

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



**MÔN HỌC**  
**THIẾT KẾ TÍCH HỢP VỆ TINH NHỎ VÀ ĐỒ ÁN**  
**Đề tài: Thiết kế vệ tinh CubeSat**

Giảng viên hướng dẫn:

TS. Nguyễn Văn Thương

Ks. Trần Đăng Huy

Nhóm thực hiện:

Nhóm 3:

Trần Đức Anh

Đoàn Việt Hà

Đặng Trần Hiệp

Lê Hữu Huy

Đới Duy Linh

Phạm Hoàng Long

Nguyễn Văn Mạnh

Thân Quốc Ngọc

Nguyễn Đăng Tâm

Vũ Quang Vinh

**Hà Nội, 2024**

## **LỜI CẢM ƠN**

Trước tiên với tình cảm sâu sắc và chân thành nhất, cho phép chúng em được bày tỏ lòng biết ơn đặc biệt đến TS. Nguyễn Văn Thương và Ks. Trần Đăng Huy - giảng viên Bộ môn Thiết kế tích hợp vệ tinh nhỏ và đồ án của lớp K65AE đã tận tình chỉ dạy, hướng dẫn và đưa ra những góp ý chi tiết giúp chúng em học hỏi được nhiều kiến thức bổ ích và cũng như có định hướng đúng đắn cho bài báo cáo này. Trong thời gian được thực hành cũng như viết báo cáo, nhóm chúng em đã nhận được nhiều sự giúp đỡ, đóng góp ý kiến và chỉ bảo nhiệt tình của giảng viên phụ trách bộ môn. Đồng thời xin gửi lời cảm ơn đến nhóm 1 và nhóm 2 đã giúp đỡ nhóm trong quá trình làm bài, đặc biệt là nhóm số 1 đã cho nhóm mượn thiết bị thả để nhóm có thể hoàn thành buổi thử nghiệm.

Bộ môn Thiết kế tích hợp vệ tinh nhỏ và đồ án là môn học thú vị, vô cùng bổ ích và có tính thực tế cao. Đảm bảo cung cấp đủ kiến thức, gắn liền với nhu cầu thực tiễn của sinh viên. Tuy nhiên, với điều kiện thời gian cũng như kinh nghiệm còn hạn chế, bài báo cáo này không thể tránh được những thiếu sót. Chúng em rất mong nhận được sự chỉ bảo, đóng góp ý kiến của thầy để có điều kiện bổ sung, nâng cao kiến thức của bản thân, phục vụ tốt hơn công tác thực tế sau này.

Chúng em xin chân thành cảm ơn!

## Mục Lục

LỜI CẢM ƠN.....	2
DANH SÁCH BẢNG.....	6
DANH SÁCH HÌNH ẢNH .....	7
CHƯƠNG 1. GIỚI THIỆU VỀ CUBESAT .....	9
1.1. Tổng quan.....	9
1.2. Nhiệm vụ cần đạt được .....	10
1.3. Yêu cầu của dự án .....	10
1.4. Quy trình vận hành.....	11
CHƯƠNG 2. THIẾT KẾ CẤU TRÚC CHO VỆ TINH.....	12
2.1. Lựa chọn vật liệu.....	12
2.1.1. Tấm Formex .....	12
2.1.2. Nhôm định hình .....	14
2.1.3. Tổng kết .....	16
2.2. Xây dựng hình họa .....	16
CHƯƠNG 3. TÍNH TOÁN MÔ PHỎNG SỐ .....	17
3.1. Giới thiệu phần mềm ANSYS và modul tính toán kết cấu (ANSYS MECHANICAL) .....	17
3.1.1. Giới thiệu phần mềm ANSYS.....	17
3.1.2. Giới thiệu về modul tính toán kết cấu cơ khí Ansys Mechanical: .....	17
3.1.3. Giới thiệu phân tích Phương thức (Modal Analysis).....	18
3.1.4. Giới thiệu về phân tích dao động ngẫu nhiên (Random vibration analysis)... 18	
3.2. Cài đặt bài toán.....	19
3.2.1. Mô phỏng bài toán .....	19
3.2.2. Cài đặt lưới.....	20
3.2.3. Cài đặt điều kiện biên .....	22
3.3. Phân tích tĩnh.....	23
3.3.1. Chuyển vị.....	23
3.3.2. Ứng suất .....	23
3.4. Phân tích phương thức .....	23
3.5. Phân tích tần số dao động ngẫu nhiên.....	26
CHƯƠNG 4. Thiết kế cảm biến cho vệ tinh .....	29

4.1. Các cảm biến dùng trên vệ tinh.....	29
4.1.1. Vi xử lý Arduino Nano ATMEGA328 đầu Type C .....	29
4.1.2. Vi xử lý Kit RF thu phát wifi bluetooth ESP32 .....	30
4.1.3. Cảm biến định vị GPS GY-NEO 6MV2 .....	31
4.1.4. Cảm biến nhiệt độ và độ ẩm DHT22 .....	32
4.1.5. Cảm biến khí áp GY 68 BMP180 .....	33
4.1.6. Cảm biến chất lượng không khí MQ135 .....	34
4.1.7. Cảm biến thu phát tín hiệu RF UART Lora SX1278 EBYTE E32-433T20D .....	35
4.1.8. Cảm biến gia tốc góc MPU6050 .....	37
4.1.9. Servo MG90S.....	38
4.1.10. Pin Lithium 18650 2000 mA .....	39
4.1.11. Pin 9V.....	40
4.1.12. Mạch hạ áp 5V .....	41
4.1.13. Mạch đọc thẻ ghi Micro SD.....	42
4.1.14. Sơ đồ mạch điện.....	43
4.2. Lưu đồ cho mạch.....	44
CHƯƠNG 5. THIẾT BỊ DỪ.....	46
5.1. Cơ sở lý thuyết .....	46
5.1. Thiết kế hình dạng.....	47
CHƯƠNG 6. QUÁ TRÌNH THẢ VỆ TINH .....	49
6.1. Quy trình thực hiện .....	49
6.1.1. Giai đoạn 1 – Thiết lập trước khi thả .....	49
6.1.2. Giai đoạn 2 – Lấy độ cao .....	49
6.1.3. Giai đoạn 3 – Hạ độ cao.....	49
6.2. Dữ liệu thu được.....	50
6.2.1. Nhiệt độ.....	50
6.2.2. Độ ẩm.....	51
6.2.3. Áp suất .....	52
6.2.4. Độ cao .....	53
6.2.5. Kinh độ và vĩ độ.....	54
6.2.6. Roll và Pitch.....	54
6.3. Hiện thị dữ liệu.....	55

CHƯƠNG 7. KẾT QUẢ VÀ THẢO LUẬN.....	57
7.1. Thiết kế vệ tinh.....	57
7.2. Kiểm nghiệm khả năng vận hành.....	57
7.3. Đánh giá các tiêu chí đề ra ban đầu.....	57
7.4. Các điểm chưa hoàn thiện và phương hướng phát triển trong tương lai .....	58
CHƯƠNG 8. PHÂN CÔNG NHIỆM VỤ VÀ CHI PHÍ CHO DỰ ÁN .....	59
8.1. Phân công nhiệm vụ .....	59
8.2. Chi phí cho dự án .....	60
PHỤ LỤC: BẢN VẼ CÁC BỘ PHẬN VỆ TINH.....	62
TÀI LIỆU THAM KHẢO .....	68

## DANH SÁCH BẢNG

Bảng 1. Yêu cầu của dự án.....	11
Bảng 2. Thông số chi tiết sử dụng trong tấm Formex.....	13
Bảng 3. thông tin các chi tiết sử dụng trong khung nhôm định hình 6060.....	15
Bảng 4. Thông số đặc trưng của formex.....	20
Bảng 5. Tần số tự nhiên tại từng chế độ.....	24
Bảng 6. Mật độ phổ gia tốc G trong quá trình phóng vệ tinh.....	26
Bảng 7. Thông số kỹ thuật của mạch Arduino Nano.....	30
Bảng 8. Thông số kỹ thuật ESP32.....	30
Bảng 9. Thông số kỹ thuật GPS GY-NEO 6MMV2.....	31
Bảng 10. Sơ đồ kết nối chân cắm GPS với Arduino.....	32
Bảng 11. Thông số kỹ thuật DHT 22.....	32
Bảng 12. Sơ đồ kết nối chân cắm DHT với Arduino.....	33
Bảng 13. Thông số kỹ thuật GY 68 BMP180.....	33
Bảng 14. Sơ đồ kết nối chân cắm BMP180 với Arduino.....	34
Bảng 15. Thông số kỹ thuật MQ135.....	34
Bảng 16. Sơ đồ kết nối chân cắm MQ135 với Arduino.....	35
Bảng 17. Thông số kỹ thuật RF UART Lora SX1278 EBYTE E32-433T20D.....	35
Bảng 18. Sơ đồ kết nối chân cắm Lora E32 với Arduino.....	36
Bảng 19. Sơ đồ kết nối chân cắm Lora E32 với ESP32.....	36
Bảng 20. Thông số kỹ thuật MPU6050.....	37
Bảng 21. Sơ đồ kết nối chân cắm MPU6050 với Arduino.....	37
Bảng 22. Thông số kỹ thuật Servo MG90S.....	38
Bảng 23. Sơ đồ kết nối chân cắm MG90S với Arduino.....	38
Bảng 24. Thông số kỹ thuật của Pin 18650.....	39
Bảng 25. Sơ đồ chân cắm Pin Lithium với Arduino.....	39
Bảng 26. Thông số kỹ thuật của Pin 9V.....	40
Bảng 27. Sơ đồ chân cắm Pin 9V với Arduino.....	40
Bảng 28. Thông số kỹ thuật mạch hạ áp 5V.....	41
Bảng 29. Sơ đồ chân cắm mạch hạ áp 5V với Pin Lithium.....	41
Bảng 30. Thông số kỹ thuật Micro SD.....	42
Bảng 31. Sơ đồ chân cắm Micro SD với ESP 32.....	42
Bảng 32. Đánh giá các tiêu chí.....	57
Bảng 33. Phân công nhiệm vụ.....	59
Bảng 34. Chi phí dự án.....	60

## DANH SÁCH HÌNH ẢNH

Hình 1. CubeSats .....	9
Hình 2. Dòng Cubesat hiện tại .....	9
Hình 3. Vật liệu được lựa chọn .....	12
Hình 4. Khung vệ tinh sử dụng vật liệu formex, trọng lượng 100g .....	14
Hình 5. Khung vệ tinh sử dụng vật liệu nhôm định hình 6060, trọng lượng 1kg .....	16
Hình 6. Hình vẽ 3D của vệ tinh và cơ cấu dù .....	16
Hình 7. Kích thích được xác định và kích thích ngẫu nhiên .....	19
Hình 8. Mô hình vệ tinh (Geometry) .....	20
Hình 9. Đồ thị mối quan hệ giữa số lượng phần tử và ứng suất .....	21
Hình 10. Lưới mô hình .....	21
Hình 11. Ràng buộc được đặt tại đáy của CubeSat dưới dạng ngàm theo 3 phương x,y,z .....	22
Hình 12. Các linh kiện điện tử bên trong vệ tinh được đơn giản hóa .....	22
Hình 13. Kết quả chuyển vị .....	23
Hình 14. Kết quả ứng suất .....	23
Hình 15. Tần số dao động tự nhiên của 20 mode .....	24
Hình 16. Giá trị chuyển vị .....	25
Hình 17. Đường cong PSD đầu vào .....	27
Hình 18. Đáp ứng tần số chuyển vị theo phương X .....	27
Hình 19. Đáp ứng tần số chuyển vị theo phương Z .....	28
Hình 20. Đáp ứng tần số ứng suất pháp theo phương X .....	28
Hình 21. Đáp ứng tần số ứng suất pháp theo phương Z .....	28
Hình 22. Ứng suất tương đương tại các giá trị sigma khác nhau .....	29
Hình 23. Arduino Nano ATMEGA328 .....	29
Hình 24. Kit RF thu phát wifi bluetooth ESP32 .....	30
Hình 25. Cảm biến định vị GPS GY-NEO 6MV2 .....	31
Hình 26. Cảm biến nhiệt độ và độ ẩm DHT22 .....	32
Hình 27. Cảm biến áp suất GY 68 BMP180 .....	33
Hình 28. Cảm Biến Chất Lượng Không Khí MQ-135 .....	34
Hình 29. Cảm biến thu phát. RF UART Lora SX1278 EBYTE E32-433T20D .....	35
Hình 30. Cấu hình Lora truyền và nhận .....	36
Hình 31. Cảm biến góc gia tốc 6 trục MPU6050 .....	37
Hình 32. Servo MG90S .....	38
Hình 33. Pin Lithium 18650 .....	39
Hình 34. Pin 9V .....	40
Hình 35. Mạch hạ áp .....	41
Hình 36. Micro SD .....	42
Hình 37. Sơ đồ mạch điện hệ thống vệ tinh .....	43
Hình 38. Sơ đồ mạch điện hệ thống trạm mặt đất .....	43
Hình 39. Lưu đồ cho vệ tinh .....	44
Hình 40. Lưu đồ cho trạm thu mặt đất .....	45
Hình 41. Dù sau khi trải ra mặt phẳng .....	47

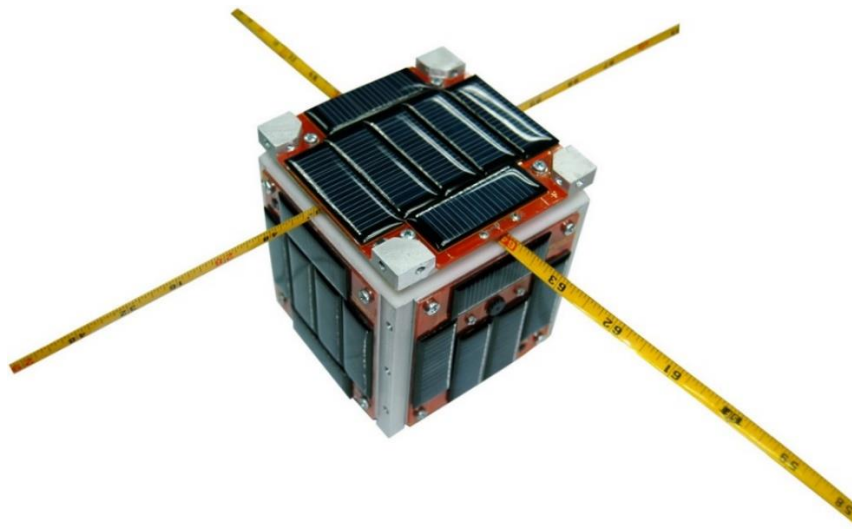
<i>Hình 42. Thiết kế 3D cơ cấu dù.....</i>	<i>48</i>
<i>Hình 43. Cơ cấu dù sau khi hoàn thành.....</i>	<i>48</i>
<i>Hình 44. Dữ liệu thu được từ cảm biến nhiệt độ.....</i>	<i>50</i>
<i>Hình 45. Dữ liệu thu được từ cảm biến độ ẩm.....</i>	<i>51</i>
<i>Hình 46. Dữ liệu thu được từ cảm biến áp suất.....</i>	<i>52</i>
<i>Hình 47. Dữ liệu thu được về độ cao của vệ tinh.....</i>	<i>53</i>
<i>Hình 48. Dữ liệu thu được từ GPS.....</i>	<i>54</i>
<i>Hình 49. Dữ liệu thu được về Roll và Pitch.....</i>	<i>54</i>
<i>Hình 50. Dữ liệu thô chưa qua xử lý.....</i>	<i>55</i>
<i>Hình 51. Sơ đồ hoạt động khi truyền dữ liệu từ ESP32 đến WebSocket.....</i>	<i>56</i>
<i>Hình 52. Website hiển thị dữ liệu thu được.....</i>	<i>56</i>



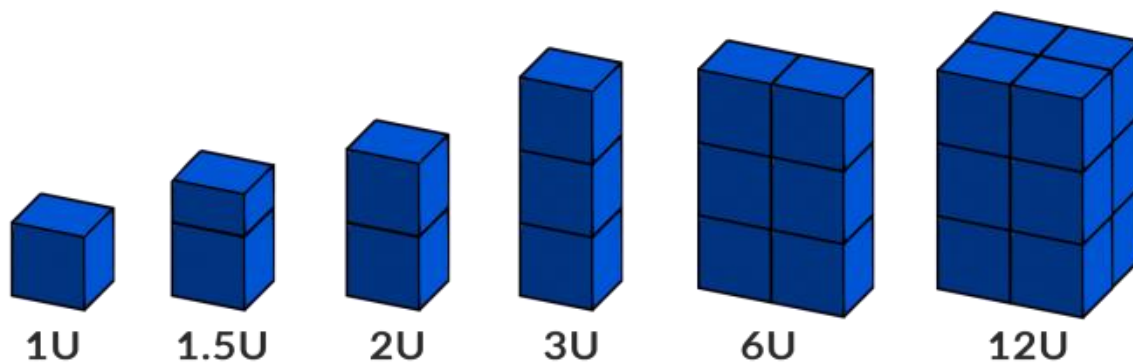
# CHƯƠNG 1. GIỚI THIỆU VỀ CUBESAT

## 1.1. Tổng quan

Vệ tinh đã đánh dấu một kỷ nguyên mới trong nền văn minh của nhân loại, đưa con người tiếp cận đến việc khám phá vật chất bên ngoài vũ trụ cũng như phục vụ đời sống hàng ngày của con người trên trái đất. Ngày nay, vệ tinh đã và đang đáp ứng các nhu cầu to lớn cho xã hội, bao gồm các yêu cầu về khoa học lẫn thương mại. Hiện nay, các vệ tinh nhỏ đang dần được quan tâm hơn từ phía khách hàng do chi phí chế tạo thấp, dễ dàng chế tạo và khả năng đa nhiệm. Ngành công nghiệp vệ tinh đang chuyển sang sử dụng vệ tinh nano, pico và hệ thống vệ tinh để thực hiện các nhiệm vụ mà trước đây cần đến siêu vệ tinh.



