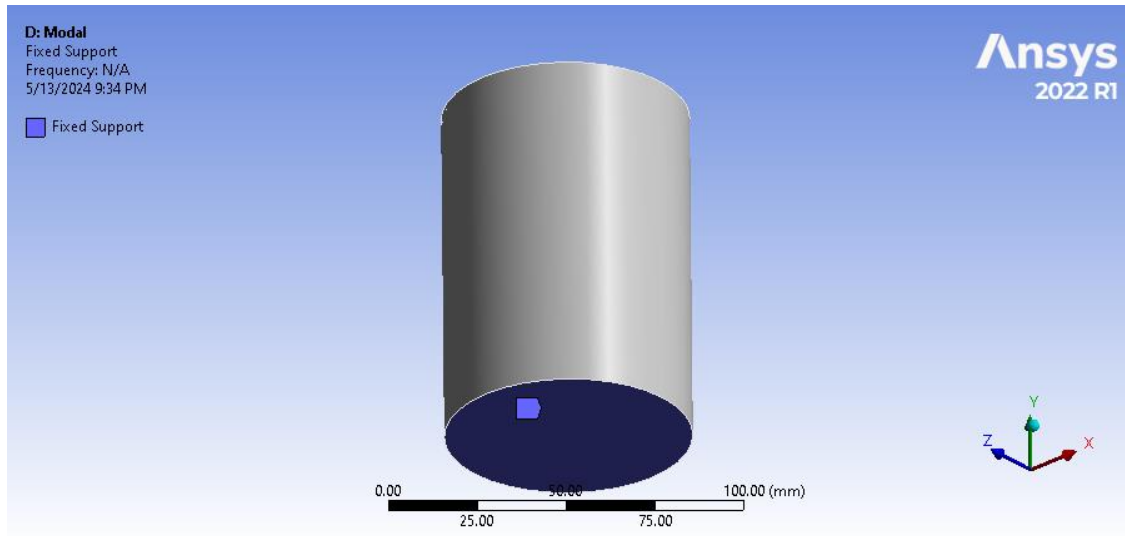
Scope	
Scoping Method	Geometry Selection
Geometry	1 Body
Definition	
Suppressed	No
Type	Element Size
<input type="checkbox"/> Element Size	5.0 mm
Advanced	
<input type="checkbox"/> Defeature Size	Default
Behavior	Soft

Hình 30. Chọn kiểu mesh Body Sizing với size 5mm.



Hình 31. Kết quả chia lưới.

- Bước 2.3: Đổi qua chế độ Face Select Mode, nhấn chuột phải phần Modal -> Insert -> Fixed Support -> chọn phần mặt đáy dưới -> Apply. Phần Analysis Setting, set “Max Modes to Find” lên thành 50. Sau đó, chọn Solve.

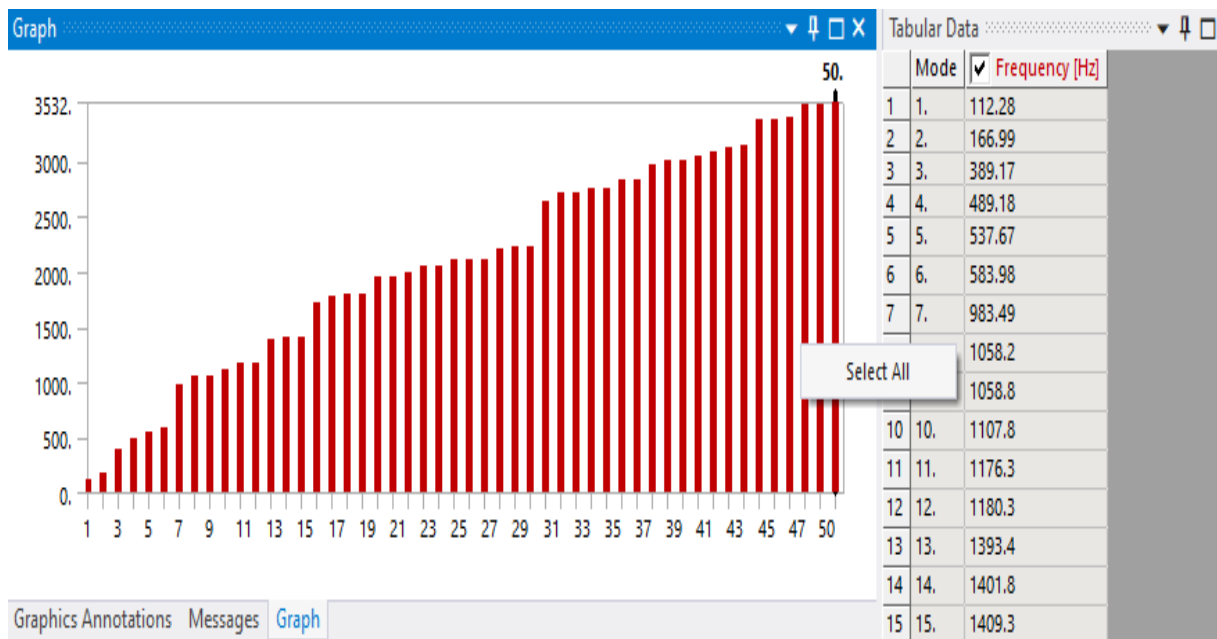


Hình 32. Chọn mặt đáy làm *Fixed Support*.

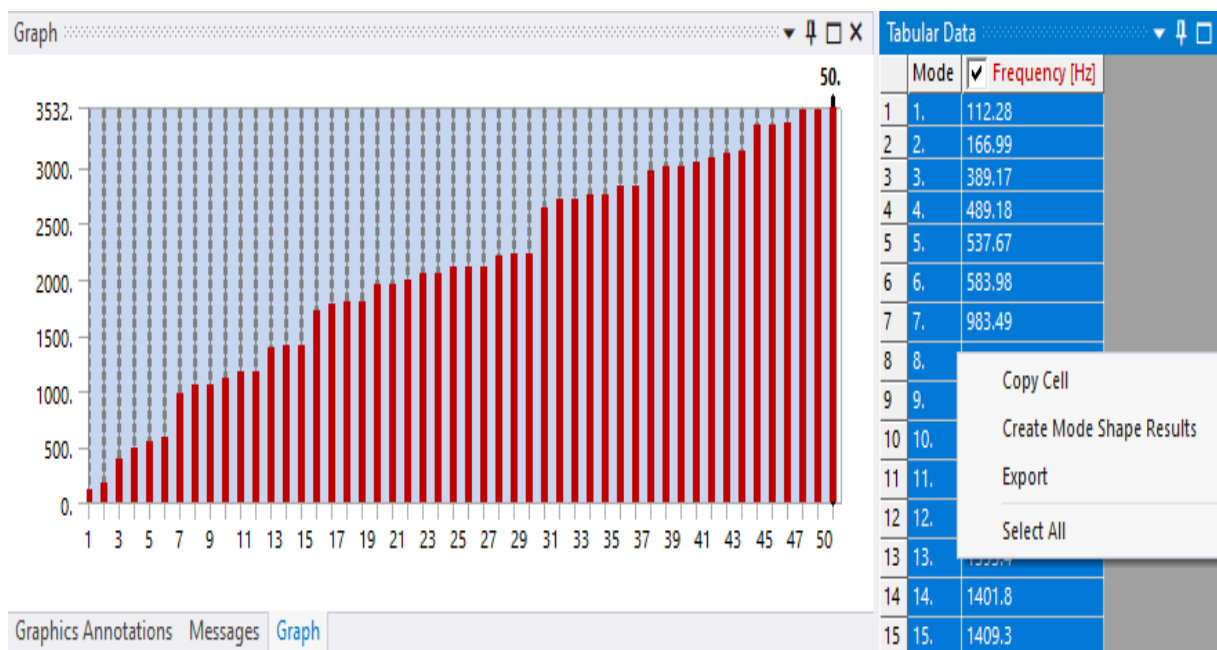
Options	
Max Modes to Find	50
Limit Search to Range	No
On Demand Expansion	No
Solver Controls	
Damped	No
Solver Type	Program Controlled
Rotordynamics Controls	
Advanced	
Output Controls	
Analysis Data Management	

Hình 33. Set *Max Modes to Find* lên 50.

Bước 3: Click vào phần Solution, vô phần Timeline -> RMB Select All để chọn tất cả các Mode -> RMB “Create Mode Shape Results” -> Evaluate All the Results để hiện thị kết quả.



Hình 34. Chọn tất cả các Mode.



Hình 35. Tạo các kết quả Mode Shape

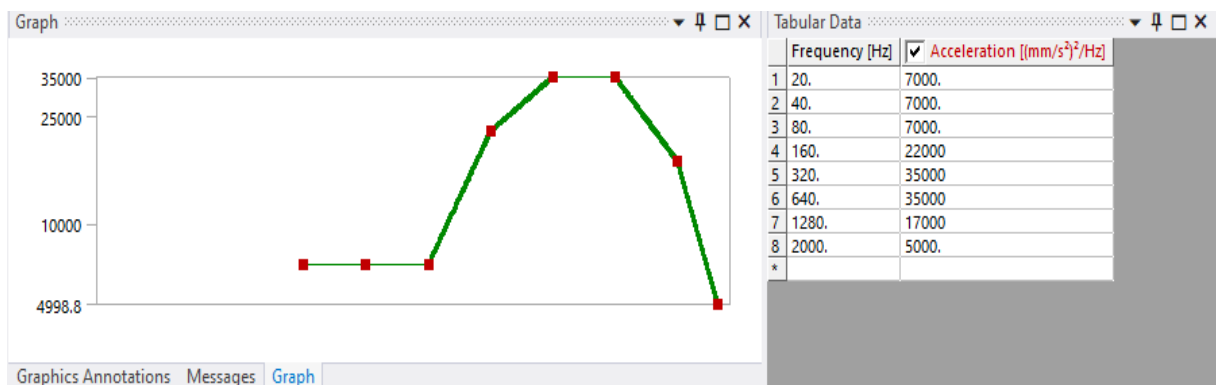
Bước 4: (Phân phản hồi PSD) Từ toolbox, nhấn đúp “Random Vibration” kéo thả vào “Modal” để tạo hệ thống mới lấy dữ liệu từ “Modal”, rồi nhấn chuột phải “Random Vibration” để Edit:

- Bước 4.1: Click chuột phải vào phần “Random Vibration” -> Insert -> PSD Acceleration. Phần “Boundary Condition” chọn Fixed Support, “Load Data” là Tabular Data và “Direction” là X Axis. Rồi phần Tabular Data, nhập dữ liệu các

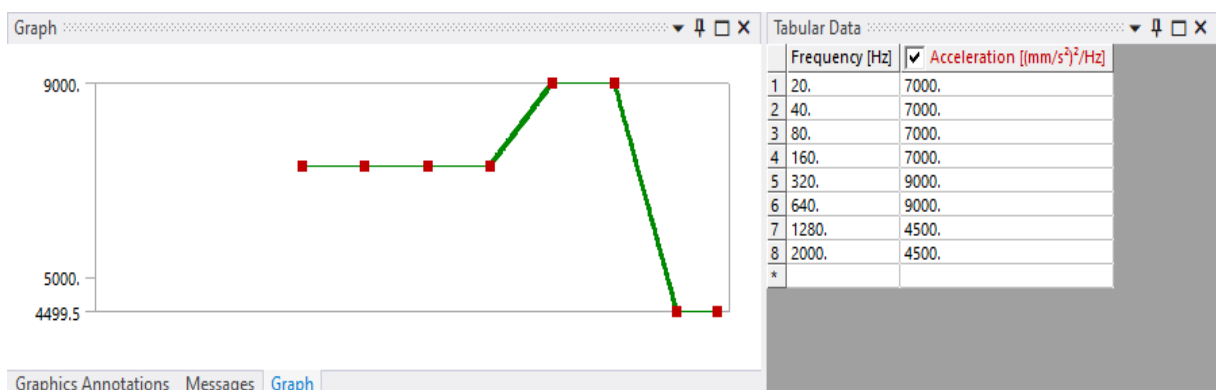
mật độ phổ đã cho của từng giai đoạn vệ tinh như ở các hình dưới (đổi đơn vị $1 \text{ g}^2/\text{Hz} = 10^6 \text{ (mm/s}^2\text{)}^2/\text{Hz}$)

Frequency sub-band, Hz	Load Source	
	Liftoff, LV flight segment where $M=1$, q_{\max}	1 st stage burn (except for LV flight segment where $M=1$, q_{\max}), 2 nd stage burn, 3 rd stage burn
Spectral Density, g^2/Hz		
20-40	0.007	0.007
40-80	0.007	0.007
80-160	0.007-0.022	0.007
160-320	0.022-0.035	0.007-0.009
320-640	0.035	0.009
640-1280	0.035-0.017	0.009-0.0045
1280-2000	0.017-0.005	0.0045
Root Mean Square Value, σ , g	6.5	3.6
Duration, sec.	35	831

Hình 36. Bảng giá trị mật độ phổ đã cho.