Hình 1. CubeSats



Hình 2. Dòng Cubesat hiện tại

CubeSat là vệ tinh thuộc dòng kích thước nhỏ, được phát triển lần đầu vào năm 1999 bởi Đại học Stanford và Đại học California, Poly Pomona, với mục tiêu là tạo nền tảng cho một vệ tinh nhỏ gọn, có chi phí nằm trong khoảng cho phép của dự án nghiên cứu giáo dục. Dự án này đã nhanh chóng phát triển với sự hỗ trợ của Chính phủ, ngành công nghiệp cũng

như giới học thuật để thúc đẩy sự hợp tác quốc tế của hơn 100 trường đại học, các công ty tư nhân. Từ đó, CubeSat trở thành một khuôn mẫu toàn cầu cho các dòng vệ tinh nhỏ và được phóng lên không gian thông qua các phương tiện phóng khác nhau, từ tên lửa truyền thống đến các tên lửa tư nhân.

Đơn vị kích thước chuẩn cho Cubesat là 1U, tức 10x10x10cm. CubeSat là vệ tinh hình khối với trọng lượng lên đến 1.33kg. Kích thước của vệ tinh có thể mở rộng đến 1.5, 2, 3, 6 thậm chí 12U tùy vào mục đích sử dụng. Các thông số kỹ thuật của CubeSat 1U sẽ được trình bày chi tiết hơn trong chương kế tiếp về các tiêu chuẩn thiết kế, cân nặng.

Ứng dụng của CubeSat rất lớn, trải dài từ Nghiên cứu khoa học, Giáo dục cho đến Thương mại. Về nghiên cứu khoa học, CubeSat được sử dụng để thu nhập dữ liệu về khí quyển, thời tiết và quan sát Trái đất. CubeSat cũng là dòng vệ tinh thường được dùng để thử nghiệm các công nghệ mới về vật liệu, thiết bị điện tử. Trong giáo dục, CubeSat được coi như một công cụ, giúp các nhóm nghiên cứu hiểu sâu hơn về quá trình thiết kế, phát triển, và vận hành vệ tinh trong thực tế. Trong thương mại, CubeSat được sử dụng cho mục đích về viễn thông, khai thác viễn thám.

CubeSat đã chứng minh được vai trò quan trọng của mình trong ngành công nghiệp vũ trụ nhờ những đặc điểm nổi bật như kích thước nhỏ, chi phí thấp, mục đích đa dạng và sự phát triển mạnh mẽ của cộng đồng xung quanh nó. Với những ưu điểm này, CubeSat không chỉ giúp giảm chi phí và thời gian phát triển các dự án vũ trụ, mà còn mở ra cơ hội cho các tổ chức giáo dục, doanh nghiệp và các nhà nghiên cứu độc lập tham gia vào các hoạt động vũ trụ. Điều này không chỉ thúc đẩy sự phát triển của công nghệ vũ trụ mà còn góp phần vào việc khám phá và hiểu biết vũ trụ, mở ra những tiềm năng mới cho sự phát triển của nhân loại.

## **1.2. Nhiệm vụ cần đạt được**

Nhiệm vụ cần có cho việc chế tạo và vận hành vệ tinh trong môn “Thiết kế tích hợp vệ tinh nhỏ và đồ án” bao gồm các nhiệm vụ thiết kế phần cứng, phần mềm và phân tích dữ liệu.

Các nhiệm vụ tiên quyết cho vệ tinh sẽ bao gồm:

- Xây dựng thành công vệ tinh CubeSat bao gồm Khung, Tải trọng, và Cơ cấu dù.
- Đo được độ cao, áp suất, xác định được các tư thế góc của vệ tinh, ... truyền dữ liệu về trạm mặt đất..
- Sử dụng cơ cấu dù hạ cánh an toàn.

## **1.3. Yêu cầu của dự án**

Vệ tinh được thiết kế cần đảm bảo đáp ứng các yêu cầu được trình bày trong Bảng 1 như sau:

Bảng 1. Yêu cầu của dự án

STT	Yêu cầu	Mức độ cần thiết	Phụ trách
1	Tổng khối lượng của CubeSat khoảng 600 gram +/- 10 grams	Rất cao	Thiết kế phần cứng
2	CubeSat có kích thước 1U, có dung sai cho phép	Rất cao	Thiết kế phần cứng
3	Dù CubetSat có màu: đỏ, hồng, cam	Trung bình	Thiết kế dù
4	Khung vệ tinh chắc chắn, có bản lề để mở	Cao	Thiết kế phần cứng
5	Vệ tinh hoạt động được sau khi thả	Cao	Thiết kế phần mềm
6	Khung vệ tinh sẽ không cản trở các hoạt động của vệ tinh	Cao	Thiết kế phần cứng
7	Cơ cấu dù nằm ngoài và gắn với vệ tinh	Rất cao	Thiết kế dù
8	Tốc độ rơi của vệ tinh 5m/s	Cao	Thiết kế dù
9	Phần cứng bên trong chịu được va đập	Rất cao	Thiết kế phần cứng
10	Các phần cứng đều được gắn cứng	Cao	Cảm biến
11	Giá thành của vệ tinh dưới 2 triệu Việt nam đồng ( không bao gồm vật tư mặt đất )	Rất cao	Thiết kế phần cứng và cảm biến
12	Có đầy đủ cảm biến theo yêu cầu đề bài	Cao	Cảm biến
13	Có thể đo được điện áp, thời gian của pin	Trung bình	Cảm biến
14	Vệ tinh truyền được dữ liệu 2s/giây	Cao	Cảm biến
15	Nguồn vệ tinh bật tắt dễ dàng, không cần tháo khung vệ tinh	Trung bình	Thiết kế phần cứng
16	Sử dụng loại pin được cho phép Ni-Cad, Ni-MH hoặc Lithium	Trung bình	Thiết kế phần cứng
17	Vệ tinh hoạt động trong kiểm thử	Rất cao	
18	Vệ tinh hoạt động được trên 5 phút	Cao	
19	Vệ tinh gửi được data về ở định dạng nhất định	Trung bình	
20	Trạm mặt đất có tính cơ động	Trung bình	

#### 1.4. 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.

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.

## CHƯƠNG 2. THIẾT KẾ CẤU TRÚC CHO VỆ TINH

### 2.1. Lựa chọn vật liệu

Kết cấu của vệ tinh sử dụng một vài vật liệu khác nhau. Việc chọn lựa vật liệu là rất quan trọng phụ thuộc và đặc trưng của vật liệu, giá thành và độ phức tạp khi gia công chế tạo. Ở góc độ môn học cần chọn vật liệu với giá thành rẻ để phù hợp với kinh tế của từng thành viên, chất liệu cũng phải có đủ độ cứng để bảo vệ tốt các linh kiện bên trong. Sau khi bàn bạc, nhóm chúng tôi quyết định lựa chọn vật liệu là: Tấm nhựa Formex và Nhôm định hình. Cả hai đều có giá thành rẻ và dễ mua được ở ngoài thị trường, phù hợp với thiết kế môn học.



a. Tấm formex



b, Nhôm định hình

*Hình 3. Vật liệu được lựa chọn*

*a, Tấm Formex*

*b, Nhôm định hình*

#### 2.1.1. Tấm Formex

Tấm Formex là một loại vật liệu composite được sản xuất từ các hợp chất nhựa và sợi thủy tinh. Đặc tính của Formex bao gồm độ cứng, độ bền cao, khả năng chịu được va đập và chống lại các yếu tố môi trường như nước, hóa chất và ánh sáng UV. Tấm Formex thường được sử dụng trong các ứng dụng cần tính chịu lực và bền vững, như trong ngành điện tử để cách điện. Đặc điểm chính của Formex là khả năng cách điện tốt, vì vậy nó



thường được ứng dụng trong việc bảo vệ các linh kiện điện tử khỏi sự hỏng hóc do điện áp và sự tiếp xúc với môi trường.

Những ưu điểm của tấm formex mà nhóm chúng tôi lựa chọn:

- Độ cách điện tốt: Tấm Formex được sử dụng rộng rãi trong ngành điện tử vì khả năng cách điện cao, giúp bảo vệ các linh kiện và mạch điện khỏi nguy cơ chập cháy và hỏng hóc do tiếp xúc với điện áp.
- Độ bền và độ cứng: Formex có độ bền cao và khả năng chịu được lực va đập tốt, giúp bảo vệ các linh kiện và sản phẩm khỏi hỏng hóc và tổn thương trong quá trình vận chuyển và sử dụng.
- Dễ gia công và làm hình: Formex có thể dễ dàng cắt, đục lỗ và làm hình theo yêu cầu, làm cho việc sản xuất và gia công các sản phẩm từ Formex trở nên thuận tiện.
- Nhẹ và linh hoạt: Formex có trọng lượng nhẹ và tính linh hoạt cao, làm cho việc sử dụng và lắp đặt dễ dàng và tiện lợi.
- Chịu được tác động của ánh sáng UV: Formex thường có khả năng chống lại tác động của ánh sáng UV, không bị phai màu hoặc biến dạng do tác động của ánh sáng mặt trời.

Bảng thông tin các chi tiết sử dụng trong khung formex:

*Bảng 2. Thông số chi tiết sử dụng trong tấm Formex*

STT	Tên	Hình ảnh	Số lượng
1	Tấm formex 5mm		2 tấm 40x40
2	Keo nền		5 thanh



*Hình 4. Khung vệ tinh sử dụng vật liệu formex, trọng lượng 100g*

### 2.1.2. Nhôm định hình

Nhôm thanh định hình là sản phẩm tạo nên sau quá trình đùn ép qua khuôn để tạo ra những thanh nhôm đều tắp. Tiếp đến, nhôm thanh sẽ được trải qua quá trình xử lý kim loại. Nhờ quá trình này, các đặc tính vật lý của nhôm đặc phát huy tối đa. Cũng vì các thanh nhôm đều được đúc bằng một khuôn, vậy nên tỉ lệ giữa các thanh nhôm là vô cùng hoàn hảo. Vì vậy, trong sản xuất và chế tạo sản phẩm, từng thanh nhôm đồng đều giúp thành phẩm tạo nên được đồng đều về chất lượng cũng như sự ổn định của sản phẩm.

Những ưu điểm của nhôm định hình:

- Độ bền cao: Nhôm định hình thường có độ bền cao, giúp sản phẩm chịu được tác động và áp lực lớn mà không bị biến dạng hay hỏng hóc.
- Tính thẩm mỹ cao: Nhôm có vẻ ngoài hiện đại và sang trọng, làm cho các sản phẩm từ nhôm định hình thường có tính thẩm mỹ cao và phù hợp với nhiều mục đích sử dụng.
- Tính linh hoạt: Nhôm dễ dàng định hình thành nhiều hình dạng và kích thước khác nhau, từ các sản phẩm phức tạp đến các sản phẩm đơn giản, nhờ vào tính chất dẻo và dễ gia công của nó.

Tuy nhiên, nhôm định hình có những nhược điểm mà làm hạn chế trong quá trình thiết kế lên vệ tinh của nhóm chúng tôi:

- Giá thành: So với một số vật liệu khác, nhôm thường có giá thành cao, đặc biệt là nhôm hợp kim. Điều này có thể làm tăng chi phí sản xuất và ứng dụng. Đi kèm với đó là các phụ kiện để lắp ráp.

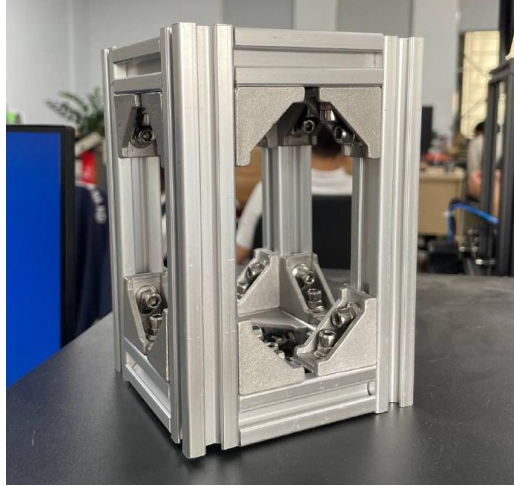
- Trọng lượng: Khi ghép các thanh nhôm định hình và phụ kiện đi kèm, qua quá trình tính toán chúng tôi thấy trọng lượng khung rất lớn so với tiêu chuẩn khung của vệ tinh 1U.

Bảng thông tin các chi tiết sử dụng trong khung nhôm định hình 6060

*Bảng 3. thông tin các chi tiết sử dụng trong khung nhôm định hình 6060*

STT	Tên	Hình ảnh	Số lượng
1	Thanh nhôm định hình 6060 size 2x2		1,3 mét
2	Ke góc chữ L		24 chiếc
3	Con trượt		48 chiếc
4	Ốc		48 chiếc
5	Đai ốc		48 chiếc





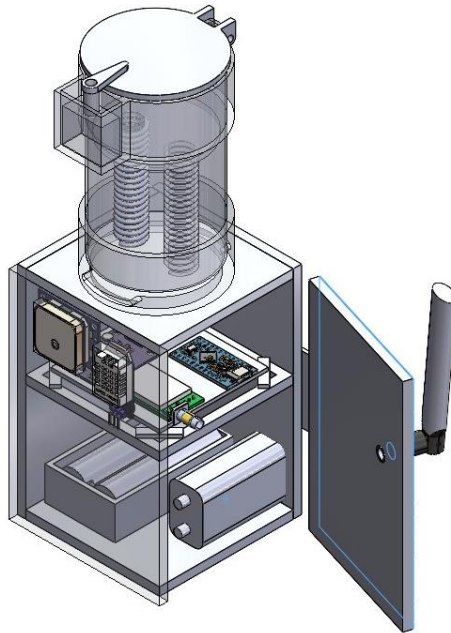
*Hình 5. Khung vệ tinh sử dụng vật liệu nhôm định hình 6060, trọng lượng 1kg*

### 2.1.3. Tổng kết

Thiết kế cho vệ tinh CubeSat 1U phải đảm bảo các tiêu chí là: Trọng lượng nhẹ, giá thành rẻ và vẫn đảm bảo độ cứng của khung để bảo vệ các linh kiện bên trong. Sau khi thảo luận, nhóm đã quyết định lựa chọn tấm formex để làm vật liệu cho khung vệ tinh.

## 2.2. Xây dựng hình họa

Sử dụng phần mềm Solidworks để có thể xây dựng hình họa cho vệ tinh cũng như vị trí đặt các cảm biến. Các bộ phận vệ tinh được lắp ráp theo bản vẽ 1 phần Phụ lục: Bản vẽ các bộ phận vệ tinh.



*Hình 6. Hình vẽ 3D của vệ tinh và cơ cấu dù*



## **CHƯƠNG 3. TÍNH TOÁN MÔ PHỎNG SỐ**

### **3.1. Giới thiệu phần mềm ANSYS và modul tính toán kết cấu (ANSYS MECHANICAL)**

#### **3.1.1. Giới thiệu phần mềm ANSYS**

ANSYS là một phần mềm mô phỏng và phân tích kỹ thuật hàng đầu được sử dụng rộng rãi trong lĩnh vực kỹ thuật và công nghệ. Được phát triển bởi công ty ANSYS, Inc., phần mềm này cung cấp một loạt các công cụ và chức năng để mô phỏng và phân tích các vấn đề liên quan đến cơ học, động lực học, nhiệt, điện, điện tử và nhiều lĩnh vực khác.

Phần mềm ANSYS cho phép các kỹ sư và nhà thiết kế tạo ra mô hình số và mô phỏng ảo của các hệ thống vật lý khác nhau. Phần mềm này tích hợp các công cụ mô phỏng rất mạnh mẽ, bao gồm phân tích hữu hạn, phân tích lưu chất, phân tích đa vật liệu, phân tích đa lĩnh vực và nhiều tính năng khác.

Phần mềm ANSYS cung cấp một giao diện người dùng trực quan và linh hoạt, cho phép người dùng xây dựng và tùy chỉnh các mô hình phức tạp. Nó cũng Trang 19 cung cấp các công cụ mạnh mẽ để giải quyết các vấn đề phức tạp như tải trọng cơ học, phản ứng động, tản nhiệt, chảy chất lưu, và nhiều ứng dụng khác.

Phần mềm ANSYS được sử dụng trong nhiều ngành công nghiệp, bao gồm hàng không vũ trụ, ô tô, điện tử, năng lượng, công nghiệp sản xuất, y tế và nhiều lĩnh vực khác. Phần mềm này cho phép người dùng tiết kiệm thời gian và chi phí bằng cách thực hiện mô phỏng ảo trước khi xây dựng các mô hình thực tế và thử nghiệm vật lý.

Với khả năng mô phỏng và phân tích chính xác, phần mềm ANSYS đã trở thành một công cụ quan trọng trong quá trình thiết kế, phát triển và tối ưu hóa các sản phẩm kỹ thuật và hệ thống phức tạp. Ansys có các modul cơ bản như sau:

- Modul thiết kế 3D: Ansys Discovery, Ansys SpaceClaim, tối ưu hóa cấu trúc Ansys Topology Optimization, ...
- Modul mô phỏng chất lỏng, khí: Ansys Fluent, Ansys CFX, Ansys Polyflow,
- Modul mô phỏng kết cấu: Ansys LS-DYNA, Ansys Mechanical, Ansys Modal, ...
- Modul mô phỏng điện, điện tử: Ansys HFSS, Ansys Icepak, Ansys Maxwell,
- Modul mô phỏng vật liệu, Ansys EduPack, Ansys Selector, ...

#### **3.1.2. Giới thiệu về modul tính toán kết cấu cơ khí Ansys Mechanical:**

ANSYS Mechanical cho phép người dùng giải các bài toán kết cấu phức tạp và đưa ra quyết định thiết kế tốt hơn, nhanh hơn. Với bộ giải phân tích phần tử hữu hạn (FEA) có sẵn trong gói phần mềm, người dùng có thể tùy chỉnh và tự động hóa cho các bài toán kết cấu và tham số hóa cho phân tích nhiều kịch bản khác nhau. ANSYS Mechanical là một công cụ động có đầy đủ các công cụ phân tích:

- Liên kết phần mềm CAD
- Mô hình hóa các vật liệu nâng cao

- Công nghệ tương tác đa trường
- Phân tích tường minh (Explicit)
- Âm học
- Bộ giải song song mạnh mẽ
- Tiếp xúc tuyến tính và phi tuyến
- Mô hình hóa vết nứt và phá hủy
- Tối ưu hóa kết cấu
- Phân tích tuổi thọ mỏi

Trong các công cụ phân tích của Ansys Mechanical: phân tích kết cấu tĩnh (Static Structural) là một công cụ mạnh để mô phỏng cấu trúc tĩnh của vật thể. Mô phỏng kết cấu tĩnh xác định ảnh hưởng của tải trọng ổn định (hoặc tĩnh) lên kết cấu. Ứng suất, biến dạng và biến dạng của kết cấu có thể được nghiên cứu dưới nhiều điều kiện tải trọng. Điều này giúp xác định các khu vực yếu với cường độ và độ bền thấp ở giai đoạn thiết kế và tránh những hỏng hóc tốn kém.

### 3.1.3. Giới thiệu phân tích Phương thức (Modal Analysis)

Phân tích phương thức là một kỹ thuật được sử dụng để xác định các đặc tính rung động của kết cấu:

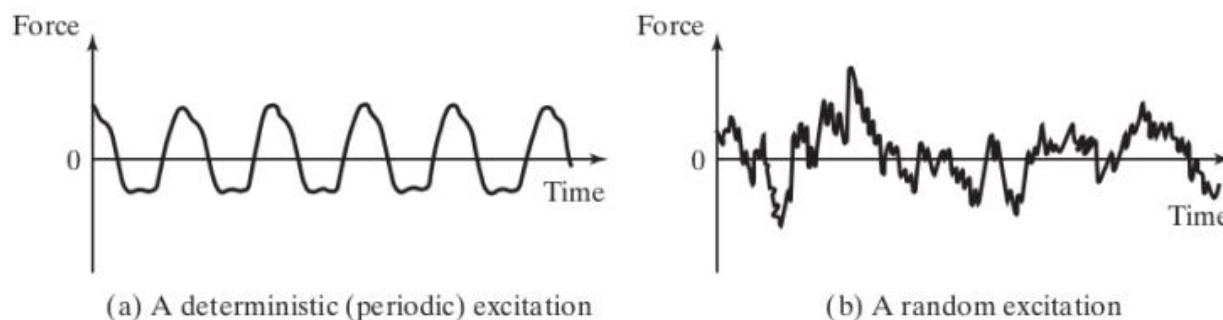
- Tần số tự nhiên (natural frequencies): cho biết kết cấu ở tần số nào sẽ có xu hướng dao động tự nhiên.
- Hình dạng chế độ (mode shapes): cấu trúc sẽ có xu hướng dao động ở hình dạng nào ở mỗi tần số.
- Hệ số tham gia chế độ (mode participation factors): lượng khối lượng tham gia theo một hướng nhất định cho mỗi chế độ.

Việc phân tích tần số tự nhiên của kết cấu, kết hợp với phân tích tần số của ngoại lực có thể giúp lựa chọn thiết kế và vật liệu phù hợp để tránh sự cộng hưởng, xảy ra khi tần số rung động của tải trùng với một trong các tần số tự nhiên này có thể xảy ra sự hư hỏng nghiêm trọng cho vệ tinh trong quá trình phóng và vận hành.

Việc phân tích phương thức (modal analysis) sẽ giúp đưa ra ý tưởng về cách thiết kế sẽ đáp ứng với các loại tải trọng động khác nhau và ảnh hưởng của cấu trúc đến độ rung của vệ tinh giúp tính toán các giải pháp kiểm soát (bước thời gian,...v.v) cho các phân tích động khác, vì các đặc tính rung của kết cấu xác định cách nó phản ứng với bất kỳ loại tải trọng động nào.

### 3.1.4. Giới thiệu về phân tích dao động ngẫu nhiên (Random vibration analysis)

Phân tích dao động ngẫu nhiên là một phương pháp quang phổ có mục đích là xác định một số đặc tính thống kê của phản hồi kết cấu, thông thường là độ lệch chuẩn ( $1\sigma$ ) của chuyển vị, lực hoặc ứng suất. Việc tính toán hoạt động của kết cấu trong điều kiện dao động tuần hoàn khá đơn giản vì hư hỏng được tính bằng cách nhân biên độ ứng suất của từng chu kỳ phân tích hài hòa (harmonic analysis) với số chu kỳ mà các bộ phận đã trải qua. Tuy nhiên, điều này không phải lúc nào cũng đúng trong thực tế.



Hình 7. Kích thích được xác định và kích thích ngẫu nhiên

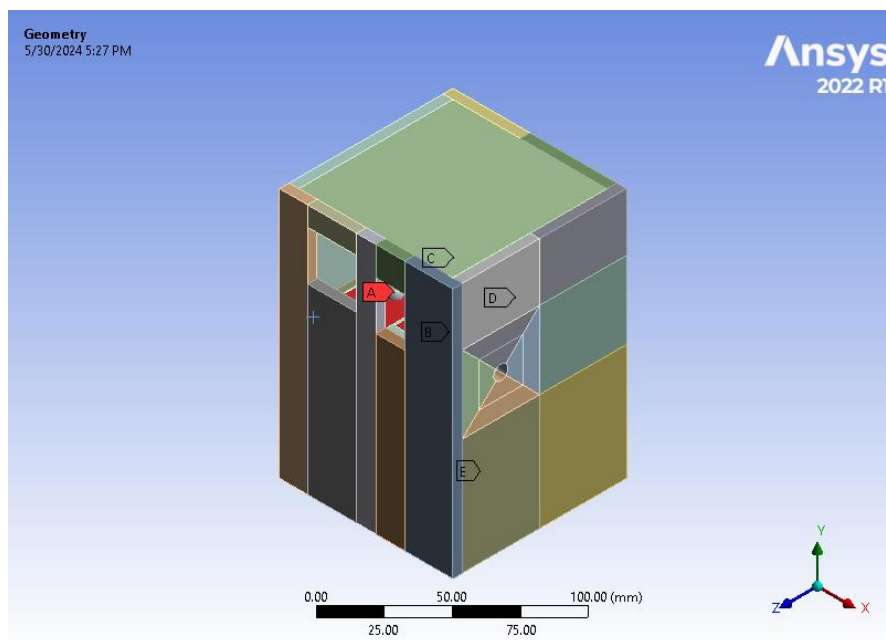
Trong suốt quá trình hoạt động và đặc biệt là trong giai đoạn phóng, vệ tinh phải chịu nhiều dao động ngẫu nhiên khác nhau bắt nguồn từ phương tiện phóng. Khi đó, thiết kế cấu trúc của vệ tinh cần phải tính đến tác động môi trường này và chỉ khi cấu trúc đủ khả năng chống lại tác động của nó thì vệ tinh mới không gặp sự cố khi hoạt động. Biên độ dao động tức thời không có khả năng dự đoán cao vì biên độ tại bất kỳ thời điểm nào không liên quan đến biên độ đó tại bất kỳ thời điểm nào khác.

Một đặc tính quan trọng của dao động ngẫu nhiên giúp ta có khả năng dễ dàng mô tả đặc điểm kích thích ngẫu nhiên là ở một tần số nhất định, biên độ kích thích không ngừng thay đổi, nhưng đối với nhiều quá trình, giá trị trung bình của nó có xu hướng giữ tương đối không đổi. Dựa trên điều này, kích thích ngẫu nhiên có thể được mô tả thông kê theo biểu đồ Mật độ phổ công suất (PSD) biểu thị biên độ so với tần số. PSD là thước đo thống kê về phản ứng của kết cấu với các điều kiện tải trọng động ngẫu nhiên. Đây là biểu đồ của giá trị PSD theo tần số, trong đó PSD có thể là PSD chuyển vị, PSD vận tốc, PSD gia tốc hoặc PSD lực. Về mặt toán học, diện tích dưới đường cong PSD so với tần số bằng phương sai (bình phương độ lệch chuẩn của phản hồi) của biến. Mật độ phổ công suất này sẽ là đầu vào của phân tích rung động ngẫu nhiên.

## 3.2. Cài đặt bài toán

### 3.2.1. Mô phỏng bài toán

Thiết kế mô hình được vẽ và hoàn thành bằng phần mềm Solidworks. Vệ tinh được xây dựng dưới dạng hình lập phương kích thước 7x8x13cm và được đục khoét các lỗ ở các mặt cụ thể nhằm thuận tiện cho việc đặt vị trí của các cảm biến.



Hình 8. Mô hình vệ tinh (Geometry)

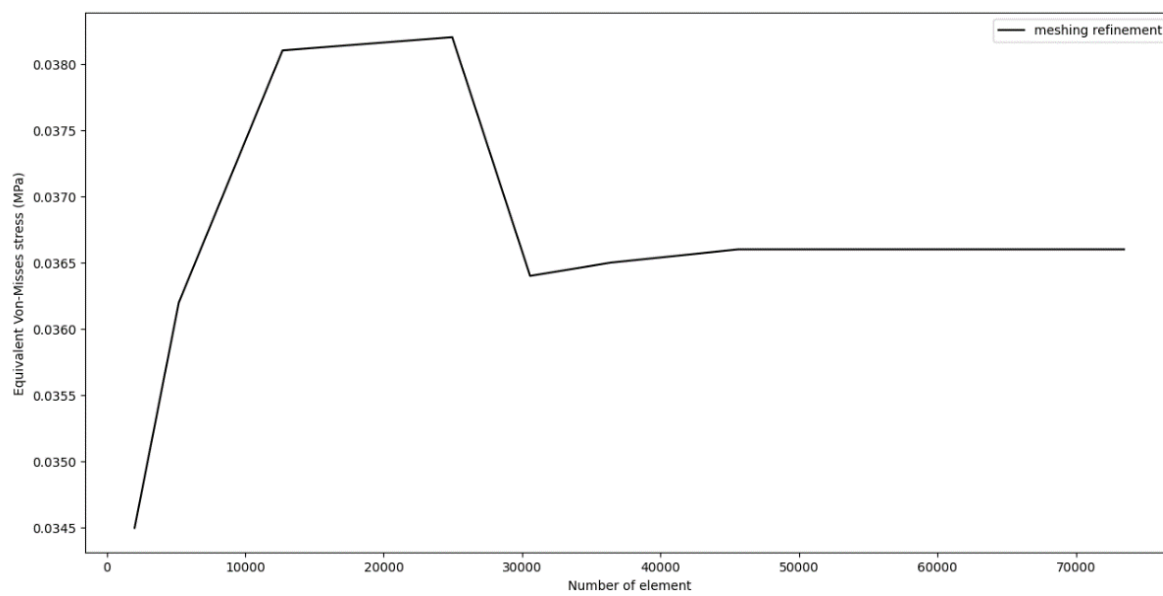
Kết cấu vệ tinh sử dụng vật liệu formex một vật liệu phổ biến với giá thành rẻ và dễ tiếp cận trên thị trường đảm bảo các tiêu chuẩn về khối lượng, độ cứng, độ bền của vệ tinh Cubesat.

Bảng 4. Thông số đặc trưng của formex

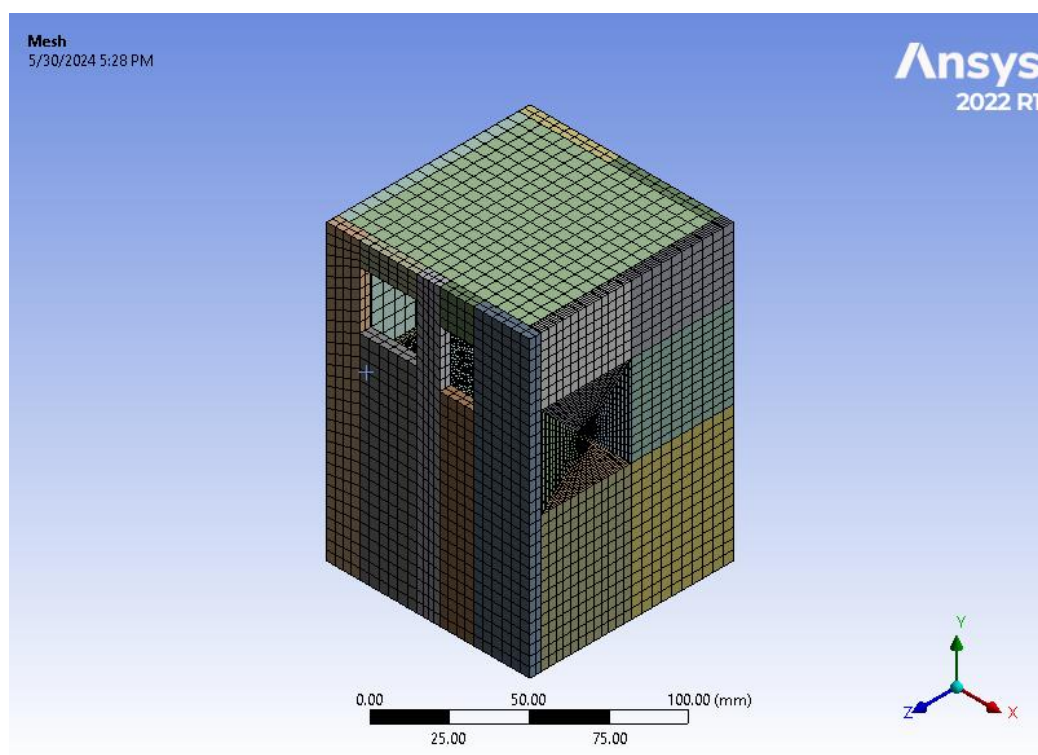
Thông số vật liệu	Giá trị
Khối lượng riêng (density)	39.8 kg/m <sup>3</sup>
Mô đun đàn hồi (Young Modulus)	2.583e7 Pa
Hệ số Poisson	0.2998
Mô đun cắt (Bulk Modulus)	2.1503e7 Pa
Mô đun trượt (Shear Modulus)	9.9361e6 Pa
Độ bền dẻo (Tensile Yield Strength)	250 MPa
Độ bền kéo lớn nhất (Tensile Ultimate Strength)	460 MPa

### 3.2.2. Cài đặt lưới

Khảo sát hội tụ lưới: Trong tính toán số, số lượng phần tử cần chia lưới cho mô hình ảnh hưởng rất lớn tới kết quả và thời gian tính toán. Kích thước phần tử càng nhỏ đồng nghĩa kết quả sẽ có độ chính xác càng cao. Tuy nhiên, thời gian tính toán cũng sẽ tăng lên. Hình bên dưới biểu diễn mối quan hệ giữa ứng suất tương đương và số phần tử. Có thể thấy ứng suất có sự biến đổi liên tục khi số phần tử tăng từ 0 đến 45000 phần tử và bắt đầu có sự ổn định khi số lượng phần tử đạt trên 45000 phần tử cho nên số phần tử được sử dụng trong việc tính toán sẽ là 45621 phần tử đảm bảo được độ chính xác và độ tin cậy của kết quả bài toán.