Hình 37. Bảng giá trị mật độ phổ từ Liftoff load source



Hình 38. Bảng giá trị mật độ phổ từ stage burn load source

- Bước 4.2: Nhấn chuột phải vào phần Solution -> Insert -> Deformation -> Directional Deformation (để mặc định phần Geometry là All Bodies và Orientation là X Axis) -> Thay đổi Scale Factor thành User Input, rồi nhập giá trị sigma σ như ở bảng trên (6.5 và 3.6). Tương tự với phần Normal Stress và Equivalent Stress.

Scope	
Scoping Method	Geometry Selection
Geometry	All Bodies
Definition	
Type	Directional Deformation
Orientation	X Axis
Reference	Relative to base motion
Scale Factor	User Input
Scale Factor Value	6.5
Probability	100. %
Coordinate System	Solution Coordinate System
Identifier	
Suppressed	No
Results	

Hình 39. Giá trị Sigma ở Liftoff.

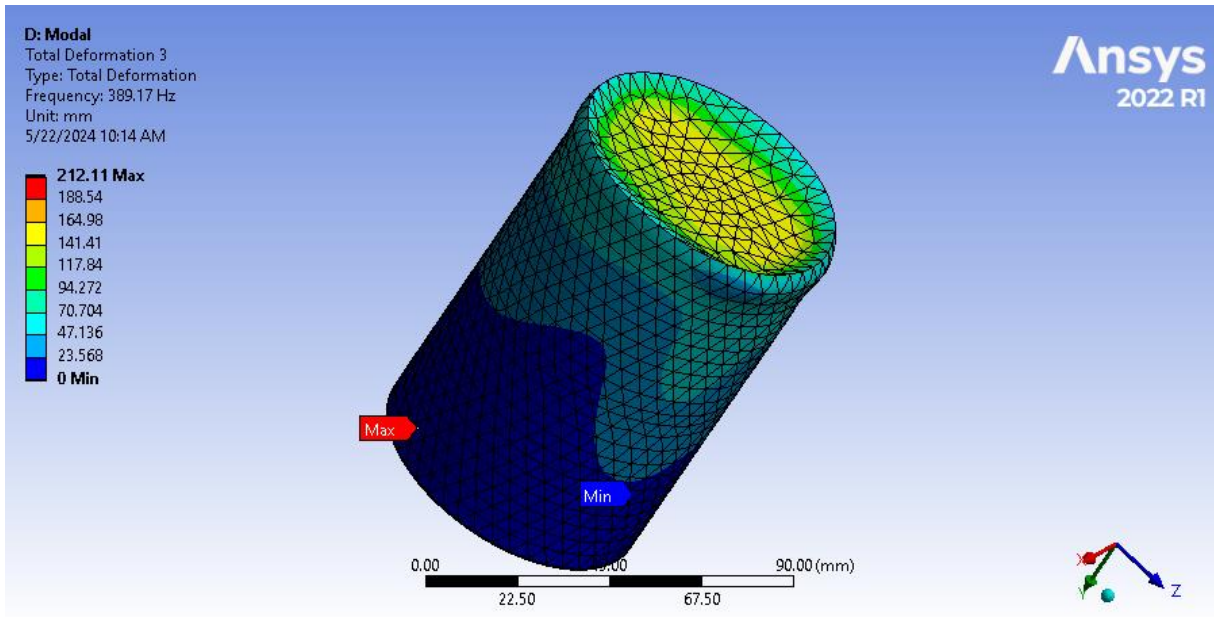
Scope	
Scoping Method	Geometry Selection
Geometry	All Bodies
Definition	
Type	Directional Deformation
Orientation	X Axis
Reference	Relative to base motion
Scale Factor	User Input
Scale Factor Value	3.6
Probability	99.968 %
Coordinate System	Solution Coordinate System
Identifier	
Suppressed	No
Results	

Hình 40. Giá trị Sigma ở stage burn.

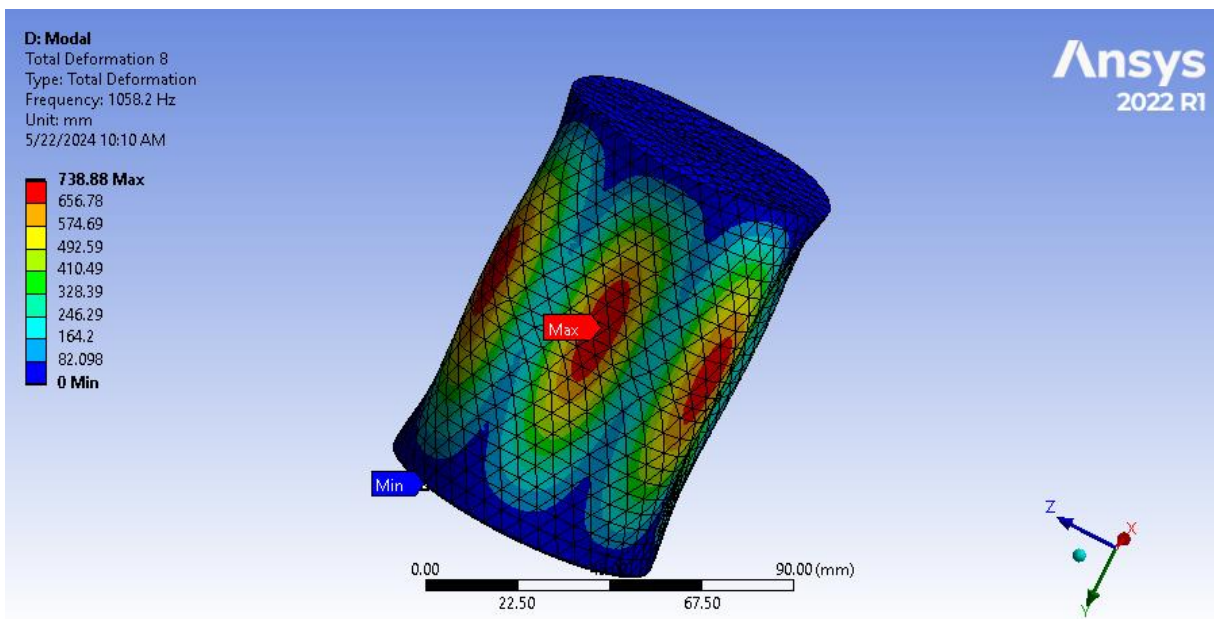
- Bước 4.3: Nhấn chuột phải vào phần Solution -> Insert -> Response PSD Tool -> để chế độ Vertex Select Mode, rồi chọn 1 góc bất kì của bảng mạch mô hình sensor bên trong -> Apply. Cuối cùng, chọn Solve để hiển thị các kết quả.

4. Kết quả mô phỏng và nhận xét:

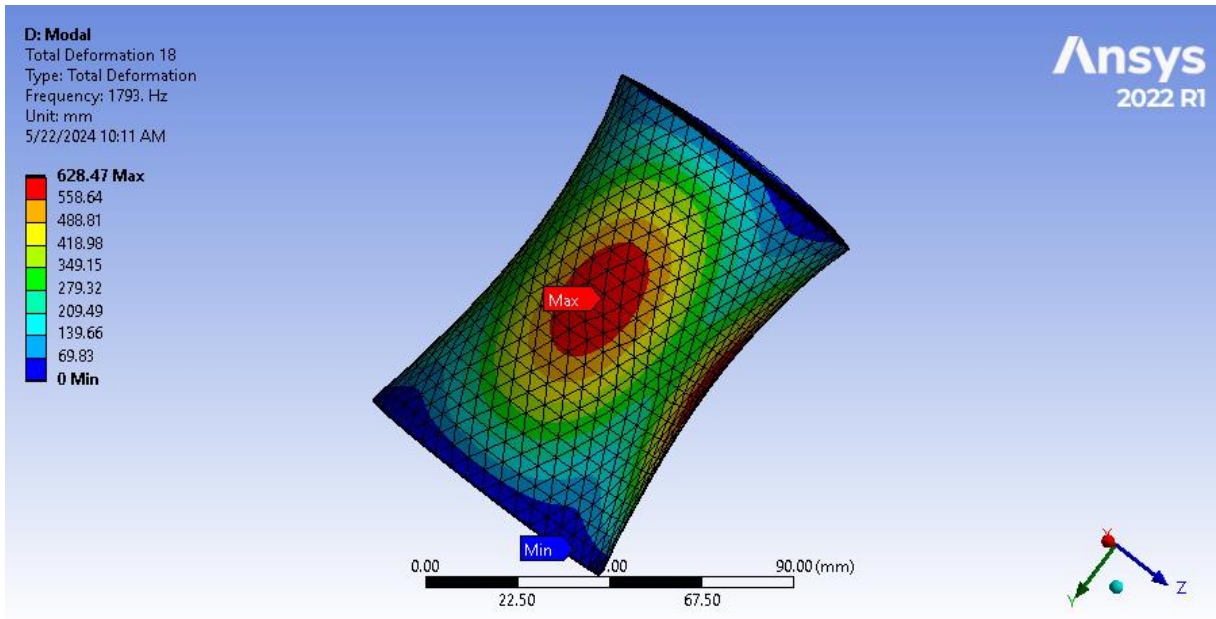
Dưới đây là 1 số hình ảnh kết quả biến dạng tổng của khung và mô hình các sensor, board của vệ tinh.



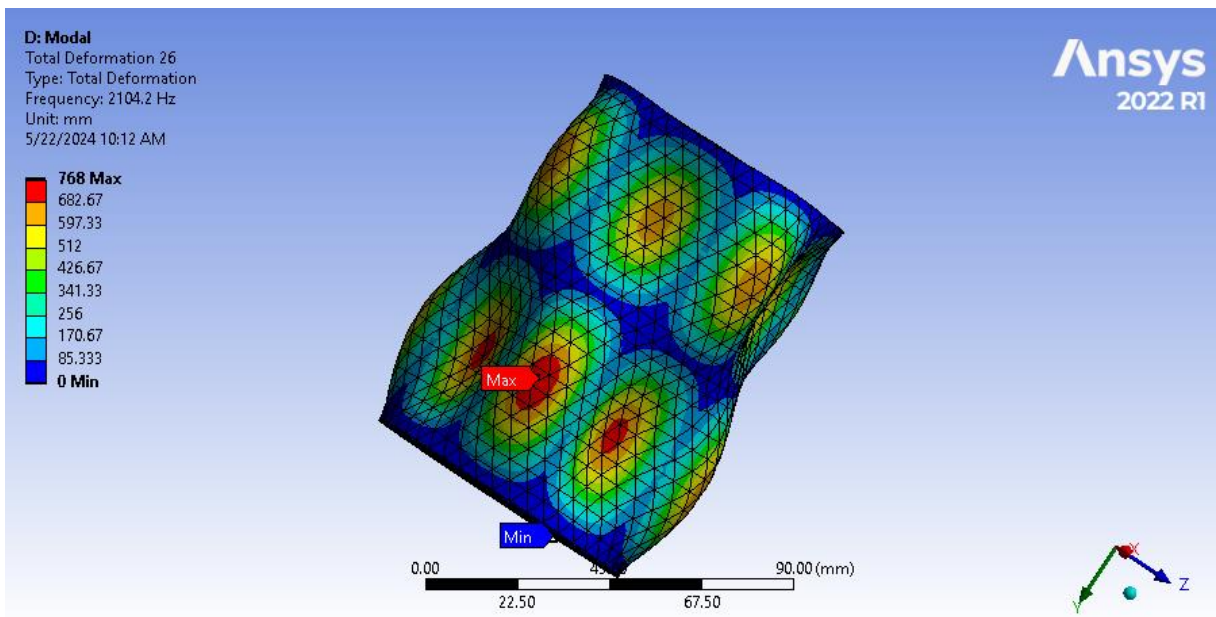
Hình 41. Biến dạng tổng ở Mode 3 (frequency = 389.17 Hz).



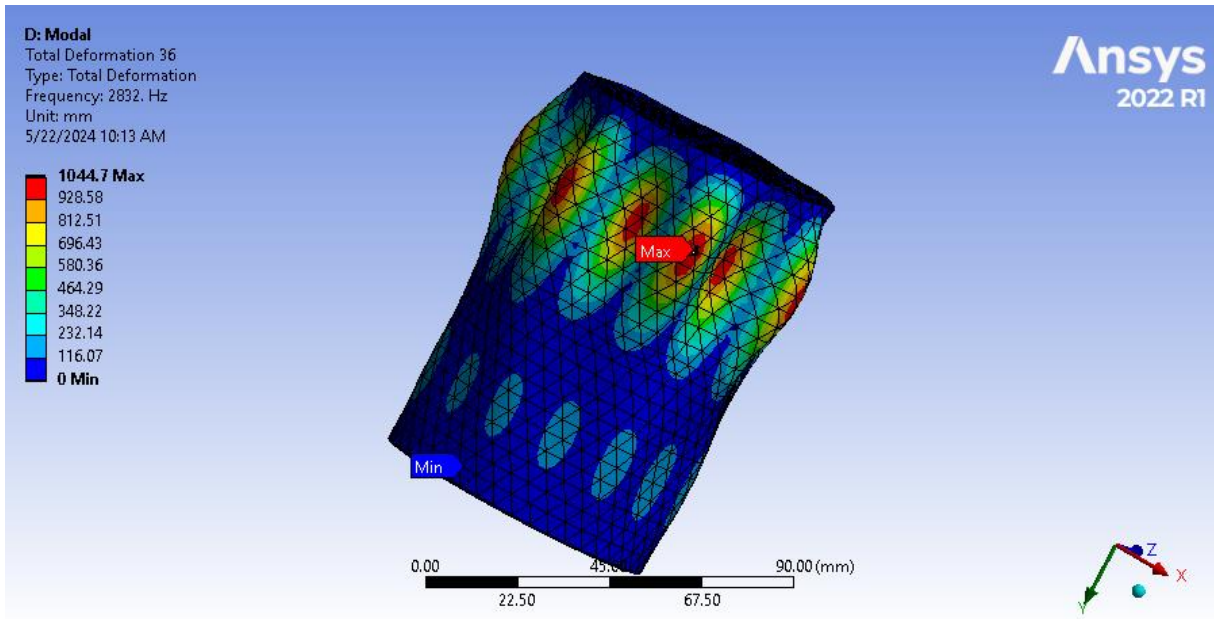
Hình 42. Biến dạng tổng ở Mode 8 (frequency = 1058.2 Hz).