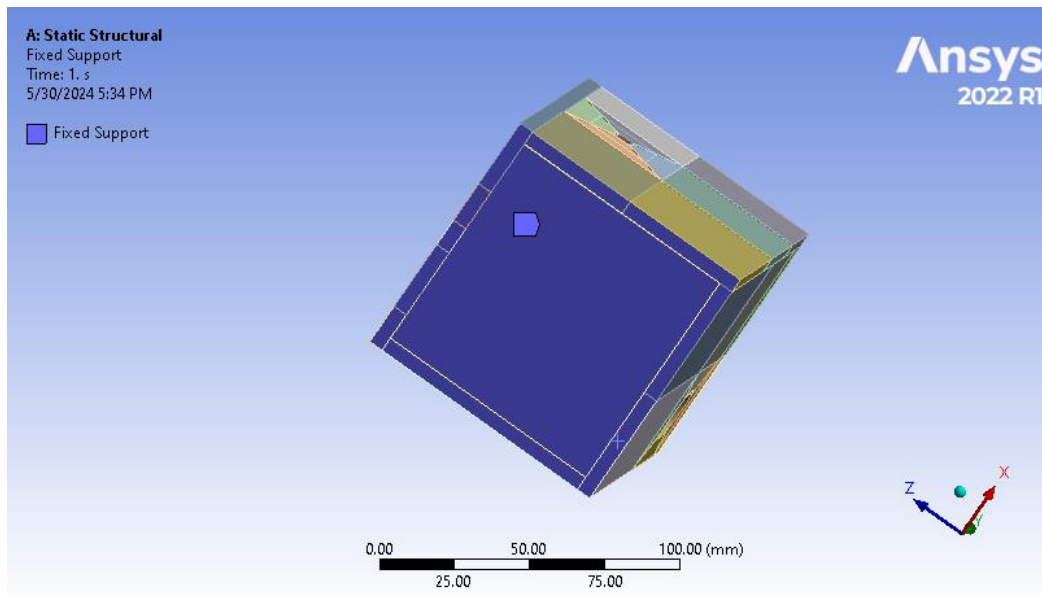
Hình 9. Đồ thị mối quan hệ giữa số lượng phần tử và ứng suất



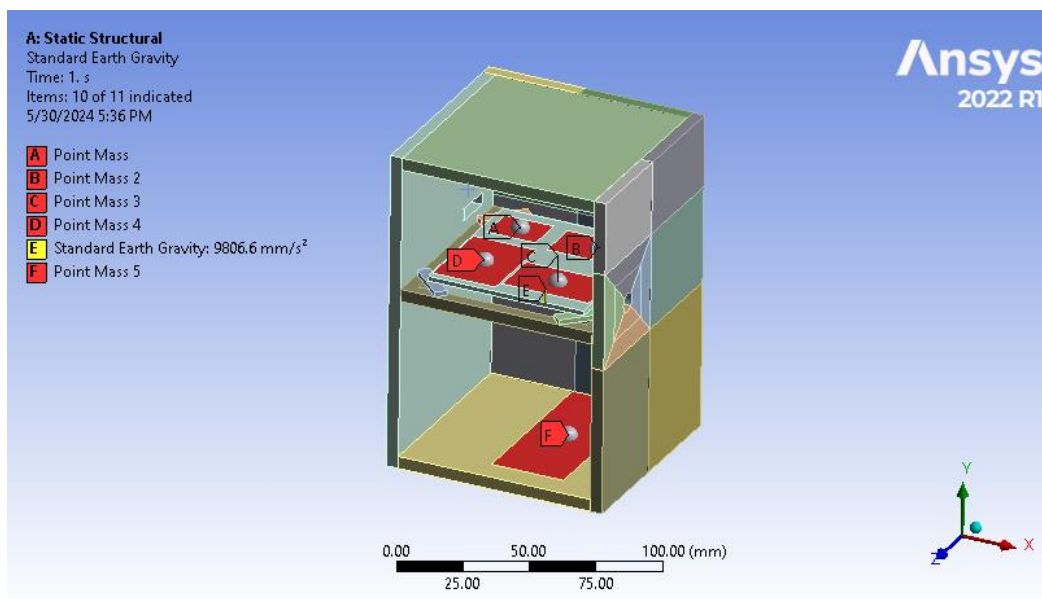
Hình 10. Lưới mô hình

### 3.2.3. Cài đặt điều kiện biên

Các ràng buộc được áp dụng trên mô hình dựa trên các điều kiện của Cubesat bên trong ống phóng. Các điều kiện biên được đặt như sau:



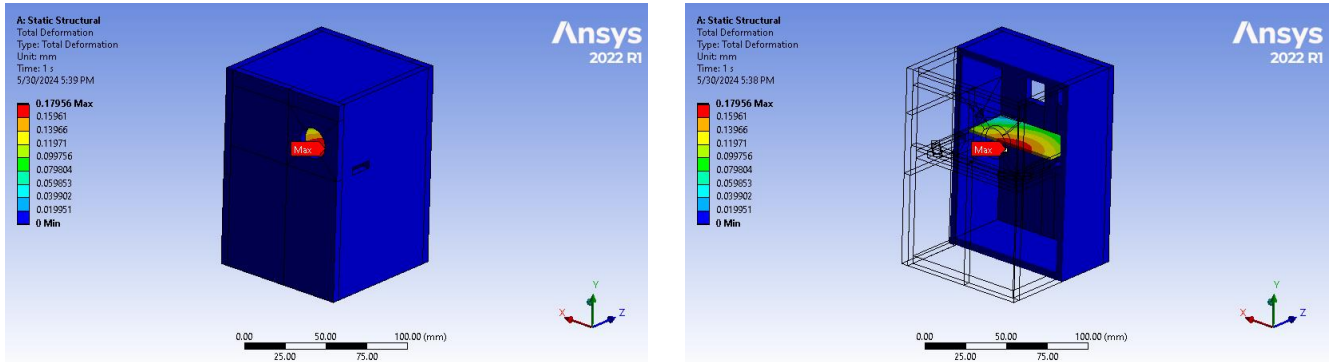
Hình 11. Ràng buộc được đặt tại đáy của CubeSat dưới dạng ngàm theo 3 phương x,y,z



Hình 12. Các linh kiện điện tử bên trong vệ tinh được đơn giản hóa

### 3.3. Phân tích tĩnh

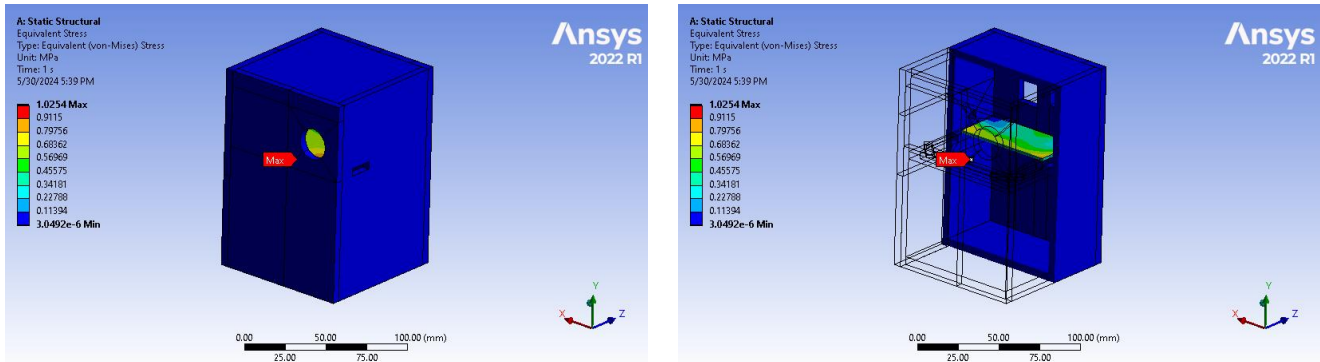
#### 3.3.1. Chuyển vị



Hình 13. Kết quả chuyển vị

Kết quả chuyển vị cho thấy vệ tinh khi ở trạng thái tĩnh chỉ chịu tải trọng từ các linh kiện điện tử thì giá trị chuyển vị ở mức 0.18 mm tập trung chủ yếu ở tấm giá đỡ bên trong vệ tinh, giá trị này được cho là chấp nhận được về mặt giao thoa độ lệch tĩnh giữa các thành phần của vệ tinh.

#### 3.3.2. Ứng suất



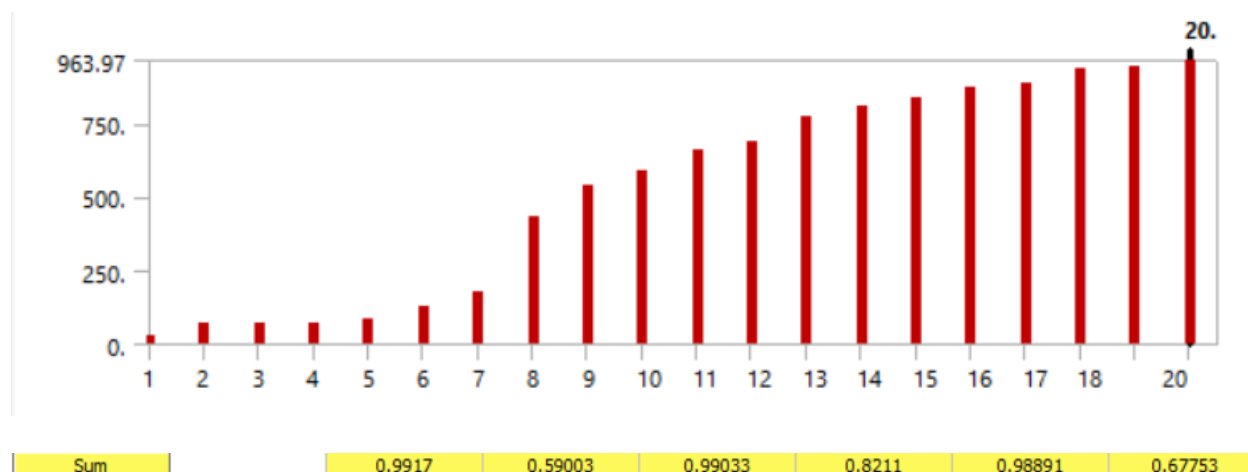
Hình 14. Kết quả ứng suất

Giá trị ứng suất cho thấy vệ tinh chịu ứng suất tập trung lớn nhất tại tấm giá bên trong vệ tinh cụ thể là 1.0254 MPa so với giới hạn chảy dẻo của vật liệu là 250 MPa thì giá trị này là rất nhỏ thể hiện vệ tinh sẽ chịu được tải trọng của các linh kiện điện tử mà không bị phá hủy kết cấu.

### 3.4. Phân tích phương thức

Độ cứng của vệ tinh được thiết kế để đảm bảo tần số dọc trục và tần số ngang đáp ứng các giá trị quy định tối thiểu do các bộ phóng dự kiến đặt ra. Theo thông số kỹ thuật cấu trúc CubeSat được đề xuất cần có tần số dao động riêng tối thiểu là 20Hz theo phương dọc trục và 10Hz theo phương ngang. Khi thiết kế vệ tinh cần tránh các tần số này để tránh trường hợp cộng hưởng xảy ra gây ra sự hư hỏng nặng cho vệ tinh.

Trong bài toán này, 20 tần số tự nhiên được trích xuất và hình dạng của 6 chế độ đầu tiên được tính toán. Sự thay đổi của số lượng chế độ so với tần số được thể hiện bằng hình minh họa bên dưới.



Hình 15. Tần số dao động tự nhiên của 20 mode

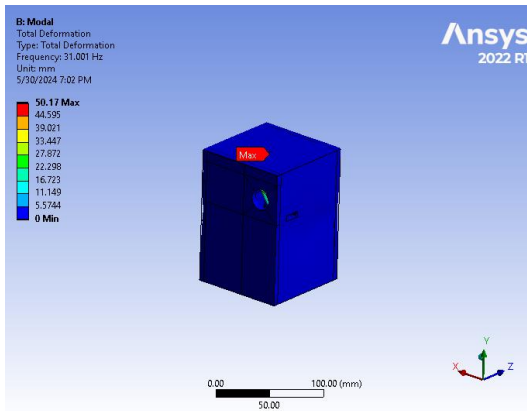
Với 20 chế độ được trích xuất tỉ lệ khối lượng hiệu dụng trên tổng khối lượng của vệ tinh đạt 99% theo phương X và Z chứng tỏ các chế độ cần thiết đã được trích xuất đủ và đảm bảo độ tin cậy cho kết quả bài toán.

Bảng 5. Tần số tự nhiên tại từng chế độ

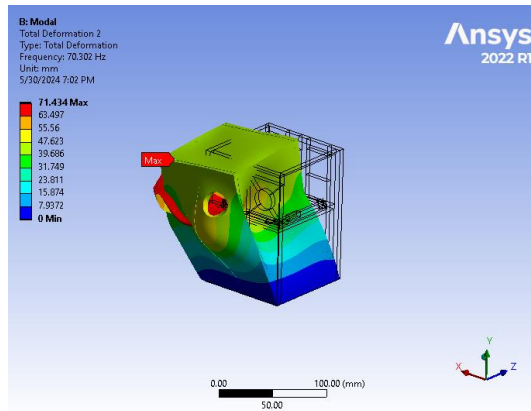
Mode	Frequency	Mode	Frequency
1	31.001	11	661.76
2	70.302	12	685.74
3	70.924	13	770.42
4	72.391	14	805.69
5	83.774	15	833.96
6	126.61	16	870.27
7	177.77	17	886.69
8	431.72	18	933.38
9	538.25	19	939.2
10	588.19	20	963.97

Bảng 5 cho thấy các giá trị tần số tự nhiên của vệ tinh tại từng chế độ khác nhau. Các giá trị tần số trải dài từ 31Hz đến 964Hz, ở đây tại chế độ đầu tiên tần số dao động riêng của vệ tinh là nhỏ nhất cụ thể là 31Hz điều đó cho thấy vệ tinh sẽ không bị cộng hưởng trong quá trình phóng phù hợp với yêu cầu đưa ra về giá trị tần số dao động riêng của bộ phóng.

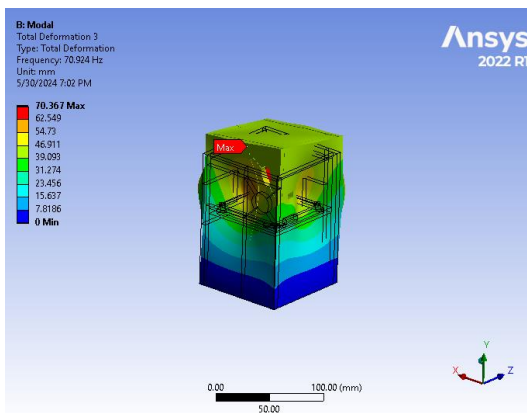




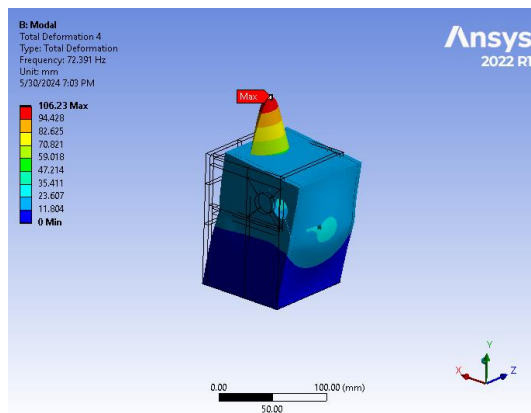
Mode 1: 31.001Hz



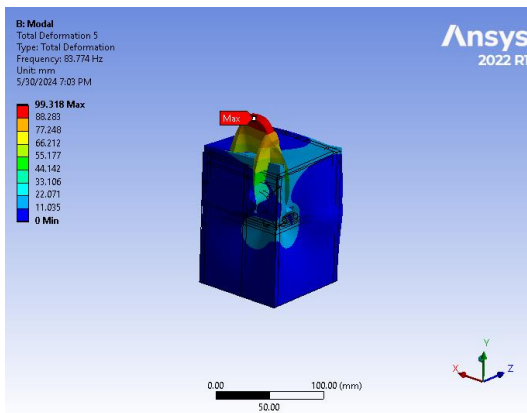
Mode 2: 70.302Hz



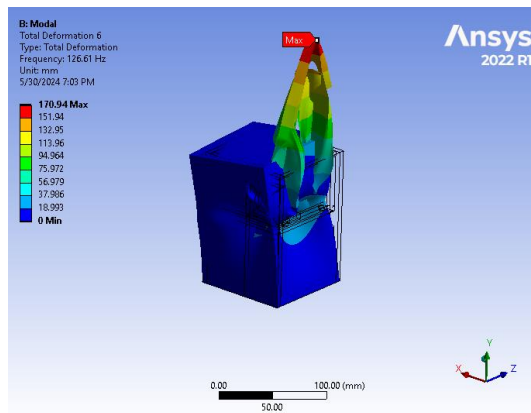
Mode 3: 70.924Hz



Mode 4: 72.391Hz



Mode 5: 83.774Hz



Mode 6: 126.61Hz

Hình 16. Giá trị chuyển vị

Với 6 chế độ hình dạng đầu tiên được trích xuất mỗi tần số được liên kết với một chế độ hình dạng, đó là hình dạng mà cấu trúc có xu hướng sẽ đảm nhận khi dao động ở tần số đó. Do trong phân tích phương thức không có sự kích thích nào được áp dụng cho vệ tinh nên các hình dạng chế độ là các giá trị tương đối gắn liền với dao động tự do. Điều đó có nghĩa là các chế độ biến dạng được hiển thị không phải là giá trị tuyệt đối nhưng cho biết