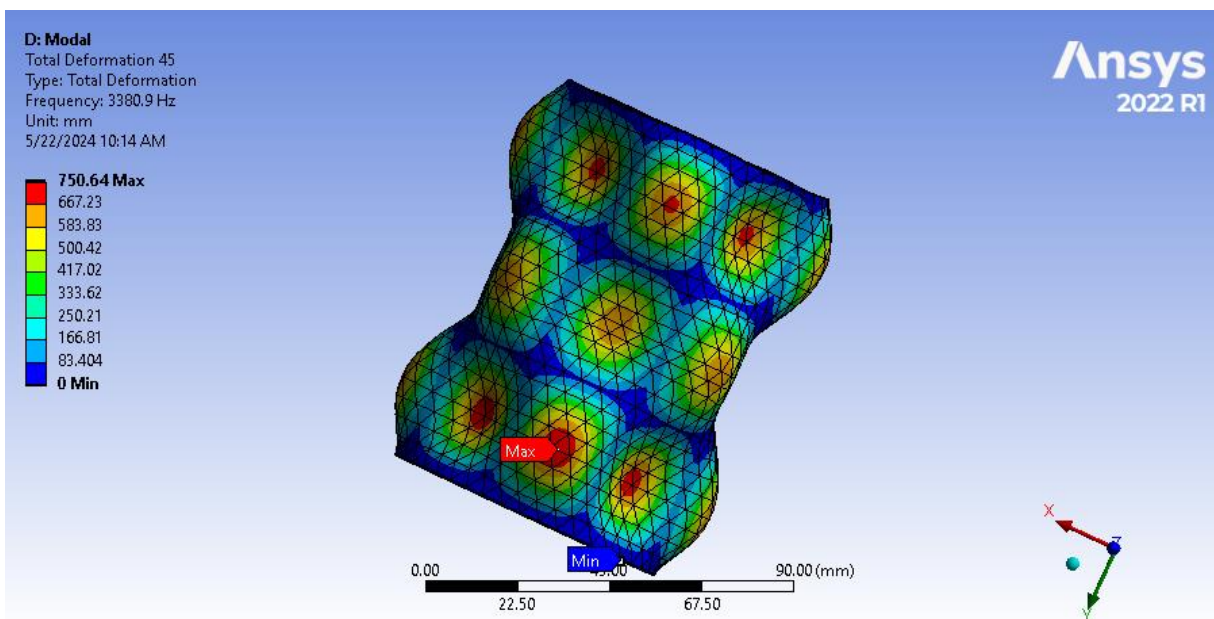
Hình 43. Biến dạng tổng ở Mode 18 (frequency = 1793 Hz).



Hình 44. Biến dạng tổng ở Mode 26 (frequency = 2104.2 Hz).



Hình 45. Biến dạng tổng ở Mode 36 (frequency = 2832 Hz).



Hình 46. Biến dạng tổng ở Mode 45 (frequency = 3380.9 Hz).

Sau bước 3, ta thu được bảng tần số dao động ngẫu nhiên của mô hình vệ tinh nhóm thử nghiệm. Qua 50 modes, có thể thấy giá trị tần số dao động ngẫu nhiên tăng dần qua các modes từ mode đầu tiên là 112.28 Hz đến modes cuối cùng là 3532 Hz.

Bảng 20. Tần số dao động ngẫu nhiên của mô hình vệ tinh.

Mode	Frequency [Hz]	Mode	Frequency [Hz]
1.	112.28	26.	2104.2

2.	166.99	27.	2116.8
3.	389.17	28.	2204.
4.	489.18	29.	2228.5
5.	537.67	30.	2229.4
6.	583.98	31.	2626.3
7.	983.49	32.	2705.4
8.	1058.2	33.	2707.8
9.	1058.8	34.	2752.5
10.	1107.8	35.	2755.8
11.	1176.3	36.	2832.
12.	1180.3	37.	2838.9
13.	1393.4	38.	2964.5
14.	1401.8	39.	3007.1
15.	1409.3	40.	3008.9
16.	1724.2	41.	3043.9
17.	1780.	42.	3087.5
18.	1793.	43.	3124.4
19.	1804.5	44.	3134.5
20.	1959.3	45.	3380.9
21.	1960.8	46.	3384.3
22.	1990.3	47.	3396.1
23.	2042.8	48.	3503.5
24.	2051.4	49.	3507.3
25.	2103.	50.	3532.

Ngoài ra, trong các bài toán mô phỏng tần số dao động ngẫu nhiên, tần số dao động riêng của vệ tinh luôn phải lớn hơn các tần số dao động riêng này, để tránh trường hợp cộng hưởng xảy ra. Do đó, ta phải cộng thêm 20 Hz theo phương dọc trục và thêm 10 Hz theo phương ngang để ra được bảng tần số dao động riêng thực tế của vệ tinh. Như vậy, qua 50 modes, ta có giá trị tần số dao động riêng thực tăng dần qua các modes từ mode đầu tiên là 132.28 Hz đến mode cuối cùng là 3552 Hz theo phương thẳng đứng, từ mode đầu tiên là 122.28 Hz đến mode cuối cùng là 3542 Hz theo phương ngang.

Bảng 21. Tần số dao động riêng thực tế của mô hình vệ tinh.

Mode	Vertical Frequency [Hz]	Horizontal Frequency [Hz]
1	132.28	122.28
2	186.99	176.99
3	409.17	399.17
4	509.18	499.18
5	557.67	547.67
6	603.98	593.98
7	1003.49	993.49
8	1078.2	1068.2
9	1078.8	1068.8
10	1127.8	1117.8
11	1196.3	1186.3
12	1200.3	1190.3
13	1413.4	1403.4
14	1421.8	1411.8
15	1429.3	1419.3
16	1744.2	1734.2
17	1800	1790
18	1813	1803
19	1824.5	1814.5
20	1979.3	1969.3
21	1980.8	1970.8
22	2010.3	2000.3
23	2062.8	2052.8
24	2071.4	2061.4
25	2123	2113
26	2124.2	2114.2
27	2136.8	2126.8
28	2224	2214
29	2248.5	2238.5
30	2249.4	2239.4
31	2646.3	2636.3

32	2725.4	2715.4
33	2727.8	2717.8
34	2772.5	2762.5
35	2775.8	2765.8
36	2852	2842
37	2858.9	2848.9
38	2984.5	2974.5
39	3027.1	3017.1
40	3028.9	3018.9
41	3063.9	3053.9
42	3107.5	3097.5
43	3144.4	3134.4
44	3154.5	3144.5
45	3400.9	3390.9
46	3404.3	3394.3
47	3416.1	3406.1
48	3523.5	3513.5
49	3527.3	3517.3
50	3552	3542

Đến phần kết quả phản hồi PSD, ta có 2 trường hợp ở các load source khác nhau. PSD là power spectral density – mật độ phổ công suất, là phép đo hàm lượng công suất của tín hiệu so với tần số. PSD thường được sử dụng để mô tả các tín hiệu ngẫu nhiên bằng thông rộng. Biên độ của PSD được chuẩn hóa bằng độ phân giải quang phổ được sử dụng để số hóa tín hiệu.

Dưới đây là các hình ảnh về kết quả của biến dạng hướng theo trục X, ứng suất pháp và ứng suất tương đương của mô hình vệ tinh qua phản hồi PSD ở nguồn tải Liftoff.

Scale Factor	User Input
Scale Factor Value	6.5
Probability	100. %
Coordinate System	Solution Coordinate System
Identifier	
Suppressed	No
Results	
<input type="checkbox"/> Minimum	0. mm
<input type="checkbox"/> Maximum	0.21106 mm
<input type="checkbox"/> Average	4.1674e-002 mm
Minimum Occurs On	cansat
Maximum Occurs On	cansat

Hình 47. Kết quả biến dạng hướng theo trục X từ Liftoff.

Từ hình trên, mô hình vệ tinh từ nguồn tải Liftoff với sigma là 6.5 có 100% khả năng biến dạng theo hướng trục X sẽ bằng hoặc dưới 0.21106 mm với giá trị trung bình của biến dạng là 4.1674e-2 mm.

Scale Factor Value	6.5
Probability	100. %
Coordinate System	Solution Coordinate System
Identifier	
Suppressed	No
Integration Point Results	
Display Option	Averaged
Average Across Bodies	No
Results	
<input type="checkbox"/> Minimum	4.1943e-010 MPa
<input type="checkbox"/> Maximum	1.9264 MPa
<input type="checkbox"/> Average	4.9723e-002 MPa
Minimum Occurs On	cansat
Maximum Occurs On	cansat

Hình 48. Kết quả ứng suất pháp từ Liftoff.

Theo hình thì nguồn tải Liftoff với sigma là 6.5 có 100% xác suất xảy ra ứng suất pháp của mô hình vệ tinh sẽ nằm trong đoạn từ 4.1943e-5 MPa đến 1.9264 MPa với giá trị trung bình của ứng suất là 4.9723e-2 MPa.

Scale Factor	User Input
Scale Factor Value	6.5
Probability	100. %
Identifier	
Suppressed	No
Integration Point Results	
Display Option	Averaged
Results	
<input type="checkbox"/> Minimum	8.1208e-010 MPa
<input type="checkbox"/> Maximum	2.1693 MPa
<input type="checkbox"/> Average	0.12872 MPa
Minimum Occurs On	cansat
Maximum Occurs On	cansat

Hình 49. Kết quả ứng suất tương đương từ Liftoff.

Tương tự như các kết quả trên, mô hình vệ tinh từ nguồn tải Liftoff với sigma là 6.5 có xác suất 100% ứng suất tương đương sẽ ở trong đoạn từ 8.1208e-4 MPa đến 2.1693 MPa với giá trị trung bình của ứng suất là 0.12872 MPa.

Còn tiếp theo là các hình ảnh về kết quả của biến dạng hướng theo trục X, ứng suất pháp và ứng suất tương đương của mô hình vệ tinh qua phản hồi PSD ở nguồn tải stage burn.

Scale Factor	User Input
Scale Factor Value	3.6
Probability	99.968 %
Coordinate System	Solution Coordinate System
Identifier	
Suppressed	No
Results	
<input type="checkbox"/> Minimum	0. mm
<input type="checkbox"/> Maximum	8.8129e-002 mm
<input type="checkbox"/> Average	1.6684e-002 mm
Minimum Occurs On	cansat
Maximum Occurs On	cansat

Hình 50. Kết quả biến dạng hướng theo trục X từ stage burn

Từ hình trên, mô hình vệ tinh CANSAT từ nguồn tải stage burn với sigma là 3.6 có 99.968% khả năng biến dạng theo hướng trục X sẽ không vượt quá 8.8129e-2 mm với giá trị trung bình của biến dạng là 1.6684e-2 mm.

Scale Factor Value	3.6
Probability	99.968 %
Coordinate System	Solution Coordinate System
Identifier	
Suppressed	No
Integration Point Results	
Display Option	Averaged
Average Across Bodies	No
Results	
<input type="checkbox"/> Minimum	1.3012e-010 MPa
<input type="checkbox"/> Maximum	0.78194 MPa
<input type="checkbox"/> Average	1.9523e-002 MPa
Minimum Occurs On	cansat
Maximum Occurs On	cansat
Information	

Hình 51. Kết quả ứng suất pháp từ stage burn.