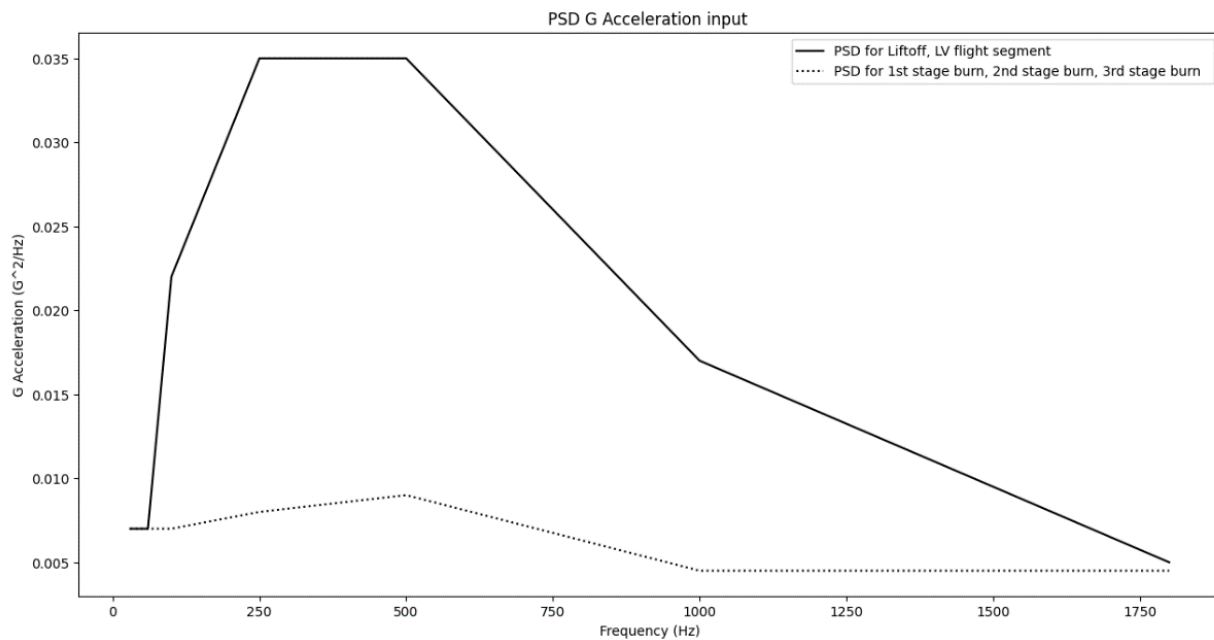
về ý tưởng về cách một vùng biến dạng nhiều hoặc ít hơn vùng khác và mức độ của sự chênh lệch này là bao nhiêu. Bằng cách xem xét tần số và hình dạng chế độ, có thể hiểu rõ hơn về đáp ứng dao động có thể có của kết cấu dưới các kích thích khác nhau. Với 6 chế độ trên cho thấy tại chế độ 1,4,5 và 6 vệ tinh có sự biến dạng nhiều nhất theo phương Y, chế độ 3 có sự biến dạng nhiều nhất theo phương Z, chế độ 2 có sự biến dạng nhiều nhất theo phương X.

### 3.5. Phân tích tần số dao động ngẫu nhiên

Trong phân tích này trình bày đáp ứng dao động ngẫu nhiên được thực hiện bằng cách sử dụng phân tích trong miền tần số, giả định rằng kết cấu sẽ chịu tải rung động ngẫu nhiên của hai thiết bị phóng dự kiến. Mục đích chính của việc thực hiện phân tích này để xác định các đỉnh ứng suất, chuyển vị của từng giai đoạn tải trọng, tương ứng với các tần số cộng hưởng sẽ được sử dụng sau này trong việc đánh giá độ mỏi tích lũy và tuổi thọ của cấu trúc. Bảng 5 thể hiện mật độ phổ của dao động trong quá trình phóng vệ tinh như sau.

*Bảng 6. Mật độ phổ gia tốc G trong quá trình phóng vệ tinh*

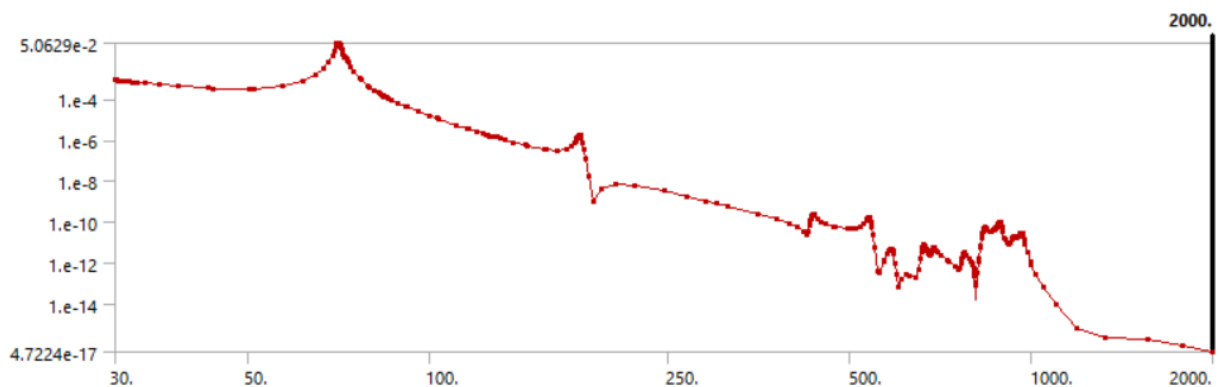
Frequency sub-band, Hz	Load source	
	Liftoff, Lv flight segment where $M=1$ , $q_{max}$	1 <sup>st</sup> stage burn (except for LV flight segment where $M=1$ , $q_{max}$ ), 2 <sup>st</sup> stage burn, 3 <sup>rd</sup> stage burn
	Spectral Density, $g^2/Hz$	
20-40	0.007	0.007
40-80	0.007	0.007
80-160	0.007 - 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, $\delta$ , g	6.5	3.6
Duration, sec.	35	831



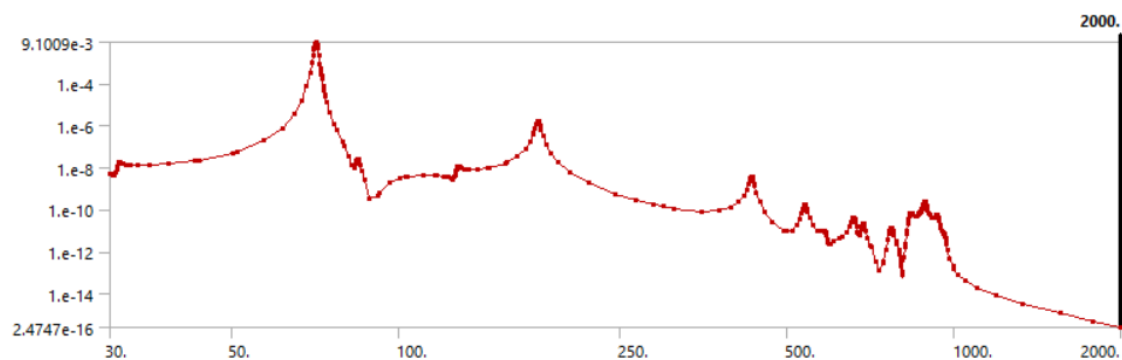
Hình 17. Đường cong PSD đầu vào

RPSD được tính toán cho mọi nút theo mọi hướng tự do ở mỗi tần số, RPSD có thể được vẽ cho mỗi nút theo một hướng so với tần số cụ thể. Giá trị RMS (giá trị sigma) cho toàn bộ dải tần được tính cho mọi nút theo mọi hướng tự do, giá trị sigma có thể được vẽ dưới dạng đường viền cho toàn bộ mô hình theo một hướng cụ thể.

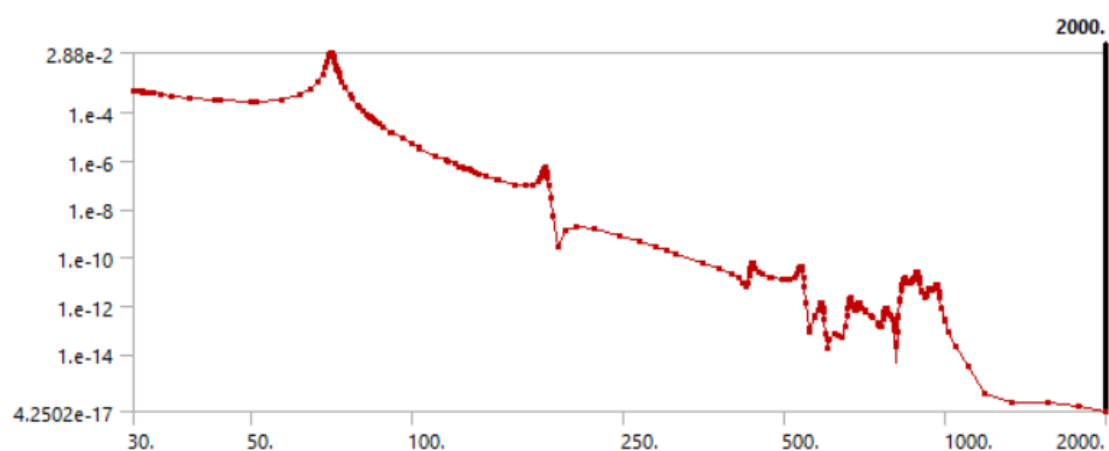
Kết quả đáp ứng tần số kích thích dao động ngẫu nhiên nằm trong khoảng từ 30Hz đến 2000Hz



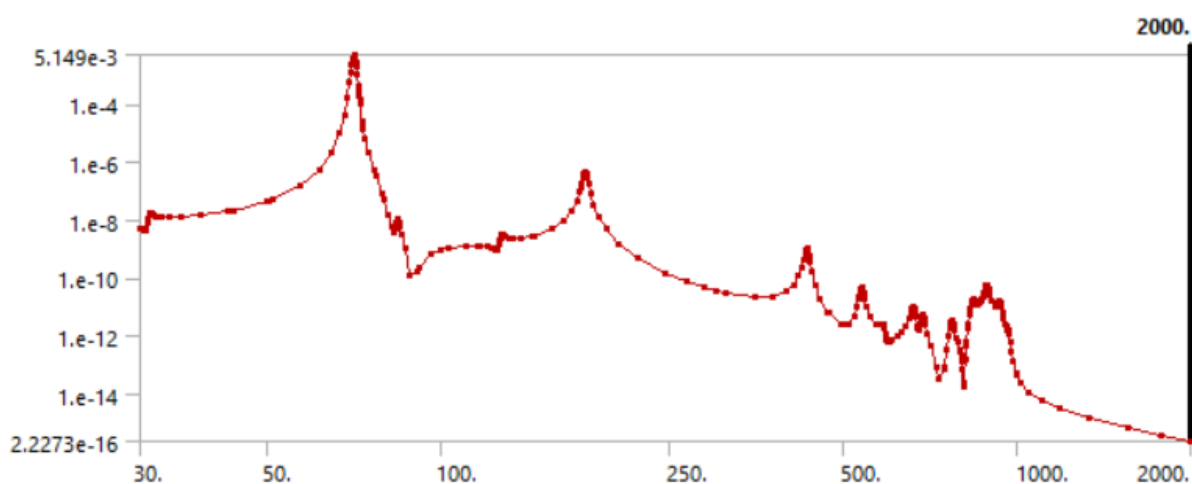
Hình 18. Đáp ứng tần số chuyển vị theo phương X



Hình 19. Đáp ứng tần số chuyển vị theo phương Z

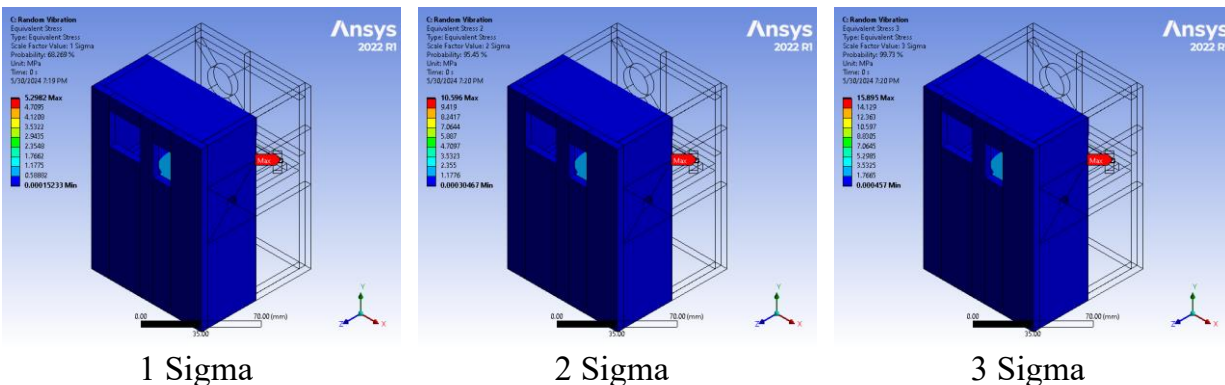


Hình 20. Đáp ứng tần số ứng suất pháp theo phương X



Hình 21. Đáp ứng tần số ứng suất pháp theo phương Z

Các hình vẽ thể hiện phản hồi mật độ phổ công suất (PSD) của chuyển vị, ứng suất của kết cấu. Có thể thấy rằng đồ thị đáp ứng tần số có các đỉnh ở các tần số khác nhau. Các tần số cực đại này trùng với tần số tự nhiên của vệ tinh gây ra sự cộng hưởng trên dải tần số được nghiên cứu.



Hình 22. Ứng suất tương đương tại các giá trị sigma khác nhau

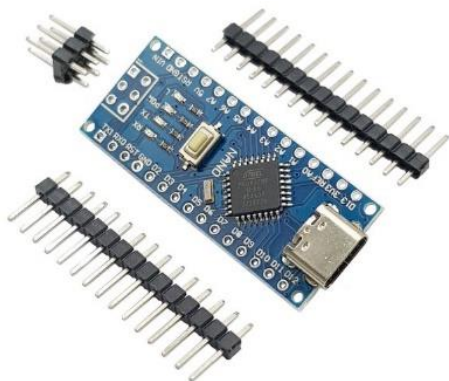
Trong phân tích dao động ngẫu nhiên ứng suất 1 sigma được quan tâm nhiều nhất cho thấy ứng suất lớn nhất là 5.2982 MPa nằm ở góc khe hở ở mặt trước vệ tinh với xác suất là 68,269% tiếp theo đó là 10.596 MPa tại giá trị 2 sigma với xác suất là 95,45% và 15.895 MPa tại giá trị 3 sigma với xác suất là 99,73%.

## CHƯƠNG 4. Thiết kế cảm biến cho vệ tinh

### 4.1. Các cảm biến dùng trên vệ tinh

#### 4.1.1. Vi xử lý Arduino Nano ATMEGA328 đầu Type C

Arduino Nano USB Type-C ATmega328P là một phiên bản nhỏ gọn của bo mạch phát triển Arduino. Nó kết hợp vi xử lý ATmega328P, giao tiếp USB Type-C và các tính năng khác để cung cấp một nền tảng phát triển linh hoạt cho các dự án điện tử.



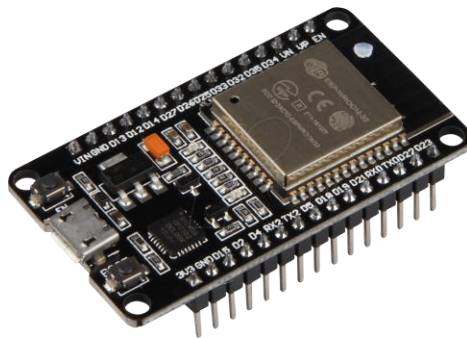
Hình 23. Arduino Nano ATMEGA328

Bảng 7. Thông số kỹ thuật của mạch Arduino Nano

Số chân Analog	8
Số chân Digital I/O	14
Chân PWM Digital	6
Tốc độ xung	16 MHz
Điện áp hoạt động	5V
Điện áp đầu vào Vin	6-20V
Bộ nhớ Flash	32 KB
Dòng sử dụng I/O pin	40 mA
SRAM	2 KB
EEPROM	1 KB
Kích thước	45 x 17.5 mm
Trọng lượng	5g
Nạp dữ liệu qua cổng	Type-C

#### 4.1.2. Vi xử lý Kit RF thu phát wifi bluetooth ESP32

Kit RF thu phát wifi bluetooth ESP32 được tích hợp anten và RF, hoạt động tiết kiệm năng lượng, ổn định, chống nhiễu tốt, đây là giải pháp chi phí thấp nhất cho 1 dự án với một mạch sử dụng wifi 2.4Ghz và bluetooth TSMC công nghệ 40nm năng lượng thấp.