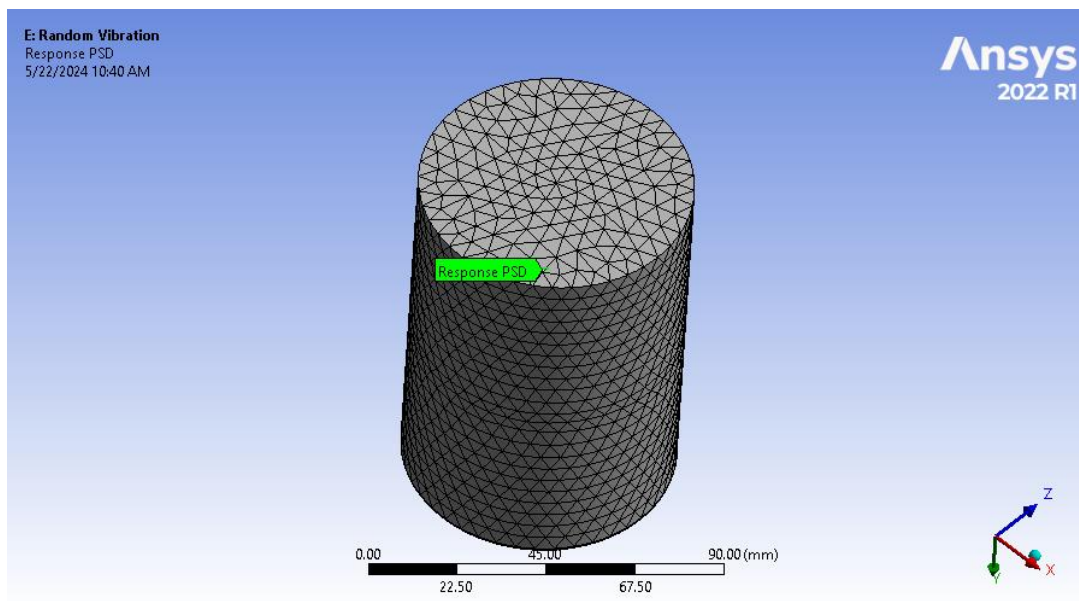
Theo hình thì nguồn tải stage burn với sigma là 3.6 có 99.968% xác suất xảy ra ứng suất pháp của mô hình vệ tinh sẽ nằm trong đoạn từ 1.3012e-10 MPa đến 0.78194 MPa với giá trị trung bình của ứng suất là 1.9523e-2 MPa.

Scale Factor	User Input
Scale Factor Value	3.6
Probability	99.968 %
Identifier	
Suppressed	No
Integration Point Results	
Display Option	Averaged
Results	
<input type="checkbox"/> Minimum	2.3841e-010 MPa
<input type="checkbox"/> Maximum	0.85929 MPa
<input type="checkbox"/> Average	4.52e-002 MPa
Minimum Occurs On	cansat
Maximum Occurs On	cansat

Hình 52. Kết quả ứng suất tương đương từ stage burn.

Tương tự như các kết quả trên, mô hình vệ tinh CANSAT từ nguồn tải stage burn với sigma là 3.6 có xác suất 99.968% ứng suất tương đương sẽ ở trong đoạn từ 2.3841e-10 MPa đến 0.85929 MPa với giá trị trung bình của ứng suất là 4.52e-2 MPa.

Tiếp đến, ta xét đến giá trị hiệu dụng (root mean square – RMS value) của biến dạng và đồ thị phản hồi PSD ở từng load source. Vertex ta chọn ở đây là 1 đỉnh nằm trên đường tròn đáy khung.



Hình 53. Vertex được chọn để khảo sát PSD (node 702).

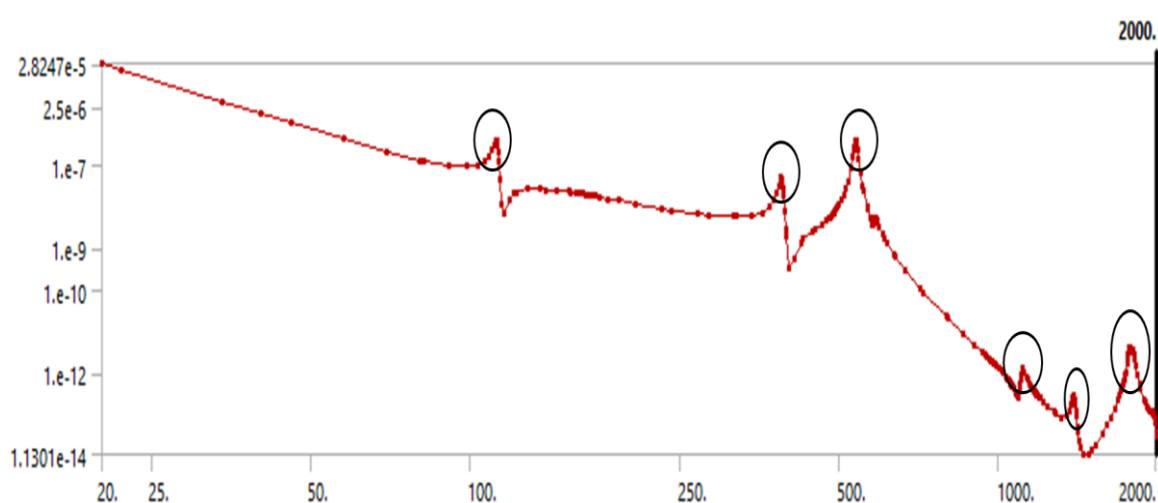
Location Method	Geometry Selection
Geometry	1 Vertex
Orientation	Solution Coordinate System
Reference	Absolute (including base motion)
Suppressed	No
Options	
Result Type	Displacement
Result Selection	X Axis
Selected Frequency Range	Full
Results	
Node ID	702
RMS Value	1.5437e-002 mm
RMS Percentage	100. %
Expected Frequency	48.628 Hz

Hình 54. Giá trị RMS từ Liftoff.

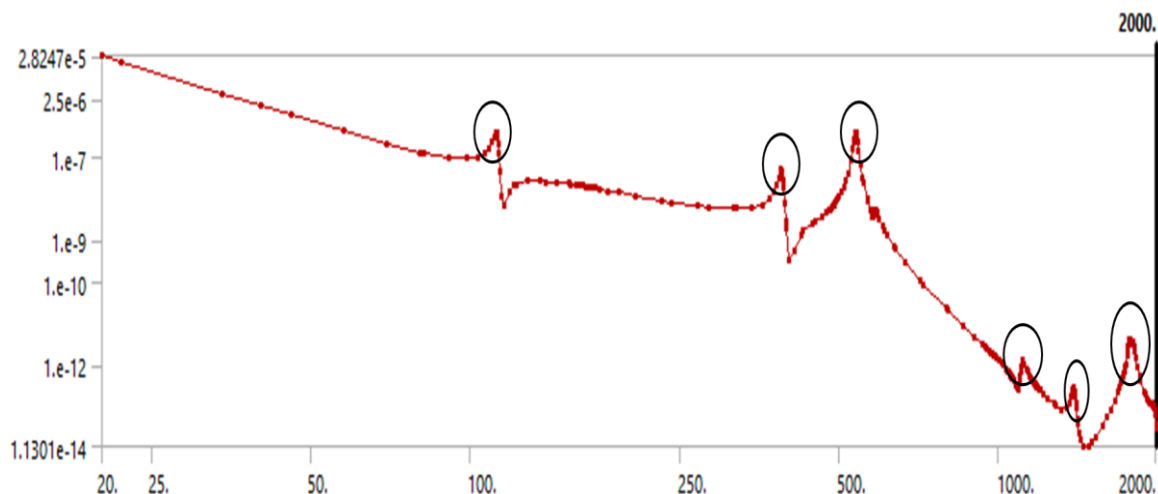
Location Method	Geometry Selection
Geometry	1 Vertex
Orientation	Solution Coordinate System
Reference	Absolute (including base motion)
Suppressed	No
Options	
Result Type	Displacement
Result Selection	X Axis
Selected Frequency Range	Full
Results	
Node ID	702
RMS Value	1.5149e-002 mm
RMS Percentage	100. %
Expected Frequency	35.402 Hz

Hình 55. Giá trị RMS từ stage burn.

Qua 2 hình trên, ta thấy giá trị hiệu dụng (RMS value) của biến dạng ở 2 nguồn tải Liftoff và stage burn khá sát nhau lần lượt là $1.5437e-2$ mm và $1.5149e-2$ mm, sai số chênh lệch chỉ khoảng 1.9%. Đối với nguồn tải Liftoff, tần số mong đợi có giá trị hiệu dụng là 48.628 Hz còn với nguồn tải stage burn là 35.402 Hz (tần số mong đợi nằm ở trong dải băng tần phụ của bảng mật độ phổ đã cho).



Hình 56. Đồ thị phản hồi PSD node 702 từ Liftoff.



Hình 57. Đồ thị phản hồi PSD node 702 từ stage burn

Rõ ràng từ trực quan, cả 2 đồ thị phản hồi PSD này tương đồng về hình dáng và đều đạt peak (đỉnh) qua quá trình phản hồi. Peak của cả 2 đồ thị đều đạt được ở 6 tần số theo thứ tự từ trái sang phải lần lượt là 112.29 Hz, 388.46 Hz, 536.07 Hz, 1104.6 Hz, 1393.1 Hz và 1778.7 Hz trong dải băng tần phụ của bảng mật độ phổ. Chúng ta so sánh các tần số này với bảng tần số dao động ngẫu nhiên của mô hình vệ tinh CANSAT thì ta thu được 6 peak của phản hồi PSD ở các mode 1 (112.28 Hz), mode 3 (389.17 Hz), mode 5 (537.67 Hz), mode 10 (1107.8 Hz), mode 13 (1393.4 Hz) và mode 17 (1780 Hz). Ở 6 mode 1, 3, 5, 10, 13 và 17 của quá trình dao động ngẫu nhiên, phản hồi PSD ở ngoài khung (cụ thể là ở mặt phẳng đáy khung) sẽ thể hiện mạnh và rõ nhất.

IV. CHI PHÍ THỰC HIỆN

Bảng 22. Thống kê linh kiện/vật liệu và chi phí thực hiện.

STT	Linh kiện/ Vật liệu	Đơn giá	Số lượng	Thành tiền	Vị trí sử dụng
1	Vì xử lý Arduino Nano ATMEGA328	150.000	1	150.000	Vệ tinh
2	Cảm biến khí áp BME280	130.000	1	130.000	Vệ tinh
3	Cảm biến mưa Rain senso	30.000	1	30.000	Vệ tinh
4	Cảm biến ánh sáng VEML7700	35.000	1	35.000	Vệ tinh
5	Module GPS NEO 6M	155.000	1	155.000	Vệ tinh
6	Góc gia tốc 6 trục MPU6050/GY521	40.000	1	40.000	Vệ tinh

7	Mạch thu phát RF UART Lora SX1278 EBYTE E32-433T20D:	357.000	2	714.000	Vệ tinh + Trạm mặt đất
8	GPS Neo 7M	250.000	1	250.000	Vệ tinh
9	Pin Lithium 18650	300.00	1	300.00	Vệ tinh
10	Đế pin 1 cell	4000	1	4000	Vệ tinh
11	NODEMCU LUA WIFI ESP8266	100.000	1	100.000	Trạm mặt đất
12	Breadboard 8.5x4.5cm	15.000	1	15.000	Trạm mặt đất
13	Anten SMA đực 433MHz 5 cm.	25.000	3	75.000	Vệ tinh + Trạm mặt đất
14	Phíp đồng PCB có lỗ 7x9cm	12.000	1	12.000	Vệ tinh
15	Hộp trụ nhựa 7x11cm	8.000	1	8.000	Vệ tinh
16	Dây USB Type C	10.000	1	10.000	Vệ tinh
17	Dây Micro USB	10.000	1	10.000	Trạm mặt đất
18	PCB ra chân Type C đực	6.000	1	6.000	Vệ tinh
19	Dây cắm đực đực	20.000	1	20.000	Trạm mặt đất
20	Keo nền silicon	2.000	2	4.000	Vệ tinh+ Dù
21	Xốp chống sốc	7.000	1	7.000	Vệ tinh
22	Nilong	5.000	1	5.000	Dù
23	Dây dù (20 m)	3.000	1	3.000	Dù
Tổng				1.813.000 đồng	

V. CÁC BÀI TOÁN KIỂM THỬ

1. Kiểm thử hệ thống dù và khung cấu trúc vật lý

Trong buổi thử nghiệm hệ thống dù cho vệ tinh CanSat, nhóm đã tiến hành thử nghiệm bằng cách gắn dù vào vệ tinh và thả từ độ cao 15m. Mục tiêu của thử nghiệm là đánh giá hiệu quả của hệ thống dù trong việc làm chậm quá trình rơi của vệ tinh và đảm bảo an toàn cho thiết bị.

Điều kiện thử nghiệm thay đổi như sau:

- Cách gấp dù: Số lượng nếp gấp của dù được thay đổi từ ít đến nhiều.

Kết quả cho thấy, càng nhiều nếp gấp thì dù bung càng muộn. Điều này cho thấy, số lượng nếp gấp ảnh hưởng trực tiếp đến thời gian bung dù và do đó, cần cân nhắc kỹ

lượng khi gấp dù để tối ưu hóa hiệu suất. Kích thước của dù được thiết kế sao cho đảm bảo vệ tinh rơi với vận tốc khoảng 3m/s.

Qua các lần thử nghiệm, hệ thống dù đã hoạt động hiệu quả, giúp vệ tinh giảm tốc độ rơi xuống mức an toàn, phù hợp với mục tiêu đặt ra.



Hình 58. Thử nghiệm thả dù.