Hình 24. Kit RF thu phát wifi bluetooth ESP32

Bảng 8. Thông số kỹ thuật ESP32

Loại	Wifi + Bluetooth Module
Cổng nạp	Type C    Micro (tùy chọn trong phần phân loại)
Mô hình	ESP32 38 chân
GPIO kỹ thuật số	24 chân (một số chân chỉ làm đầu vào)
Kỹ thuật số Analog	12bit SAR loại ADC
Điện áp nguồn (USB)	5V DC
Đầu vào/Đầu ra điện áp	3.3V DC

Tần số	240 MHz
Wifi	802.11 B/g/n/E/I (802.11N 2.4 GHz lên đến 150 Mbit/S)
Bluetooth	4.2 BR/EDR BLE 2 chế độ điều khiển
Kích thước	2.8x5.5x1.2 cm
Trọng lượng	11g

#### 4.1.3. Cảm biến định vị GPS GY-NEO 6MV2

GPS NEO-6M v2 là module định vị toàn cầu sử dụng hệ thống vệ tinh GPS của Mỹ. Module GPS NEO-6M cho tốc độ xác định vị trí nhanh và chính xác, có nhiều mức năng lượng hoạt động, phù hợp với các ứng dụng chạy pin. 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.



Hình 25. Cảm biến định vị GPS GY-NEO 6MV2

Bảng 9. Thông số kỹ thuật GPS GY-NEO 6MMV2

Cổng giao tiếp kết nối	UART TTL, 9600bps
Pin-out	3.3 - 5 VDC
GND	Ground
Điện áp hoạt động	3.3 - 5VDC
Kích thước	36 x 26 mm
Trọng lượng	22g

Bảng 10. Sơ đồ kết nối chân cảm GPS với Arduino

Pin Connection	
NEO 6MV2	Arduino
VCC	5V
GND	GND
RX	D7
TX	D6

#### 4.1.4. Cảm biến nhiệt độ và độ ẩm DHT22

Cảm biến độ ẩm nhiệt độ DHT22 là cảm biến thông dụng tích hợp vừa đo được nhiệt độ và độ ẩm, độ chính xác khá cao. Giao tiếp với vi điều khiển qua chuẩn giao tiếp 1 dây nên dễ dàng kết nối và lấy dữ liệu. Cảm biến được thiết kế hoạt động tốt ở mức điện áp 5V.



Hình 26. Cảm biến nhiệt độ và độ ẩm DHT22

Bảng 11. Thông số kỹ thuật DHT 22

Nguồn hoạt động	3.3 - 5 V
Mức sử dụng tối đa	2.5 mA
Số đọc độ ẩm	0 - 100%
Độ chính xác độ ẩm	2 - 5%
Số đọc nhiệt độ	-40 - 80 °C
Độ chính xác nhiệt độ	± 0,5 ° C
Tốc độ lấy mẫu	0.5 Hz
Kích thước	15.1 x 25 x 7.7 mm
Trọng lượng	18g

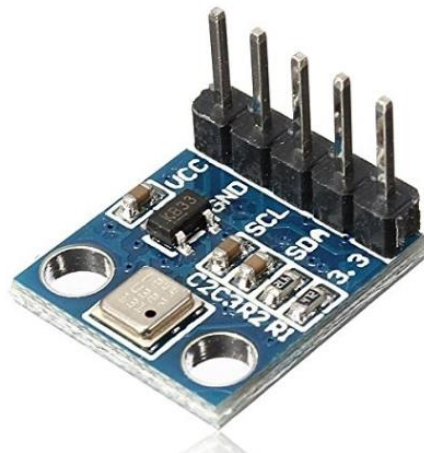


Bảng 12. Sơ đồ kết nối chân cảm DHT với Arduino

Pin Connection	
DHT22	Arduino
VCC	5V
GND	GND
DATA	D5

#### 4.1.5. Cảm biến khí áp GY 68 BMP180

Cảm biến áp suất BMP180 đo áp suất của môi trường sử dụng áp kế số. Bằng cách chuyển đổi áp suất thành độ cao tương ứng, bạn có thể dùng cho việc xác định độ cao của robot, máy bay hay một vật thể được phóng lên cao. Thiết bị chỉ hoạt động với dòng điện nhỏ khoảng 0.3uA thích hợp cho các thiết bị sử dụng Pin. Cảm biến đi kèm bộ hiệu chỉnh và sẵn sàng cho việc sử dụng. Giao tiếp chuẩn I2C đã có trở kéo lên sẵn trên board thuận tiện cho việc sử dụng. Sử dụng I2C, thiết bị cung cấp áp suất và nhiệt độ lên đến 16 bits.



Hình 27. Cảm biến áp suất GY 68 BMP180

Bảng 13. Thông số kỹ thuật GY 68 BMP180

Điện áp cung cấp	1.8 ~ 3.6 V
Công suất tiêu thụ	0.5 uA tại 1 Hz
Tốc độ I2C tối đa	3.5 MHz
Độ nhiễu	0.02 hPa
Dải đo áp suất	300hPa ~ 1100hPa
Kích thước	21 x 18 mm
Trọng lượng	1.18 g

Bảng 14. Sơ đồ kết nối chân cảm BMP180 với Arduino

Pin Connection	
BMP180	Arduino
VCC	3,3V
GND	GND
SCL	A5
SDA	A4

#### 4.1.6. Cảm biến chất lượng không khí MQ135

Cảm biến chất lượng không khí MQ135 là một cảm biến khí độc, được sử dụng để đo lường nồng độ của một số khí như CO<sub>2</sub>, NH<sub>3</sub>, NO<sub>x</sub>, VOC, khí độc có chứa Nitơ và Ozon trong không khí. Cảm biến MQ-135 sử dụng một cảm biến bán dẫn để phát hiện khí. Khi khí được phát hiện, độ dẫn điện của cảm biến sẽ thay đổi. Điện áp đầu ra của cảm biến được đọc bởi một vi mạch điều khiển và sau đó được chuyển đổi thành độ chính xác nồng độ của khí.



Hình 28. Cảm Biến Chất Lượng Không Khí MQ-135

Bảng 15. Thông số kỹ thuật MQ135

Điện áp nguồn	≤24 VDC
Điện áp của heater	5V ± 0.1 AC/DC
Điện trở tải	2kΩ - 47kΩ
Điện trở của heater	33Ω ± 5%
Công suất tiêu thụ của heater	<800 mW
Khoảng phát hiện	0 – 300 ppm NH <sub>3</sub> , 10 – 1000 ppm Benzene, 10 – 300 Alcol
Kích thước	32 x 20 mm
Trọng lượng	5g

Bảng 16. Sơ đồ kết nối chân cảm MQ135 với Arduino

Pin Connection	
MQ135	Arduino
VCC	5V
GND	GND
A0	A2

#### 4.1.7. Cảm biến thu phát tín hiệu 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 29 Cảm biến thu phát. RF UART Lora SX1278 EBYTE E32-433T20D

Bảng 17. Thông số kỹ thuật RF UART Lora SX1278 EBYTE E32-433T20D

Điện áp hoạt động	3.3 - 5.5 VDC
Điện áp giao tiếp	TTL 3.3 V
Tần số	410 - 441MHz
Công suất	20 dBm
Khoảng cách truyền tối đa	3000 m
Tốc độ truyền	0.3 - 19.2 Kbps
Bộ đệm	512bytes
Địa chỉ cấu hình	65536
Kích thước	21 x 36 mm
Trọng lượng	1.18g

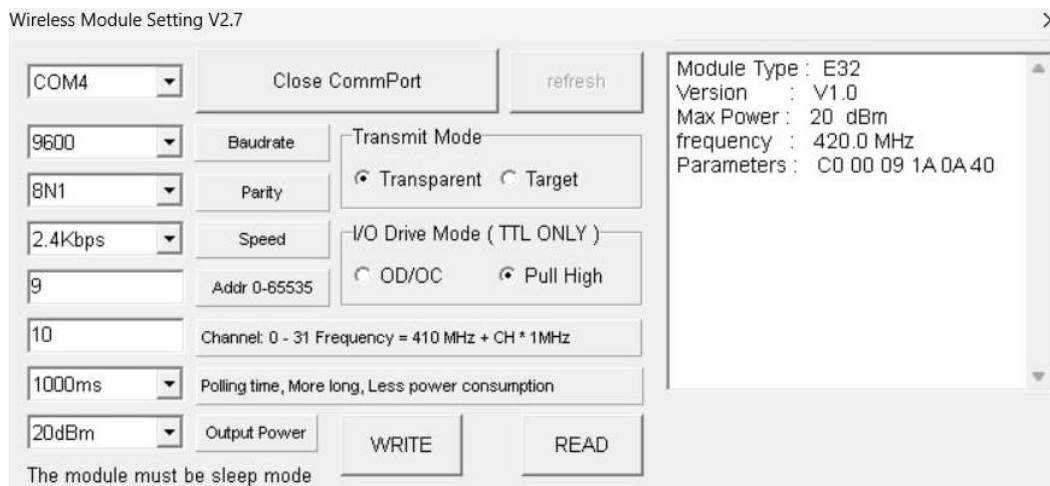
Bảng 18. Sơ đồ kết nối chân cắm Lora E32 với Arduino

Pin Connection	
Lora E32	Arduino
VCC	5V
GND	GND
MD0	GND
MD1	GND
RXD	D3
TXD	D4
AUX	

Bảng 19. Sơ đồ kết nối chân cắm Lora E32 với ESP32

Pin Connection	
Lora E32	ESP32
VCC	5V
GND	GND
MD0	GND
MD1	GND
RXD	17
TXD	16
AUX	

Để 2 Lora có thể truyền và thu tín hiệu, cần cài đặt cấu hình truyền và nhận tương thích nhau.



Hình 30. Cấu hình Lora truyền và nhận

#### 4.1.8. Cảm biến gia tốc góc MPU6050

MPU6050 có sáu bậc tự do (DOF), bao gồm ba bậc tự do cho gia tốc kế và ba bậc tự do cho con quay hồi chuyển. Điều này cho phép nó đo chính xác các thông số chuyển động trên ba trục không gian: trục X, trục Y và trục Z. Thông qua giao tiếp I2C, MPU6050 có thể truyền dữ liệu số đến vi xử lý hoặc vi điều khiển chính của hệ thống. Nó cung cấp các giá trị đo như gia tốc, góc quay, nhiệt độ và các thông số liên quan khác. MPU6050 cũng hỗ trợ các chế độ lấy mẫu và cấu hình tùy chỉnh, cho phép điều chỉnh độ nhạy và tần số lấy mẫu phù hợp với yêu cầu ứng dụng.



Hình 31. Cảm biến góc gia tốc 6 trục MPU6050

Bảng 20. Thông số kỹ thuật MPU6050

Điện áp sử dụng	3 - 5 V
Giao tiếp	I2C
Độ phân giải góc	$\pm 250 \ 500 \ 1000 \ 2000^\circ / s$
Độ phân giải gia tốc	$\pm 2 \ \pm 4 \ \pm 8 \ \pm 16g$
Kích thước	4 x 4 x 0.9 mm
Trọng lượng	2.23 g

Bảng 21. Sơ đồ kết nối chân cảm MPU6050 với Arduino

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

#### 4.1.9. Servo MG90S

Động cơ servo MG90S là phiên bản nâng cấp của động cơ RC servo 9G với các bánh răng được làm bằng kim loại cho lực kéo mạnh và độ chính xác cao hơn các loại làm bằng nhựa. Động cơ MG90S thường được sử dụng để làm các mô hình nhỏ hoặc các cơ cấu kéo không cần đến lực nặng. Phù hợp cho các ứng dụng cơ cấu chuyển hướng, cơ cấu quay góc. Trong dự án vệ tinh Cube Sat của chúng em, động cơ servo MG90S được sử dụng trong thiết kế cơ chế thả dù tự động: khi vệ tinh rơi xuống từ một độ cao nhất định, servo sẽ tự động mở nắp dù của vệ tinh.



Hình 32. Servo MG90S

Bảng 22. Thông số kỹ thuật Servo MG90S

Điện áp hoạt động	4.6 - 6 V
Momen xoắn	1.8 kg/cm
Momen xoắn cực đại	2.2 kg/cm
Tốc độ hoạt động	0.1s / 60°
Loại bánh răng	Kim loại
Góc xoay	0 - 180°
Kích thước	22.8 x 12.2 x 28.5mm
Trọng lượng	13.4 g

Bảng 23. Sơ đồ kết nối chân cắm MG90S với Arduino

Pin Connection	
MG90S	Arduino
Đỏ	5V
Nâu	GND
Cam	D8

#### 4.1.10. Pin Lithium 18650 2000 mA

Pin 18650 2000 mA, nó có ưu điểm nhỏ gọn phù hợp với khung của vệ tinh, thời gian sử dụng lâu dài phù hợp với yêu cầu tính năng của vệ tinh, có thể ghép thành điện áp cao, và quan trọng nhất là an toàn với người dùng cũng như vệ tinh.



Hình 33. Pin Lithium 18650

Bảng 24. Thông số kỹ thuật của Pin 18650

Loại Pin	Li-On
Điện áp	3.7 V
Dung lượng	2000 mAh
Điện áp sạc đầy	4.2 V
Kích thước	64.7 x 18.4mm (chiều dài x đường kính)
Trọng lượng	34g
Nhiệt độ làm việc	<80 °C
Tuổi thọ	>1000 lần sạc xả

Bảng 25. Sơ đồ chân cắm Pin Lithium với Arduino

Pin Connection	
Mạch hạ áp	Pin Lithium
Output (+)	5V
Output (-)	GND

#### 4.1.11. Pin 9V

Để đủ điện áp cho cho Arduino Nano có thể gửi được tín hiệu từ vệ tinh về trạm mặt đất, chúng tôi sử dụng thêm 1 viên pin 9V.



Hình 34. Pin 9V

Bảng 26. Thông số kỹ thuật của Pin 9V

Điện áp	9V
Kích thước	25.5x47.5x16.5 mm
Trọng lượng	40 g

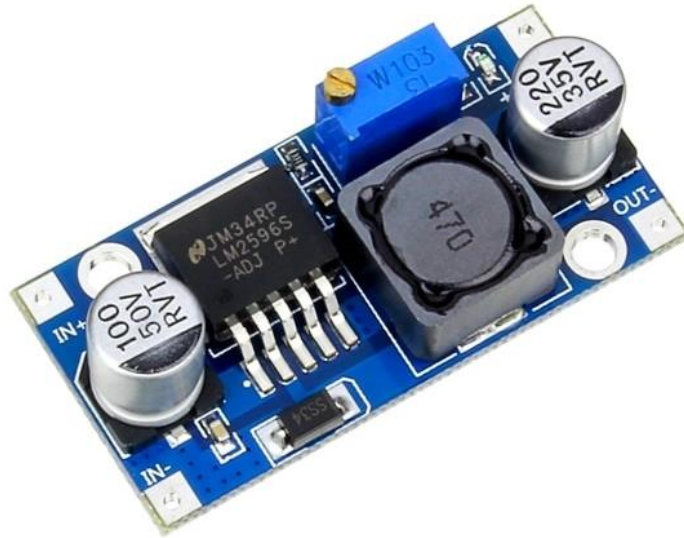
Bảng 27. Sơ đồ chân cắm Pin 9V với Arduino

Pin Connection	
Mạch hạ áp	Pin Lithium
Output (+)	VIN
Output (-)	GND



#### 4.1.12. Mạch hạ áp 5V

Để chỉnh cho điện áp về mức các linh kiện có thể sử dụng được, chúng tôi sử dụng một mạch hạ áp để điều chỉnh



Hình 35. Mạch hạ áp

Bảng 28. Thông số kỹ thuật mạch hạ áp 5V

Mạch giảm áp đầu ra	5 V
Điện áp làm việc	DC 9V – 36V
Kích thước	63 x 27 x 10mm
Trọng lượng	22g

Bảng 29. Sơ đồ chân cắm mạch hạ áp 5V với Pin Lithium

Pin Connection	
Mạch hạ áp	Pin Lithium
Input (+)	Input (+)
Input (-)	Input (-)

#### 4.1.13. Mạch đọc thẻ ghi Micro SD

Mạch Đọc Thẻ Nhớ MicroSD Giao Tiếp SPI thông qua lập trình, giao tiếp với vi điều khiển để thực hiện ghi và đọc thẻ MicroSD. Người dùng có thể sử dụng Arduino IDE đi kèm với một thẻ microSD để khởi tạo thư viện đọc-ghi trực tiếp.



Hình 36. Micro SD

Bảng 30. Thông số kỹ thuật Micro SD

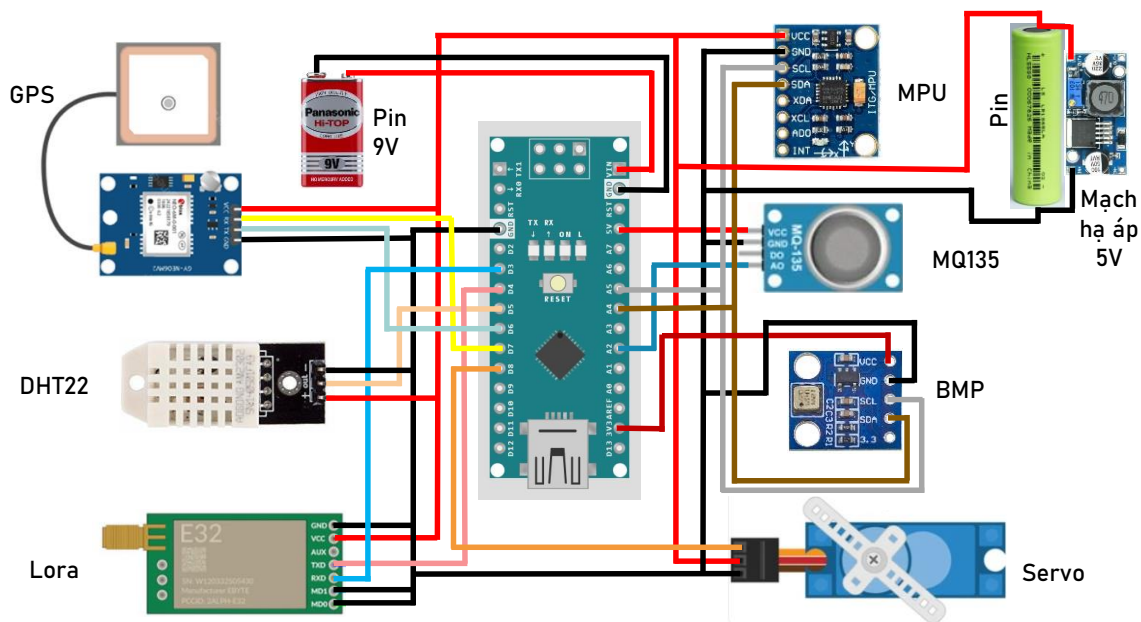
Điện áp sử dụng	5 V
Dòng	0.2mA (min), 80mA (tiêu biểu), 200mA (max)
Hỗ trợ thẻ	Micro SD card ( $\leq 2G$ ), thẻ Mirco SDHC ( $\leq 32G$ )
Kích thước	42x24x12 mm
Trọng lượng	5g

Bảng 31. Sơ đồ chân cắm Micro SD với ESP 32

Pin Connection	
Micro SD	ESP 32
VCC	3.3V
GND	GND
MISO	19
MOSI	23
SCK	18
CS	5

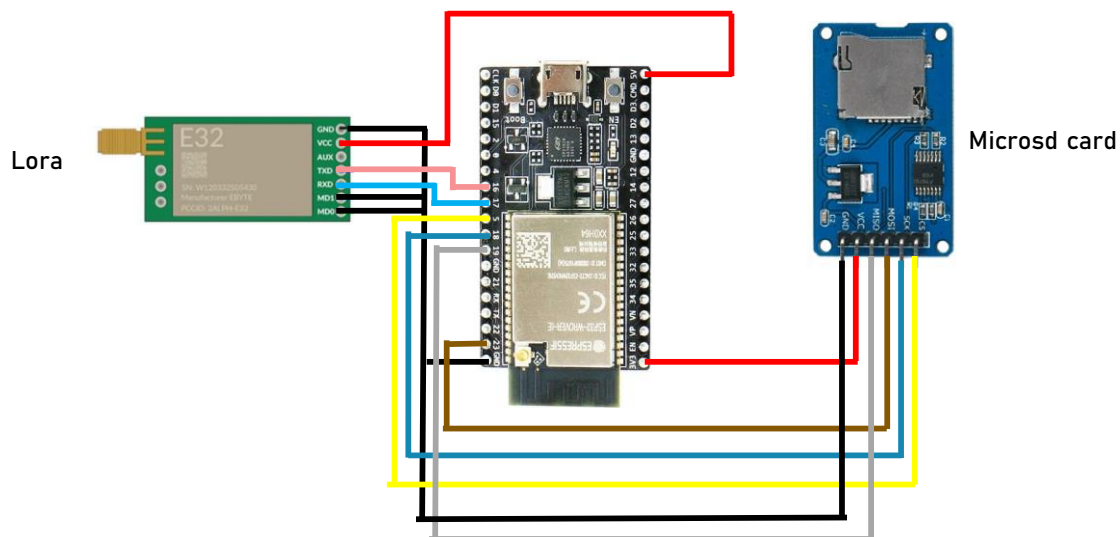
#### 4.1.14. Sơ đồ mạch điện

##### a. Sơ đồ mạch điện hệ thống vệ tinh



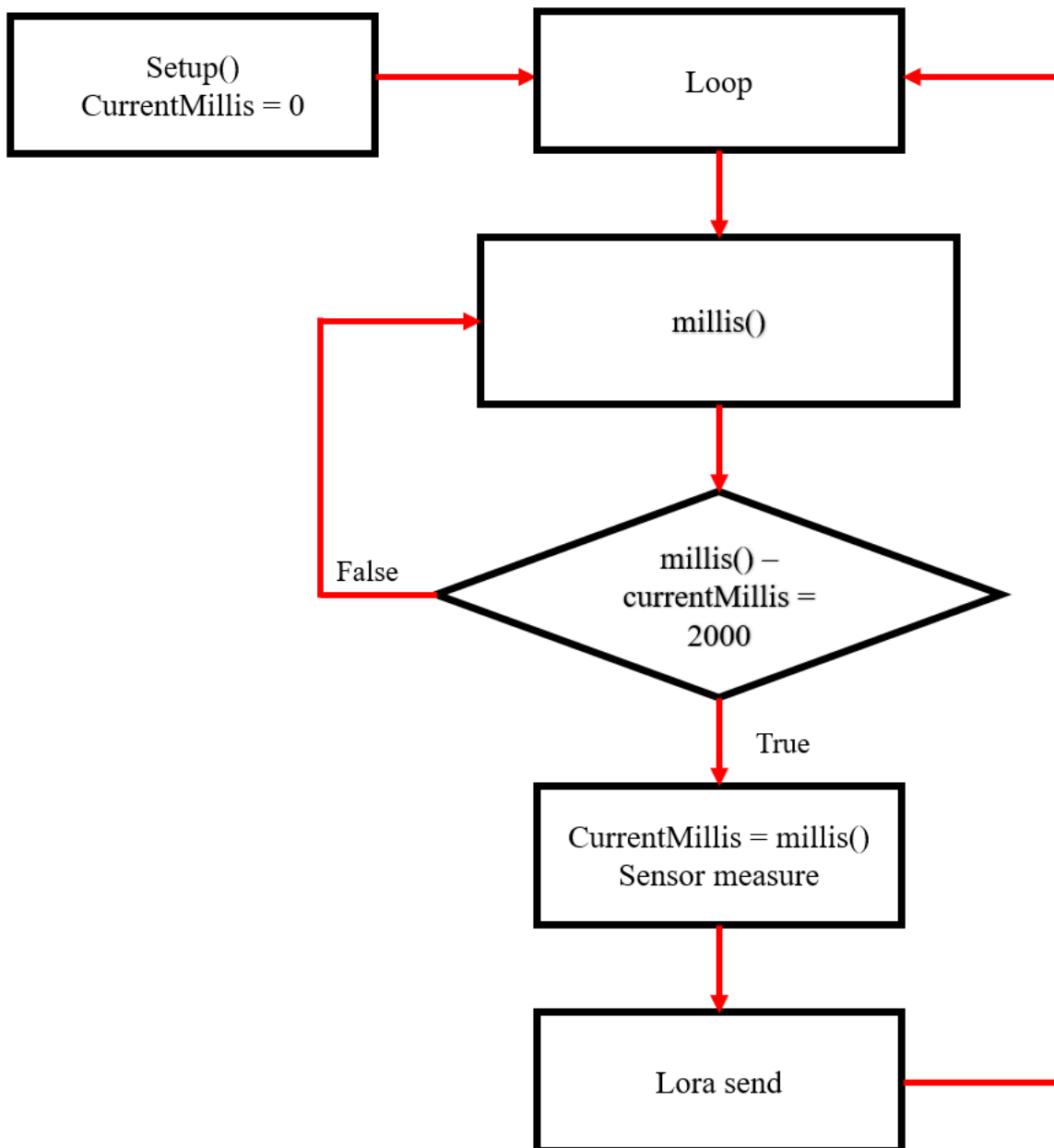
Hình 37. Sơ đồ mạch điện hệ thống vệ tinh

##### b. Sơ đồ mạch điện hệ thống trạm mặt đất

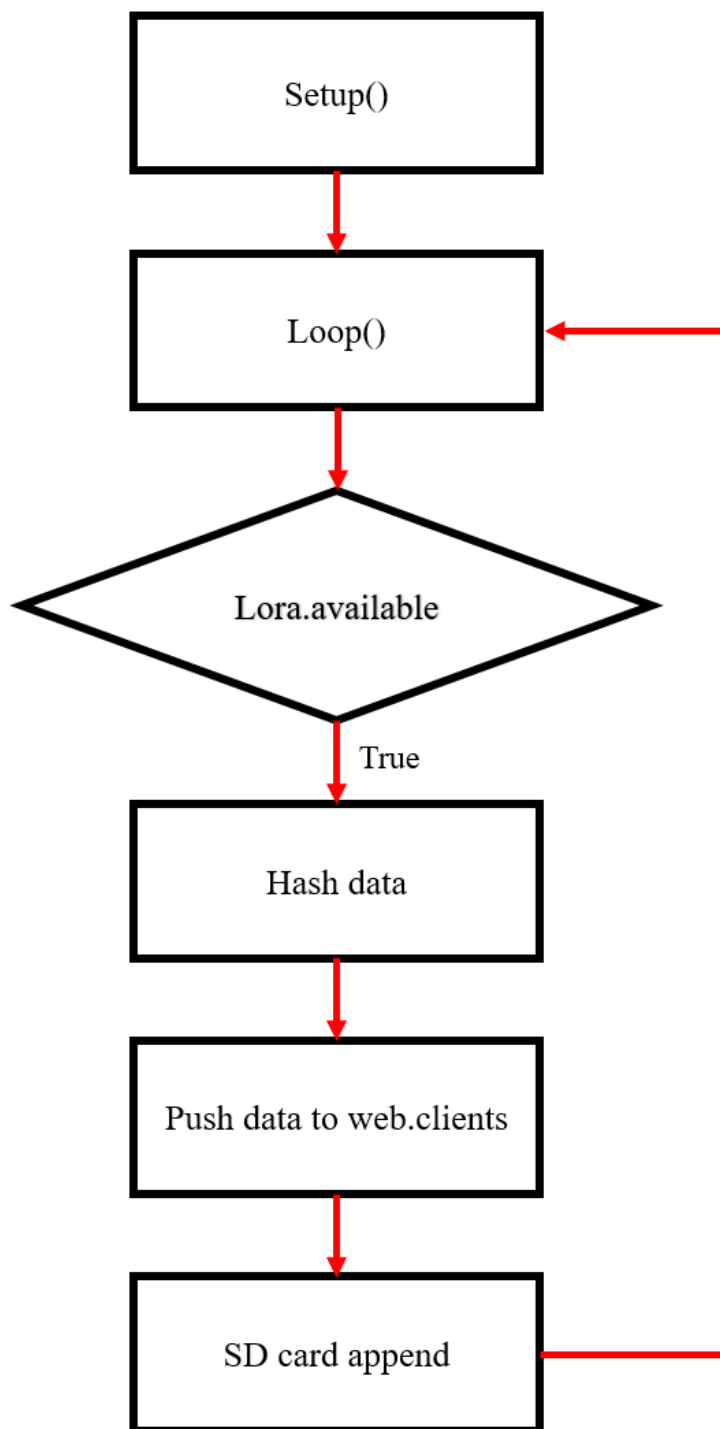


Hình 38. Sơ đồ mạch điện hệ thống trạm mặt đất

## 4.2. Lưu đồ cho mạch



Hình 39. Lưu đồ cho vệ tinh



Hình 40. Lưu đồ cho trạm thu mặt đất

## CHƯƠNG 5. THIẾT BỊ DÙ

### 5.1. Cơ sở lý thuyết

Dù đóng một vai trò quan trọng trong quá trình hoạt động của vệ tinh. Với yêu cầu thả vệ tinh từ độ cao 50m so với mặt đất, kiểm soát được tốc độ rơi của vệ tinh để có thể truyền nhận dữ liệu là điều đặc biệt quan trọng. Sau khi được thả từ Drone ở độ cao 50m so với mặt đất, vệ tinh sẽ rơi với vận tốc  $V = 0\text{m/s}$  và gia tốc  $g = 9.8\text{m/s}^2$ . Dù sau đó lập tức được bung ra tạo ra lực cản  $D$  kháng lại trọng lượng  $G$  của vệ tinh, đồng thời triệt tiêu gia tốc rơi  $g = 9.8\text{m/s}$ . Áp dụng định lý II của Newton:

$$F = m g$$

$$D - G = m \cdot a$$

$$D = G = (4\text{N})$$

Theo cuốn “Introduction to Flight” của tác giả John Anderson, công thức về Hệ số Lực cản được đưa ra nhằm tính toán diện tích của dù:

$$C_d = \frac{2D}{A * V^2 * \rho}$$

Trong đó:

$V$ : vận tốc của dù ( m/s)

$A$ : diện tích của dù ( $\text{m}^2$ )

$\rho$ : mật độ của không khí ( $\text{kg/m}^3$ )

$D$ : Lực cản do dù tạo ra (N)

$C_d$ : Hệ số lực cản của dù (T\_10\_Parachute\_Design trong E.S.A có giá trị từ 0.75 – 1.10)

Chọn kiểu dù hình bát giác với giá trị hệ số lực cản là 1, vận tốc rơi được kiểm soát dù là 4m/s, mật độ không khí ở 50m độ cao là  $1.255\text{kg/m}^3$ , diện tích của tán dù được tính như sau:

$$A = \frac{2D}{C_d * V^2 * \rho}$$

$$A = \frac{2 * 4}{1 * 4^2 * 1.225} = 0.408 (\text{m}^2)$$

Với diện tích tán dù  $A = 0.408 \text{ m}^2$ , kiểu dù hình bát giác, bán kính  $R$  của dù được tính theo công thức sau:

$$R = \sqrt{\frac{2 \cdot A}{3\sqrt{3}}} = 0.42 \text{ (m)}$$

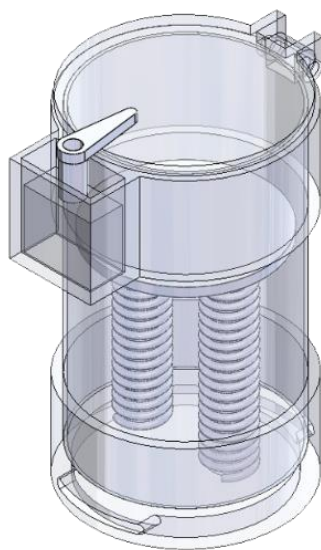


*Hình 41. Dù sau khi trải ra mặt phẳng*

### **5.1. Thiết kế hình dạng**

Cấu tạo của dù bao gồm tán dù, dây dù, cùng các bộ phận nhựa 3D. Vải chọn làm tán dù là Nylon Farbic với ưu điểm nhẹ, không dễ rách, giá thành rẻ. Các phần tử của bộ phận đế được in 3D bằng nhựa PLA, đảm bảo chịu đựng ngoại lực khi vệ tinh tiếp đất.

Cơ cấu dù có hình trụ tròn dài khoảng... Dù bát giác được nén trong ống, được giữ bởi nắp trên và nắp mở dù. Sau khi thả từ độ cao 50m, đạt được các điều kiện về tư thế góc, tay servo gạt ra, dù được bung lên nhờ lực nén của 2 lò xo, đảm bảo vệ tinh tiếp đất an toàn.



*Hình 42. Thiết kế 3D cơ cấu dũ*



*Hình 43. Cơ cấu dũ sau khi hoàn thành*

Cơ cấu đưng dũ gồm 6 bộ phận, được thể hiện qua bản vẽ chi tiết ở phần Phụ lục: Bản vẽ 2, 3, 4, 5 và 6 các bộ phận vệ tinh.



## CHƯƠNG 6. QUÁ TRÌNH THẢ VỆ TINH

### 6.1. Quy trình thực hiện

#### 6.1.1. Giai đoạn 1 – Thiết lập trước khi thả

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

**Kiểm tra hoạt động của các hệ thống:** Nguồn điện và các cảm biến. Xác minh kết nối giữa vệ tinh và trạm mặt đất.

**Chuẩn bị Drone DJI M600:** Gắn vệ tinh vào ống thả 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.

#### 6.1.2. 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 50m. Trạm thu mặt đất liên tục thu thập dữ liệu từ vệ tinh.