2. Kiểm thử hệ thống truyền nhận tín hiệu LoRa

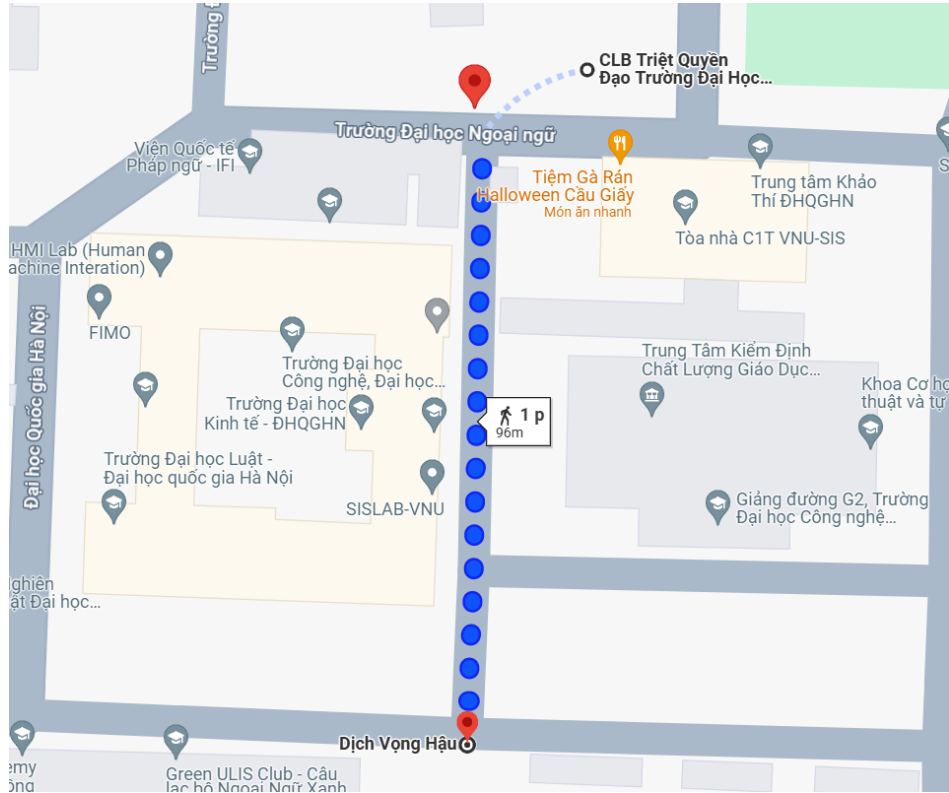
Trong buổi thử nghiệm hệ thống truyền nhận tín hiệu LoRa, nhóm đã tiến hành kiểm tra khả năng truyền tín hiệu với khoảng cách tăng dần từ điểm phát đến điểm thu. Mục tiêu của thử nghiệm là đánh giá hiệu suất của hệ thống LoRa trong môi trường thực tế và xác định giới hạn khoảng cách truyền tín hiệu.

Điều kiện thử nghiệm:

- Khoảng cách truyền tín hiệu được tăng dần từ 10m, 20m, 50m, đến 100m.

Kết quả cho thấy hệ thống LoRa hoạt động tốt trong các khoảng cách ngắn. Ở các khoảng cách 10m, 20m, và 50m, tín hiệu được truyền nhận rõ ràng và ổn định.

Tuy nhiên, khi khoảng cách tăng lên 100m, tín hiệu không còn được nhận nữa. Điều này cho thấy giới hạn truyền tín hiệu của hệ thống LoRa trong điều kiện thử nghiệm hiện tại là dưới 100m.



Hình 59. Phạm vi thử nghiệm truyền nhận tín hiệu.

3. Kiểm thử Module GPS

Trong buổi thử nghiệm module GPS, nhóm đã tiến hành kiểm tra khả năng thu tín hiệu và xác định tọa độ trong điều kiện môi trường ngoài trời, không gian thoáng đãng và có tầm nhìn tốt với bầu trời. Mục tiêu của thử nghiệm là đánh giá thời gian cần thiết để module GPS nhận tín hiệu và cung cấp tọa độ kinh độ, vĩ độ chính xác. Quá trình thử nghiệm như sau:

- Khởi động module GPS:

Kể từ lúc khởi động, module GPS mất khoảng 1-2 phút để nhận được tín hiệu thời gian thực. Trong khoảng thời gian này, module chưa nhận được tọa độ kinh độ và vĩ độ.

- Chờ nhận tọa độ:

Sau khi nhận tín hiệu thời gian thực, module GPS mất thêm khoảng 15 phút để xác định và cung cấp tọa độ kinh độ và vĩ độ chính xác.

Kết quả thử nghiệm cho thấy tổng thời gian từ lúc khởi động đến khi nhận được tọa độ kinh độ và vĩ độ là khoảng 16-17 phút. Module GPS hoạt động ổn định trong môi trường thử nghiệm ngoài trời với điều kiện không gian thoáng đãng và tầm nhìn tốt với bầu trời. Kết quả thử nghiệm này cho thấy module GPS cần một khoảng thời gian nhất định để ổn định tín hiệu và cung cấp tọa độ chính xác.

VI. THỬ NGHIỆM THẢ VỆ TINH

1. Quy trình thực hiện

- *Giai đoạn 1 – Thiết lập trước thả:*

Chuẩn bị vệ tinh: Vệ tinh CanSat được lắp ráp hoàn chỉnh với các cảm biến và hệ thống truyền thông.

Kiểm tra sự hoạt động của các hệ thống: Nguồn điện và các cảm biến. Xác minh kết nối giữa vệ tinh và trạm mặt đất qua bộ thu phát RF.

Chuẩn bị Drone DJI M600: Gắn vệ tinh vào ống thả đã tích hợp với Drone. Kiểm tra hệ thống gắn kết và cơ chế thả rơi của ống thả để đảm bảo an toàn.

Kiểm tra trước thả: Tiến hành kiểm tra lần cuối cùng để đảm bảo tất cả các hệ thống hoạt động bình thường. Đảm bảo điều kiện thời tiết phù hợp cho việc thử nghiệm.



Hình 60. Vệ tinh được gắn vào ống thả.



Hình 61. Drone DJI M600 đã gắn ống thả vệ tinh.

- *Giai đoạn 2 – Lấy độ cao:*

Cất cánh: Drone DJI M600 cất cánh từ mặt đất. Theo dõi các thông số hoạt động của Drone và vệ tinh để đảm bảo kết nối ổn định.

Đạt độ cao: Drone đưa vệ tinh lên độ cao mục tiêu là 50m. Trạm mặt đất liên tục thu thập và giám sát dữ liệu từ vệ tinh, bao gồm: tín hiệu điều khiển, dữ liệu từ cảm biến và tình trạng kết nối.



Hình 62. *Quá trình lấy độ cao.*

- *Giai đoạn 3 – Hạ độ cao:*

Kích hoạt thả rơi: Ống thả kích hoạt cơ chế thả rơi vệ tinh từ độ cao 50m. Ngay khi rời khỏi ống thả, vệ tinh kích hoạt hệ thống dù để giảm tốc độ rơi.

Hạ cánh: Vệ tinh hạ cánh nhờ hệ thống dù và tiếp tục thu thập dữ liệu từ các cảm biến và truyền về trạm mặt đất cho đến khi vệ tinh chạm đất an toàn.



Hình 63. Vệ tinh hạ cánh an toàn.

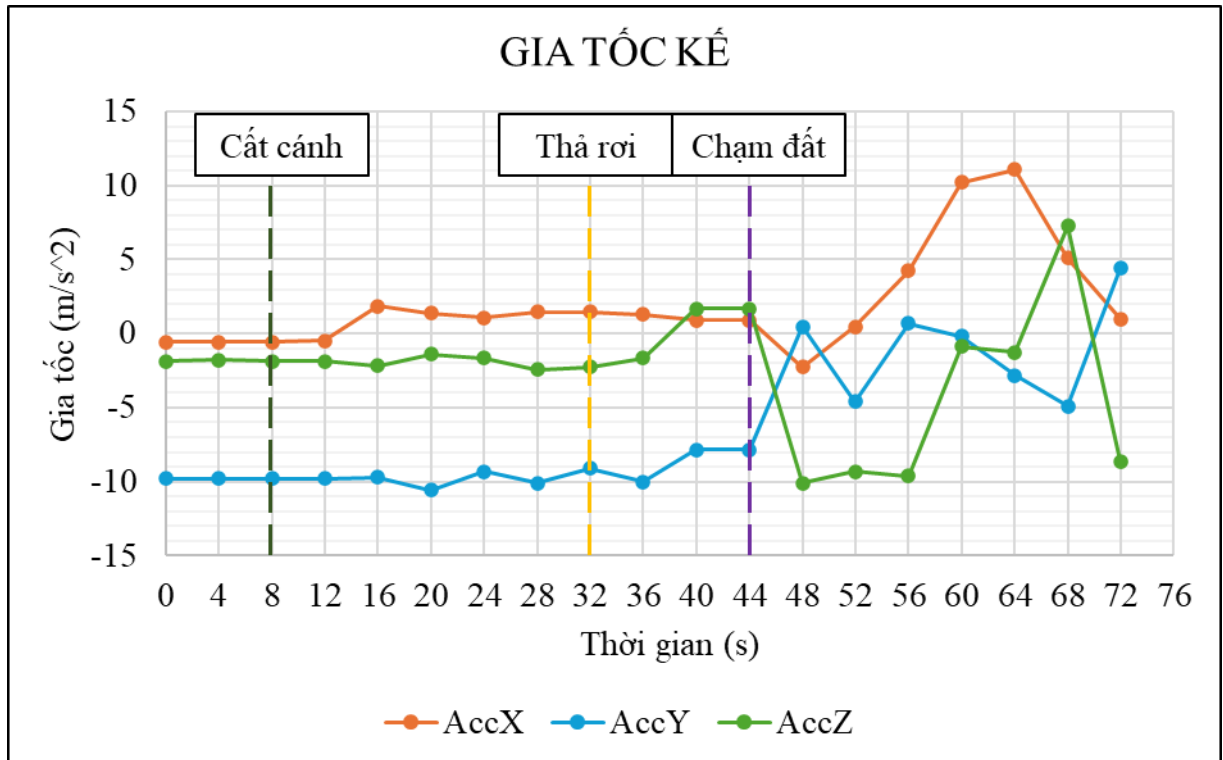
2. Dữ liệu thu được:

Dưới đây là các dữ liệu chi tiết được thu thập trong quá trình thử nghiệm, bao gồm các thông số của gia tốc kế, con quay hồi chuyển, độ cao, nhiệt độ, áp suất, độ ẩm và ánh sáng. Dữ liệu tọa độ vị trí do Module GPS Neo 7M xử lý chưa thể truyền về trạm mặt đất. Nguyên nhân được khảo sát sơ bộ là do mối hàn giữa các dây nối giữa module và vi điều khiển bị đứt, dẫn đến sự gián đoạn trong truyền nhận dữ liệu.

Trong phạm vi thực hiện, dữ liệu thu được dưới dạng các file csv trên webserver Thingspeak. Do giới hạn của nền tảng, độ trễ cập nhật dữ liệu được đo trong khoảng 13-15 giây, dẫn đến sai số tương đối giữa thời gian nhận dữ liệu và thời gian thực.

Lưu ý rằng cảm biến gia tốc kế được lắp đặt với trục Y có phương thẳng đứng, có chiều cùng chiều hạ độ cao của vệ tinh. Các giá trị độ cao có mốc tham chiếu là mực nước biển.

2.1. Gia tốc kế (Accelerometer):

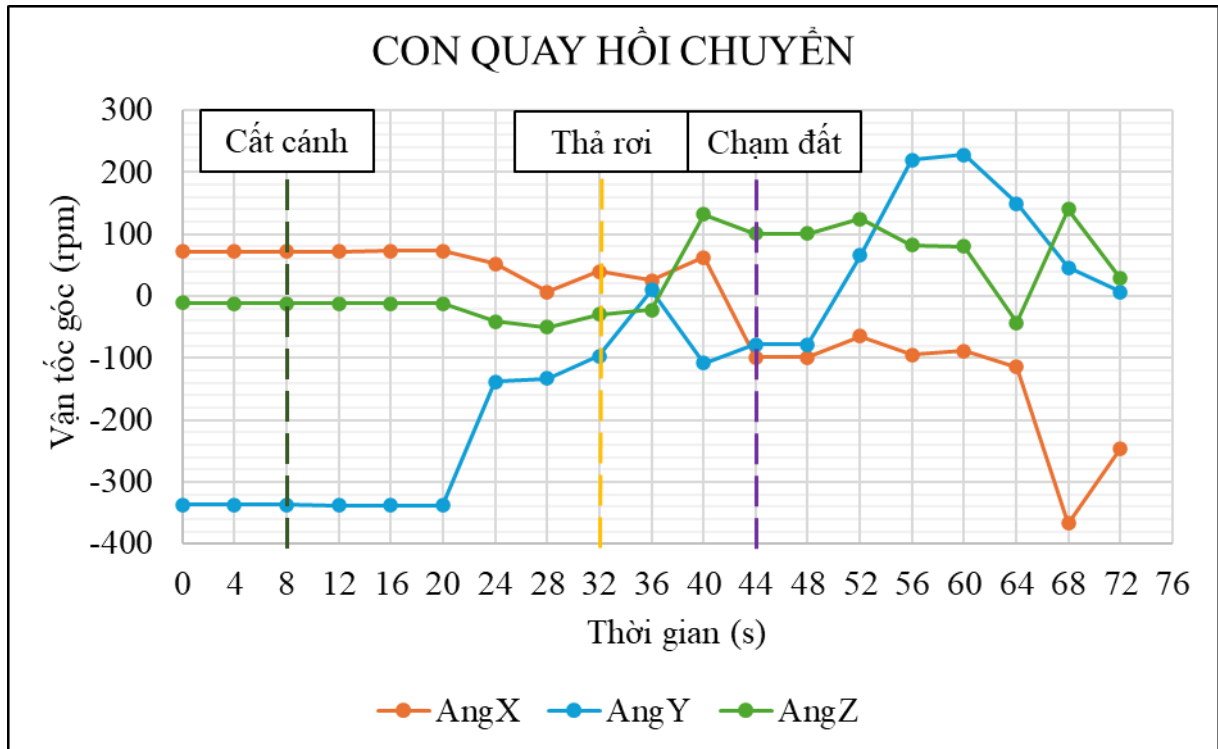


Hình 64. Dữ liệu thu được từ cảm biến gia tốc kế

- Trong giai đoạn Lấy độ cao: Vệ tinh duy trì gia tốc ổn định, với các giá trị gia tốc theo trục X (accX), Y (accY), Z (accZ) lần lượt khoảng 1 m/s², -10 m/s² và -2 m/s². Dấu – trong giá trị accY là do khi drone lấy độ cao, vệ tinh chuyển động từ dưới mặt đất lên trên, theo chiều âm của trục Y.
- Trong giai đoạn Hạ độ cao: Khi vệ tinh được thả ra, có sự biến động mạnh trong các giá trị gia tốc. Cụ thể, accX dao động từ 1 m/s² đến 10 m/s², accY dao động nhỏ quanh -10 m/s² đến 0 m/s², và accZ từ 0 m/s² đến -10 m/s² khi dù bung ra.

Dữ liệu cho thấy sự thay đổi lớn về gia tốc theo các trục X và Z, cho thấy vệ tinh không rơi thẳng đứng mà có sự lệch hướng trong quá trình rơi. Điều này có thể là do các yếu tố như gió hoặc sự không đồng đều trong việc mở dù, dẫn đến vệ tinh có thể di chuyển theo các phương ngang trong quá trình rơi.

2.2. Con quay hồi chuyển (Gyroscope):

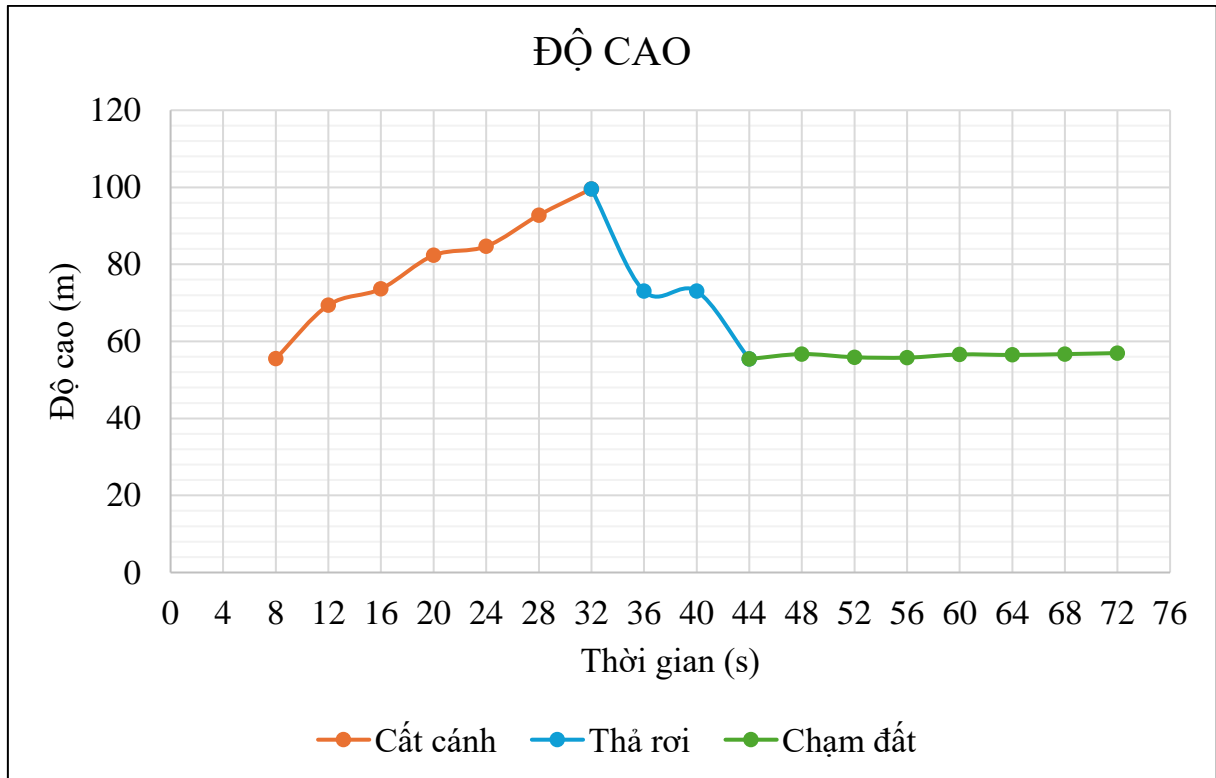


Hình 65. Dữ liệu thu được từ Con quay hồi chuyển.

- Trong giai đoạn Lấy độ cao: Tốc độ góc duy trì ổn định, với các giá trị theo trục X (AngX), Y (AngY), Z (AngZ) lần lượt khoảng 100 rpm, -350 rpm và 0 rpm.
- Trong giai đoạn Hạ độ cao: Dữ liệu con quay hồi chuyển cho thấy sự biến động trong tốc độ góc. Cụ thể, AngX dao động từ 100 rpm đến -100 rpm, AngY dao động từ -100 rpm đến 20 rpm, và AngZ dao động từ -50 rpm đến 100 rpm, phản ánh sự thay đổi trong tư thế vệ tinh khi dù bung và vệ tinh rơi.

Dữ liệu từ con quay hồi chuyển cho thấy vệ tinh CanSat không rơi theo một đường thẳng đứng ổn định mà có sự lắc lư và xoay tròn quanh các trục X, Y, và Z. Cụ thể, sự dao động lớn trong các giá trị tốc độ góc ngay sau thời điểm thả rơi (Drop off) cho thấy vệ tinh trải qua một giai đoạn mất ổn định ban đầu khi hệ thống dù vừa bung ra.

2.3. Độ cao (Altitude):



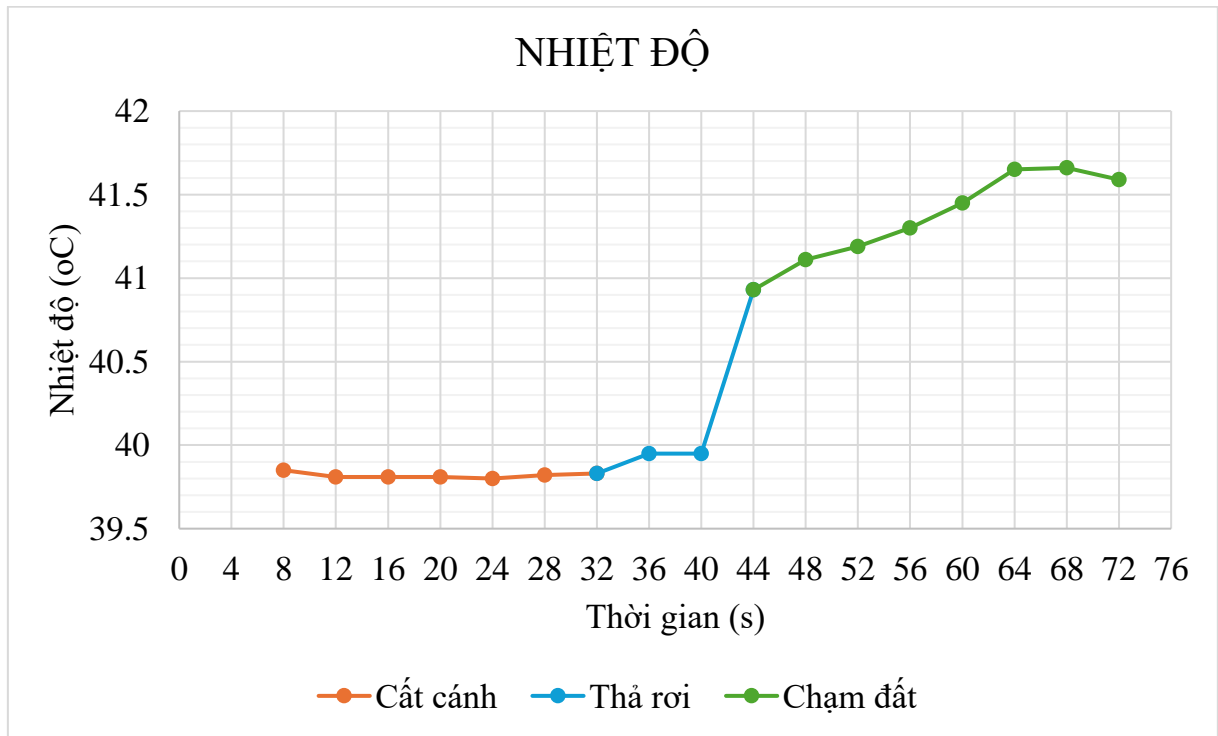
Hình 66. Dữ liệu thu được về độ cao của vệ tinh.

Biểu đồ độ cao cho thấy ba giai đoạn chính của quy trình thả vệ tinh CanSat: Cất cánh, Thả rơi và Chạm đất. Các giá trị độ cao có mốc tham chiếu là mực nước biển.

- **Cất cánh:** Trong giai đoạn này, Drone DJI M600 cất cánh và đưa vệ tinh lên đến độ cao 100m so với mực nước biển. Độ cao tăng đều đặn từ 0m đến 50m, cho thấy quá trình lấy độ cao diễn ra suôn sẻ và ổn định.
- **Thả rơi:** Tại thời điểm thả rơi, vệ tinh bắt đầu quá trình hạ độ cao. Biểu đồ cho thấy một sự giảm đột ngột về độ cao từ 100m xuống khoảng 50m trong thời gian này. Điều này phản ánh sự thay đổi nhanh chóng về độ cao khi vệ tinh rời khỏi ống thả và hệ thống dù bắt đầu hoạt động.
- **Chạm đất:** Trong giai đoạn này, độ cao của vệ tinh đã ổn định trong khoảng 50m tương tự như trước khi cất cánh.

Dữ liệu độ cao thể hiện vệ tinh đã được thả từ độ cao 50m và hệ thống dù đã giúp điều chỉnh tốc độ rơi, đảm bảo vệ tinh không rơi tự do mà có một quá trình hạ thấp được kiểm soát. Quá trình hạ độ cao diễn ra khá nhanh chóng nhưng có một giai đoạn giảm tốc dần, cho thấy hệ thống dù đã hoạt động hiệu quả, giúp giảm tốc độ rơi của vệ tinh để đảm bảo an toàn khi hạ cánh.

2.4. Nhiệt độ (Temperature):



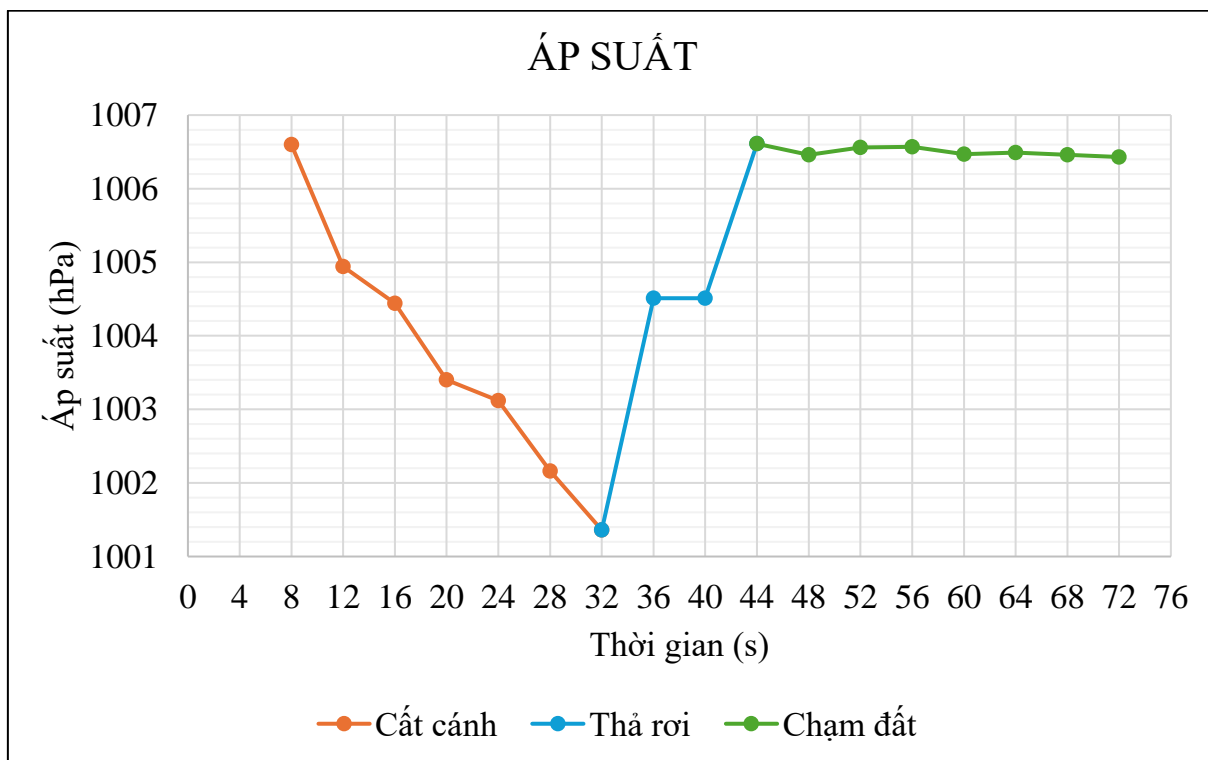
Hình 67. Dữ liệu thu được về nhiệt độ.

Biểu đồ nhiệt độ cho thấy sự thay đổi của nhiệt độ môi trường xung quanh vệ tinh CanSat trong suốt quá trình thử nghiệm, gồm ba giai đoạn chính:

- **Cát cánh:** Trong giai đoạn cát cánh và lấy độ cao, nhiệt độ duy trì ổn định quanh mức 39°C. Điều này cho thấy nhiệt độ bên trong ống thả kín và trên Drone DJI M600 không biến đổi nhiều, phản ánh điều kiện nhiệt độ ổn định khi vệ tinh vẫn còn trong ống thả kín và chưa tiếp xúc trực tiếp với môi trường bên ngoài.
- **Thả rơi:** Ngay sau thời điểm thả rơi, nhiệt độ bắt đầu tăng lên khoảng 41°C. Sự tăng nhiệt độ đột ngột này có thể là do vệ tinh ra khỏi ống thả kín và tiếp xúc với không khí bên ngoài, chịu ảnh hưởng của nhiệt độ môi trường xung quanh cũng như ma sát không khí khi rơi.
- **Chạm đất:** Sau khi chạm đất, nhiệt độ vệ tinh tiếp tục tăng do tiếp xúc với nền đất nóng và đạt đỉnh tại 41.7 °C.

Dữ liệu nhiệt độ cho thấy một sự thay đổi rõ rệt khi vệ tinh chuyển từ môi trường kín trong ống thả ra môi trường không khí bên ngoài. Sự tăng nhiệt độ ngay sau khi thả rơi phản ánh sự tiếp xúc trực tiếp với không khí và có thể do ảnh hưởng của ánh sáng mặt trời hoặc ma sát không khí khi vệ tinh rơi xuống.

2.5. Áp suất (Pressure):



Hình 68. Dữ liệu thu được về áp suất không khí.

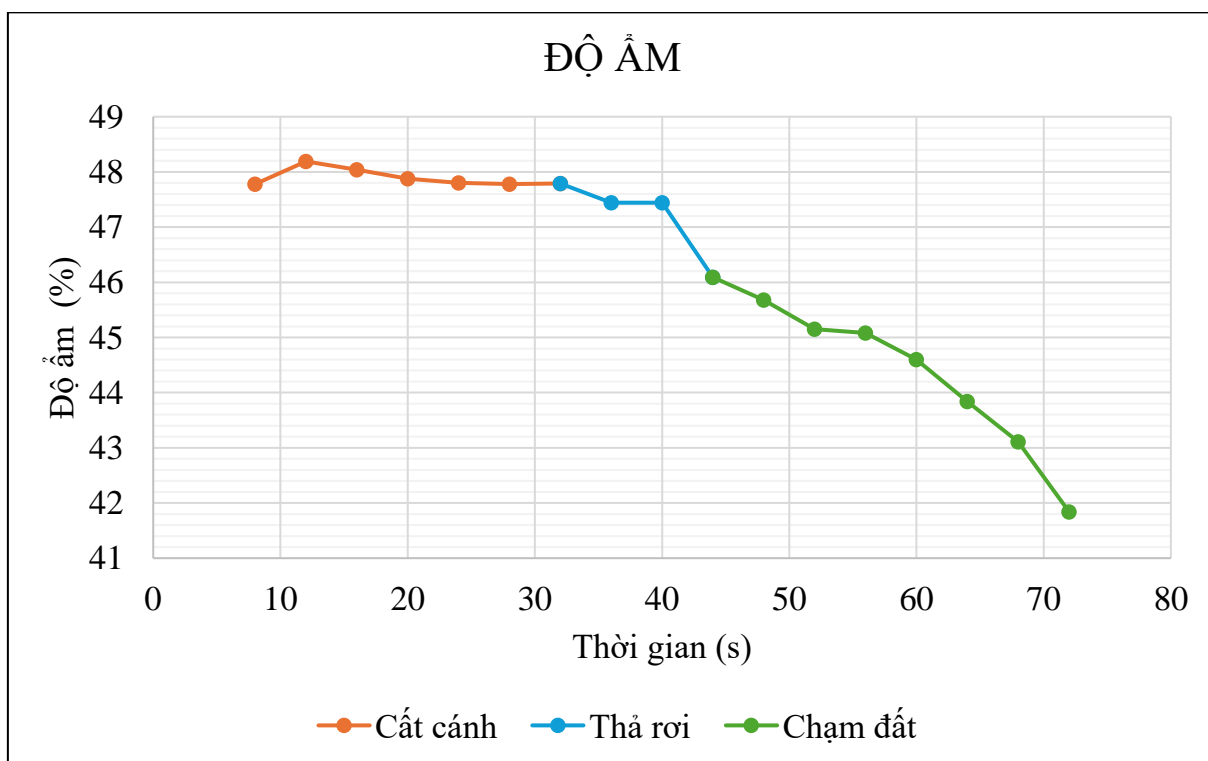
Biểu đồ áp suất cho thấy sự thay đổi của áp suất không khí xung quanh vệ tinh CanSat trong suốt quá trình thử nghiệm.

- **Cất cánh:** Trong giai đoạn cất cánh và lấy độ cao (Fly up), áp suất giảm từ khoảng 1006 hPa xuống còn khoảng 1001 hPa khi drone DJI M600 đưa vệ tinh lên độ cao 50m. Sự giảm áp suất này là do sự tăng độ cao, vì áp suất không khí giảm khi độ cao tăng.
- **Thả rơi:** Tại thời điểm thả rơi, áp suất tăng đột ngột tương ứng với hiện tượng khi vệ tinh rời khỏi ống thả và hạ độ cao.
- **Chạm đất:** Khi vệ tinh chạm mặt đất, áp suất ổn định trở lại quanh mức 1006 hPa, cho thấy vệ tinh đã hạ cánh an toàn và áp suất không khí trở lại mức ban đầu khi vệ tinh ở gần mặt đất.

Dữ liệu áp suất phản ánh rõ ràng các giai đoạn của quá trình thử nghiệm thả vệ tinh CanSat:

- Trong giai đoạn lấy độ cao, áp suất không khí giảm như mong đợi do tăng độ cao.
- Ngay sau khi thả rơi, áp suất có dao động do sự thay đổi nhanh chóng trong điều kiện không khí và độ cao khi vệ tinh bắt đầu rơi tự do và hệ thống dù kích hoạt.
- Khi vệ tinh tiếp cận và chạm đất, áp suất tăng dần trở lại mức ban đầu, cho thấy quá trình hạ cánh đã diễn ra suôn sẻ và vệ tinh đã an toàn khi tiếp xúc với mặt đất.

2.6. Độ ẩm (Humidity):



Hình 69. Dữ liệu thu được về độ ẩm không khí.

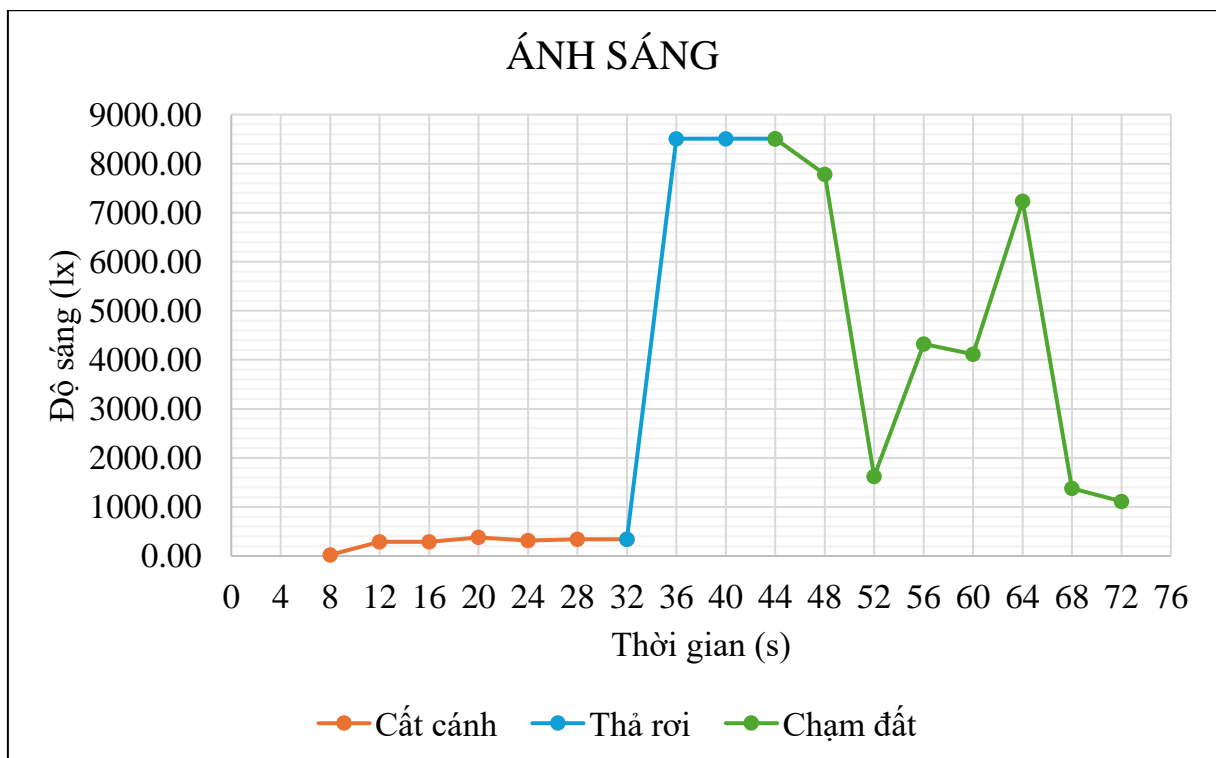
Trong ba giai đoạn chính của quá trình thả vệ tinh, dữ liệu độ ẩm có thể được phân tích như sau:

- **Cất cánh:** Trong giai đoạn cất cánh và lấy độ cao, độ ẩm duy trì ổn định quanh mức 48%. Điều này cho thấy rằng điều kiện độ ẩm bên trong ống thả kín và trên Drone DJI M600 không biến đổi nhiều, phản ánh môi trường ổn định khi vệ tinh vẫn còn trong ống thả kín và chưa tiếp xúc trực tiếp với môi trường bên ngoài.
- **Thả rơi:** Ngay sau thời điểm thả rơi, độ ẩm bắt đầu giảm xuống còn khoảng 46%. Sự giảm độ ẩm này có thể là do vệ tinh ra khỏi ống thả kín và tiếp xúc với không

khí bên ngoài, mà thường có độ ẩm thấp hơn so với môi trường kín bên trong ống thả.

- Chạm đất: Khi vệ tinh hạ cánh và chạm đất, độ ẩm giảm nhẹ thêm một chút quanh mức 42%. Nền đất nóng làm tăng tốc độ bốc hơi nước khiến độ ẩm tại vị trí này thấp hơn.

2.7. Ánh sáng (Light):



Hình 70. Dữ liệu thu được về ánh sáng.

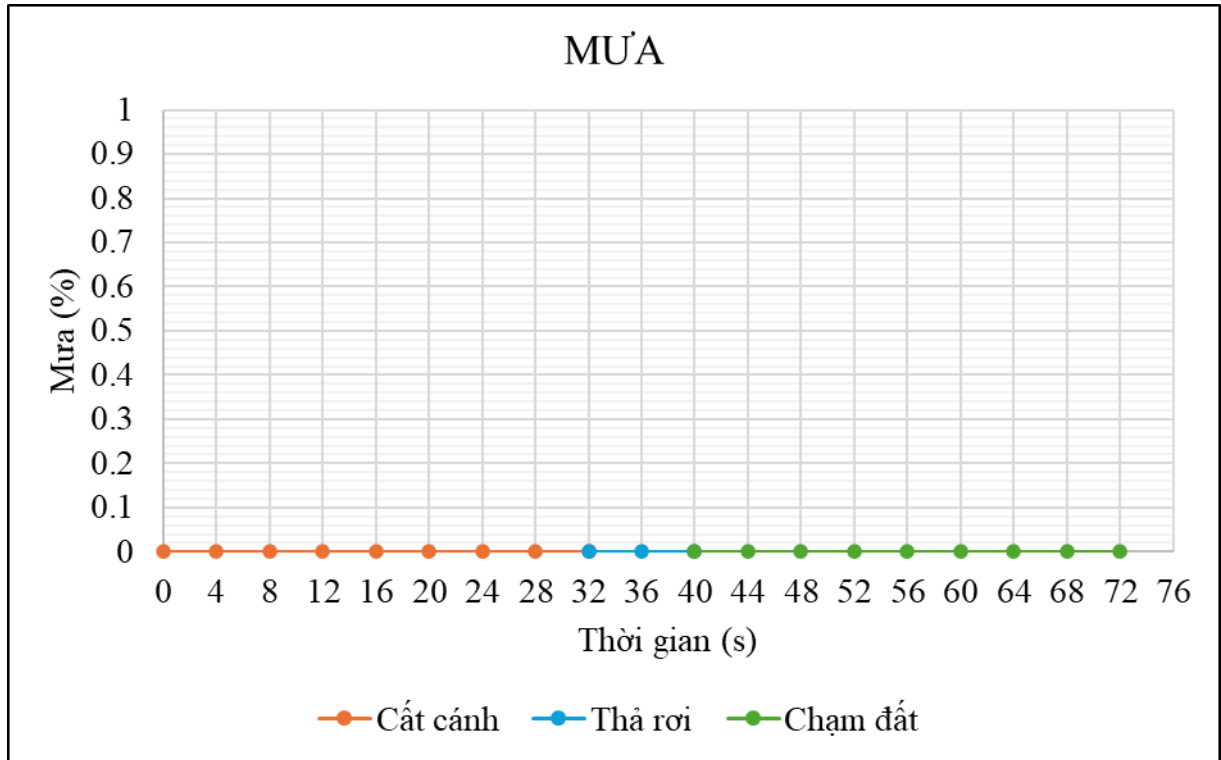
Biểu đồ cường độ ánh sáng cho thấy sự thay đổi của ánh sáng môi trường xung quanh vệ tinh CanSat trong suốt quá trình thử nghiệm, gồm ba giai đoạn chính:

- Cất cánh: Trong giai đoạn cất cánh và lấy độ cao, cường độ ánh sáng gần như bằng 0. Điều này cho thấy rằng vệ tinh đang ở trong ống thả kín, chặn hoàn toàn ánh sáng từ môi trường bên ngoài, xác nhận rằng cảm biến ánh sáng hoạt động chính xác trong điều kiện tối hoàn toàn.
- Thả rơi: Ngay sau thời điểm thả rơi, cường độ ánh sáng tăng đột ngột từ 0 lên khoảng 8000 lux. Sự tăng đột ngột này cho thấy vệ tinh đã ra khỏi ống thả kín và tiếp xúc trực tiếp với ánh sáng môi trường ngoài trời. Cường độ ánh sáng đạt đỉnh

ngay sau khi vệ tinh được thả, phản ánh sự thay đổi nhanh chóng từ môi trường tối trong ống thả sang môi trường sáng bên ngoài.

- Chạm đất: Sau khi chạm đất, độ sáng có sự dao động đáng kể có thể do vệ tinh tiếp cận mặt đất bị che khuất một phần bởi các vật thể xung quanh.

2.8. Mưa (Rainfall):



Hình 71. Dữ liệu thu được từ cảm biến mưa.

Dữ liệu từ biểu đồ cảm biến mưa cho thấy không có bất kỳ lượng mưa nào được ghi nhận trong suốt quá trình thử nghiệm từ lúc cất cánh, thả rơi cho đến khi vệ tinh chạm đất, với giá trị mưa liên tục ở mức 0% trong toàn bộ thời gian thử nghiệm. Cảm biến mưa hoạt động ổn định và chính xác trong việc ghi nhận không có lượng mưa nào, phản ánh đúng điều kiện thời tiết thực tế. Việc không ghi nhận được lượng mưa trong quá trình thử nghiệm đảm bảo rằng các dữ liệu khác như độ cao, gia tốc, áp suất, độ ẩm và ánh sáng không bị nhiễu bởi yếu tố thời tiết, giúp đánh giá chính xác các thông số hoạt động của vệ tinh CanSat.

VII. KẾT QUẢ VÀ THẢO LUẬN

1. Thiết kế, chế tạo

Vệ tinh CanSat được thiết kế, chế tạo thành công có dạng hình trụ tròn, đường kính đáy 7cm và chiều cao 11cm. Tổng khối lượng đạt 180g. Hệ thống bảng mạch điện tử tích hợp đầy đủ các cảm biến thực hiện nhiệm vụ mục tiêu đặt ra. Các linh kiện được đấu nối hợp lý theo đúng cách thức đấu nối của sơ đồ mạch điện. Lập trình vi điều khiển Arduino đã được tiến hành, cho kết quả kiểm thử đúng yêu cầu.

Trạm mặt đất được thiết kế nhỏ gọn, các linh kiện được đấu nối hợp lý. Hệ thống dù được gắn chắc chắn vào vệ tinh có dạng hình tròn, đường kính 23 cm. Khung cấu trúc vật lý được chế tạo đảm bảo độ bền và khả năng bảo vệ hệ thống bảng mạch điện tử bên trong.



Hình 72. Hình ảnh thực tế vệ tinh CanSat được lắp ráp hoàn chỉnh.

2. Thử nghiệm vận hành

Vệ tinh đã được phóng lên độ cao 50m nhờ Drone DJI M600 và được thả nhờ cơ chế ống thả vệ tinh tích hợp trên Drone. Thời gian hạ độ cao của vệ tinh là 13 giây. Vệ tinh chạm đất trong trạng thái an toàn, khung cấu trúc vật lý được bảo toàn và hệ thống mạch điện tử vẫn hoạt động bình thường. Các thông số dữ liệu đã được truyền phát về trạm mặt đất bao gồm: gia tốc, góc quay, độ cao, nhiệt độ, độ ẩm, áp suất, độ sáng. Dữ liệu chưa thu được là toạ độ vị trí của vệ tinh. Nguyên nhân được dự đoán sơ bộ là do mối hàn đấu nối chân tín hiệu của mô-đun GPS Neo 7M chưa đủ chắc chắn, khiến cho việc truyền dữ liệu bị gián đoạn.

3. Đánh giá mức độ thoả mãn yêu cầu

Bảng 23. Đánh giá mức độ thoả mãn yêu cầu

STT	Yêu cầu	Mức độ đáp ứng	Ghi chú
1	Tổng khối lượng vệ tinh nhỏ hơn hoặc bằng 500g.	Cao	Tổng khối lượng vệ tinh là 180g
2	Kích thước vệ tinh nằm trong phạm vi 1U (10cm x 10cm x 10cm).	Cao	Trụ tròn: Đường kính 7cm, chiều cao 11cm
3	Kích thước vệ tinh phù hợp với ống thả trên Drone.	Cao	
4	Khung vỏ vệ tinh cần làm bằng chất liệu trong suốt để tạo điều kiện thực hiện nhiệm vụ đo độ sáng.	Cao	
5	Vệ tinh sau khi được thả từ Drone sẽ ngay lập tức kích hoạt dù.	Cao	
6	Tốc độ giảm độ cao của vệ tinh trong khoảng 5m/s.	Cao	Vệ tinh giảm độ cao 50m trong vòng 13 giây
7	Các bộ phận được lắp ráp hợp lý, đảm bảo có thể tháo lắp và sửa chữa dễ dàng.	Cao	
8	Tất cả bộ phận của vệ tinh có khả năng chống chịu ngoại lực trong quá trình vận hành.	Trung bình	Mô-đun GPS đã mất tín hiệu do môi hàn chưa chắc chắn
9	Tất cả các thiết bị điện tử được gắn chặt bằng các liên kết hợp lí như ốc vít, bu-lông, hay chất kết dính bền, được bảo quản kín, tránh tiếp xúc với các tác nhân môi trường ngoại trừ các cảm biến có nhiệm vụ đặc biệt.	Trung bình	Mô-đun GPS đã mất tín hiệu do môi hàn chưa chắc chắn

10	Pin vệ tinh được tích hợp hợp lý để có thể thay thế dễ dàng mà không cần tháo rời vệ tinh.	Cao	
11	Dù được thiết kế với màu sắc nổi bật, dễ nhận biết.	Cao	
12	Trạm mặt đất được thiết kế gọn nhẹ, có thể di chuyển tại địa điểm phóng. Nguồn điện AC không được hỗ trợ tại đây.	Cao	
13	Các dữ liệu của cảm biến được truyền phát không dây xuống trạm mặt đất trong quá trình thả rơi.	Trung bình	Chưa truyền nhận được dữ liệu toạ độ vị trí
14	Chi phí thực hiện tối đa là 2.000.000 đồng. Các hệ thống phụ trợ mặt đất và phân tích dữ liệu không bao gồm trong chi phí trên.	Cao	Tổng chi phí là 1.813.000 đồng
15	Ổng thả vệ tinh cần có các thiết bị điện tử và cơ chế để thả vệ tinh bằng điều khiển từ xa	Cao	
16	Vệ tinh đảm bảo vận hành tốt trong môi trường tại địa điểm thả	Cao	
17	Trạm mặt đất xuất các file csv chứa dữ liệu do vệ tinh truyền về	Cao	

VIII. KẾT LUẬN

Đề tài thiết kế và chế tạo vệ tinh CanSat đã hoàn thành với mức độ đáp ứng cao các yêu cầu đề ra. Nhóm đã thực hiện thành công quy trình thả vệ tinh từ độ cao 50m bằng Drone DJI M600 và thu thập dữ liệu từ các cảm biến tích hợp trong vệ tinh.

Các kết quả nổi bật bao gồm:

- Thiết kế và chế tạo: Nhóm đã thiết kế và chế tạo thành công vệ tinh CanSat với các thành phần tích hợp hoàn chỉnh, đáp ứng đầy đủ các tiêu chuẩn kỹ thuật và đảm bảo hoạt động ổn định trong suốt quá trình thử nghiệm.
- Dữ liệu thu thập: Vệ tinh đã thu thập và truyền về thành công các dữ liệu về độ cao, nhiệt độ, áp suất, độ ẩm, ánh sáng và gia tốc trong suốt quá trình hạ cánh.
- Hệ thống truyền tín hiệu: Hệ thống truyền tín hiệu hoạt động ổn định, đảm bảo kết nối liên tục giữa vệ tinh và trạm mặt đất.
- Cơ chế dù: Hệ thống dù hoạt động hiệu quả, giúp vệ tinh hạ cánh an toàn và giảm thiểu va chạm khi chạm đất.

Tuy nhiên, vẫn còn một số hạn chế:

- Độ chính xác của cảm biến: Một số dữ liệu từ cảm biến có sai số nhỏ do ảnh hưởng của điều kiện môi trường và quá trình hiệu chuẩn chưa tối ưu.
- Thời gian thu thập dữ liệu: Thời gian chờ để vệ tinh thu thập và truyền dữ liệu có thể được cải thiện để nhanh chóng hơn.
- Tính ổn định của vệ tinh: Vệ tinh có hiện tượng rơi lệch so với vị trí thả, điều này có thể được cải thiện bằng cách tối ưu hóa hệ thống dù và trọng lượng vệ tinh.
- Khảo sát linh kiện: Chúng tôi chưa tiến hành khảo sát các loại linh kiện khác nhau để chọn ra linh kiện tối ưu về chi phí và hiệu năng, điều này có thể ảnh hưởng đến hiệu quả tổng thể của hệ thống.

Hướng phát triển trong tương lai:

- Cải thiện cảm biến: Sử dụng các cảm biến có độ chính xác cao hơn và hiệu chuẩn tốt hơn để cải thiện chất lượng dữ liệu.
- Tối ưu hóa hệ thống dù: Nghiên cứu và thiết kế hệ thống dù mới để tăng tính ổn định khi hạ cánh và giảm hiện tượng lệch vị trí.
- Tăng cường khả năng truyền tín hiệu: Nâng cấp hệ thống truyền tín hiệu để đảm bảo kết nối mạnh mẽ và ổn định hơn trong mọi điều kiện thời tiết.
- Mở rộng phạm vi thử nghiệm: Tiến hành thêm nhiều thử nghiệm ở các độ cao khác nhau và trong các điều kiện môi trường khác nhau để đánh giá toàn diện khả năng hoạt động của vệ tinh.
- Khảo sát và lựa chọn linh kiện: Thực hiện khảo sát và đánh giá các loại linh kiện khác nhau để lựa chọn các linh kiện tối ưu về chi phí và hiệu năng, nhằm nâng cao hiệu quả và giảm chi phí chế tạo.

TÀI LIỆU THAM KHẢO

- [1] CanSat 2019 Preliminary Design Review (PDR) Outline Version 1.5 #6203 - APIS ARGE TEAM
- [2] Đơn đăng ký tham gia cuộc thi CanSat 2016 – Global Team
- [3] Teach with space – Getting started with CANSAT – European Space Agency
- [4] Guidelines for the Progress Report and Design Document – Herotech
- [5] CanSat 2022 Preliminary Design Review (PDR) Outline Version 1.1 - Team 1032 Soton CanSat
- [6] CanSat Lecture: Its Educational Significance – Shinichi Nasakusa – University of Tokyo
- [7] LoRa Based Wireless Weather Station with Arduino & ESP32 -
<https://how2electronics.com/lora-based-wireless-weather-station-with-arduino-esp32/>
- [8] Velocity During Recovery (nasa.gov)