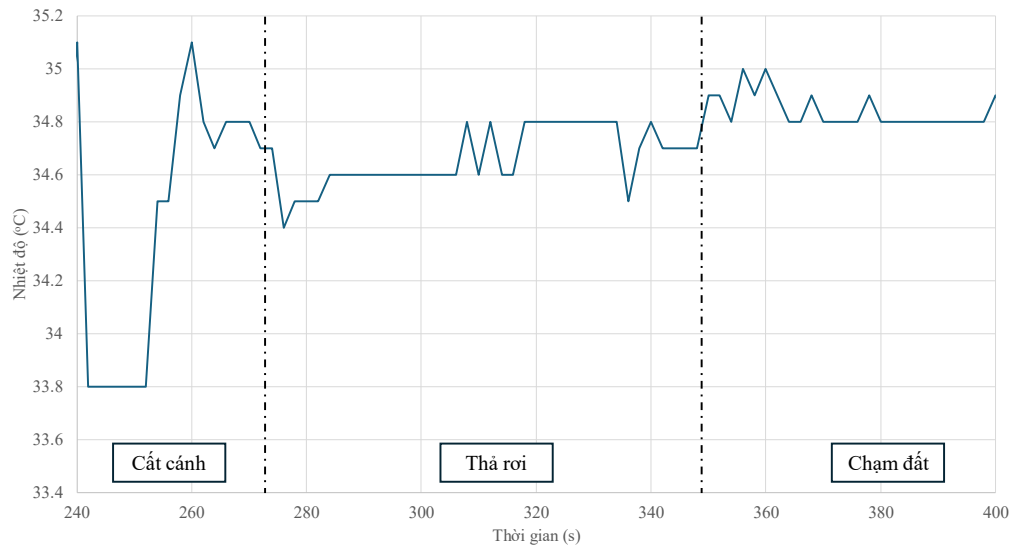
#### 6.1.3. Giai đoạn 3 – Hạ độ cao

**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.

## 6.2. Dữ liệu thu được

### 6.2.1. Nhiệt độ

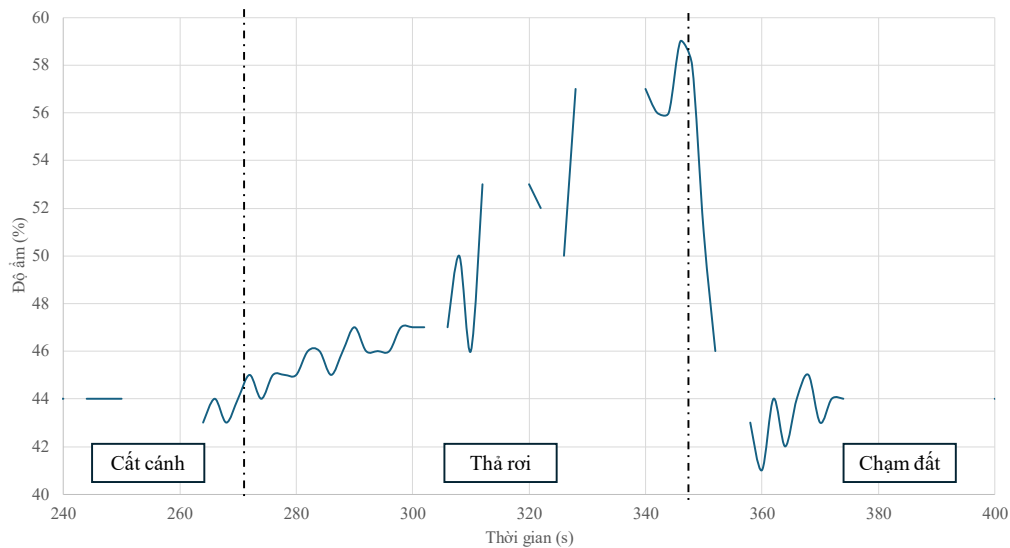


Hình 44. Dữ liệu thu được từ cảm biến nhiệt độ

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

- **Cất cánh:** Khi bắt đầu bật công tắc vệ tinh, nhiệt độ đo được lúc đó vào khoảng 35°C, khi bắt cho vào hộp nhiệt độ giảm xuống 34°C. Điều này cho thấy nhiệt độ bên ngoài và trong ống phóng trên lệch nhau không quá nhiều.
- **Thả rơi:** Ngay sau khi thả rơi, nhiệt độ vẫn dao động ở mức gần 34,6°C đến 34,8°C. Điều này cho thấy cảm biến vẫn đang hoạt động ổn định
- **Chạm đất:** Sau khi chạm đất, nhiệt độ vệ tinh tiếp tục tăng do tiếp xúc với nền đất nóng và đạt đỉnh tại 35°C.

### 6.2.2. Độ ẩm

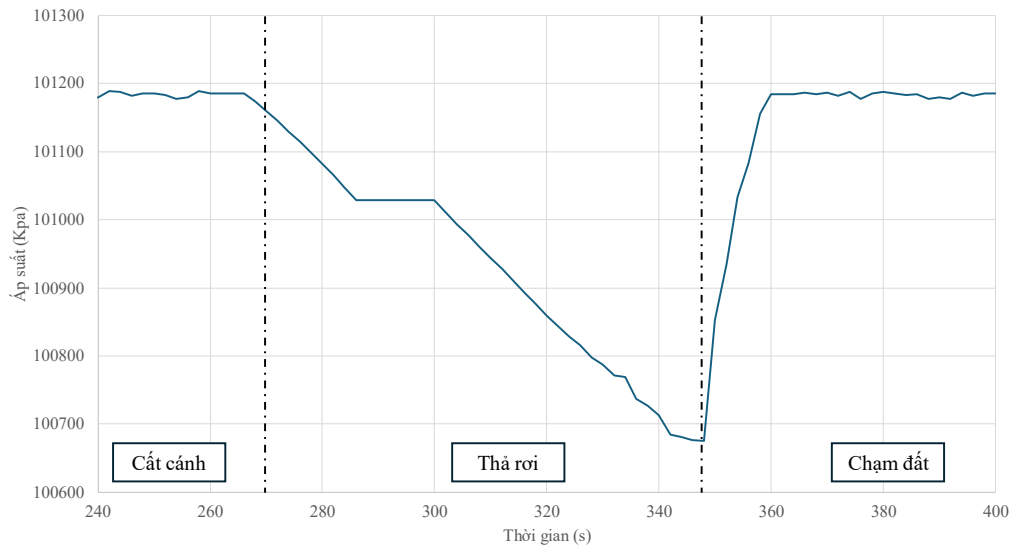


Hình 45. Dữ liệu thu được từ cảm biến độ ẩm

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 mức 44%. 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 tăng lên khoảng 58%. Sự tăng 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 cao 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 - 44%. Có thể do nền đất nóng làm tăng tốc độ bốc hơi nước khiến độ ẩm tại vị trí này thấp hơn.

### 6.2.3. Áp suất

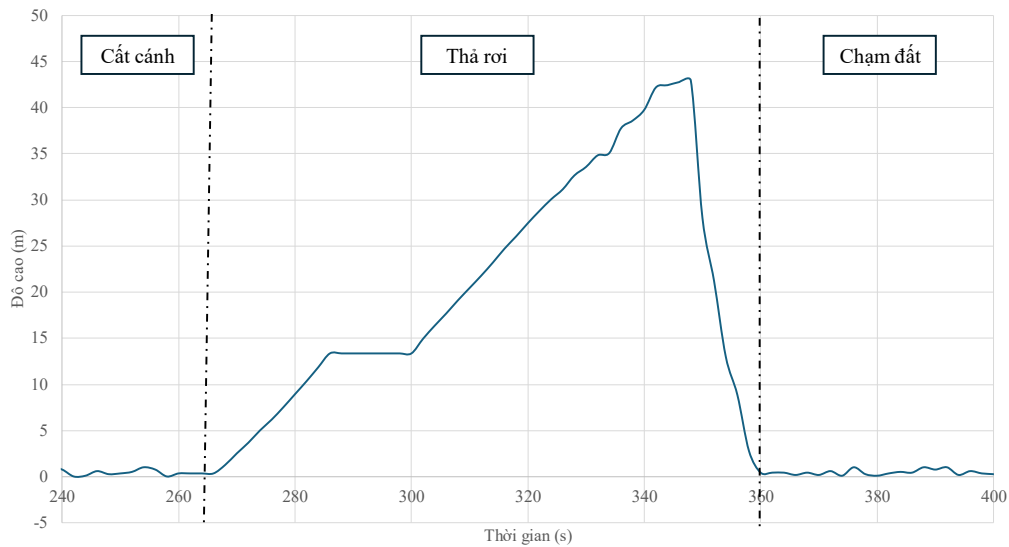


Hình 46. Dữ liệu thu được từ cảm biến áp suất

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, áp suất duy trì ở mức 1001200 KPa khi drone DJI M600 đưa vệ tinh lên độ cao 50m.
- **Thả rơi:** Tại thời điểm thả rơi, áp suất giảm 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 101200 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.

#### 6.2.4. Độ cao

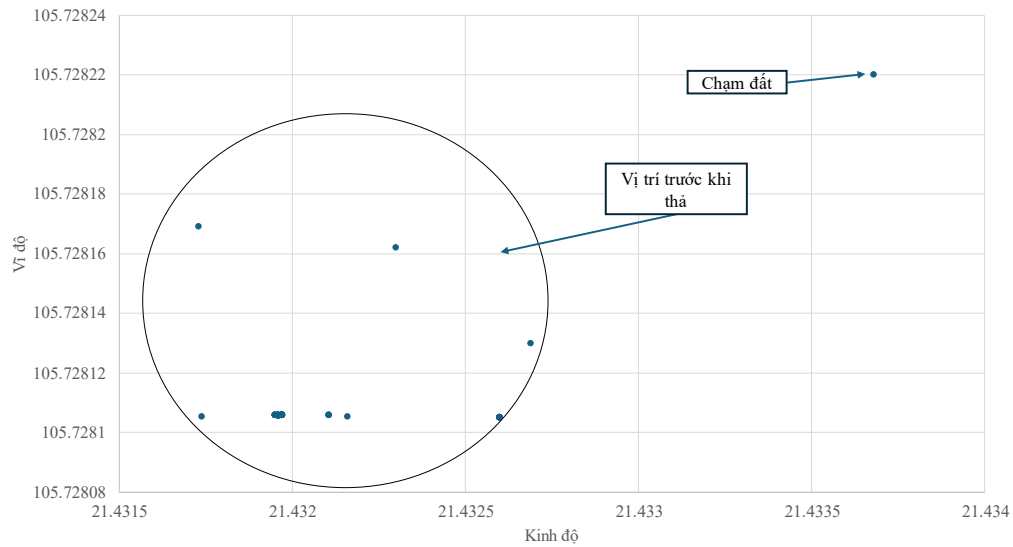


Hình 47. Dữ liệu thu được về độ cao của vệ tinh

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.

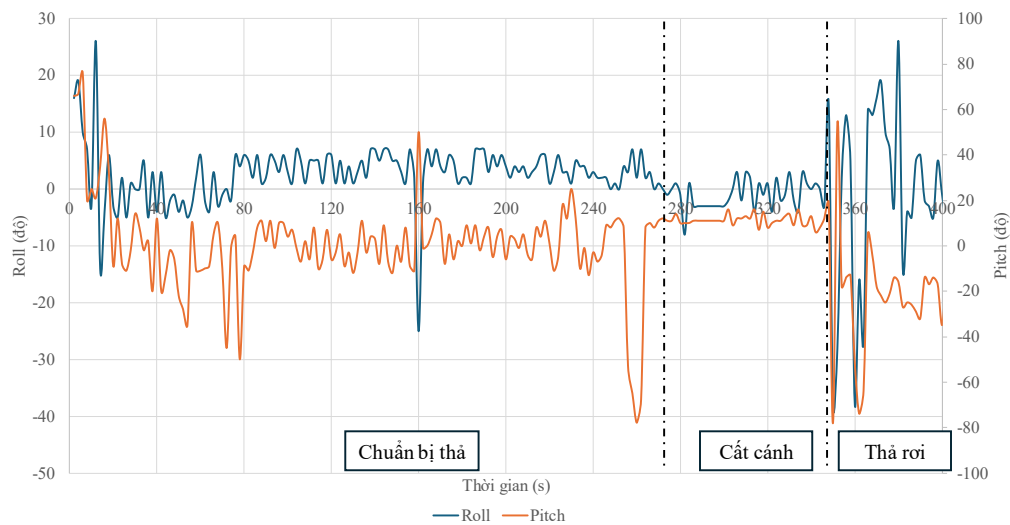
- **Cất cánh:** Trong giai đoạn này, Drone DJI M600 cất cánh và đưa vệ tinh lên đến độ cao 50m so với mực nước biển. Độ cao tăng đều đặn từ 0m đến 50m, cho thấy quá trình lấy độ cao diễn ra suôn sẻ và ổn định.
- **Thả rơi:** Tại thời điểm thả rơi, vệ tinh bắt đầu quá trình hạ độ cao. Biểu đồ cho thấy một sự giảm đột ngột về độ cao từ 50m xuống khoảng 0 m 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 0m tương tự như trước khi cất cánh.

### 6.2.5. Kinh độ và vĩ độ



Hình 48. Dữ liệu thu được từ GPS

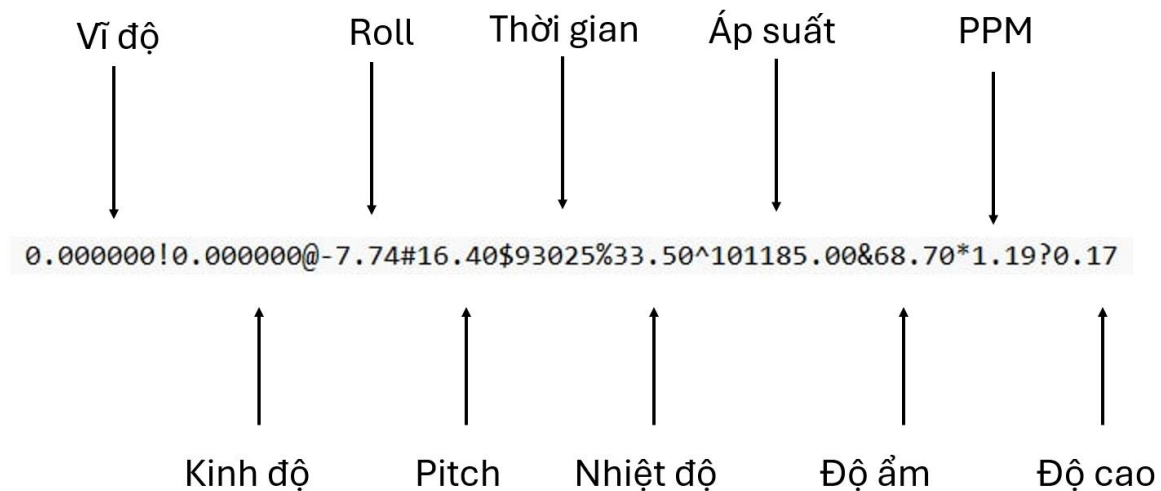
### 6.2.6. Roll và Pitch



Hình 49. Dữ liệu thu được về Roll và Pitch

### 6.3. Hiện thị dữ liệu

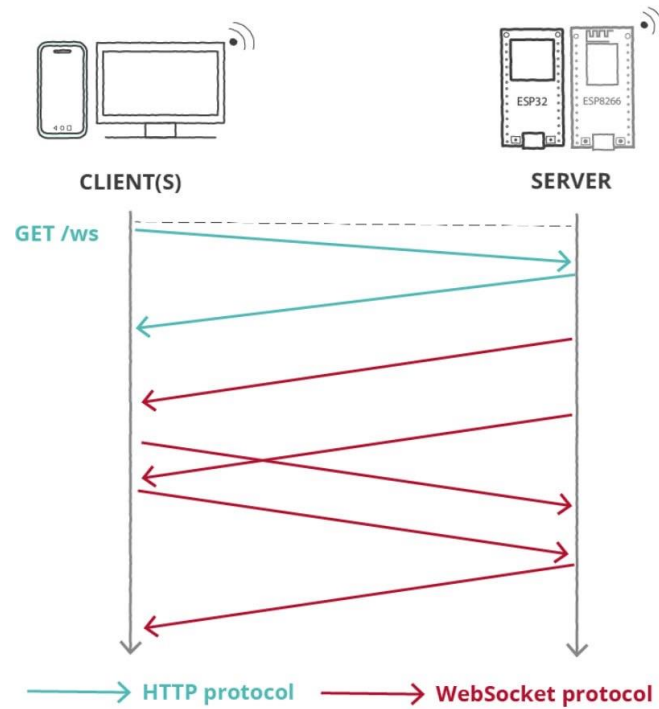
Sau khi vệ tinh thu được tín hiệu sẽ gửi về trạm thu với dữ liệu thô như hình 54



Hình 50. Dữ liệu thô chưa qua xử lý

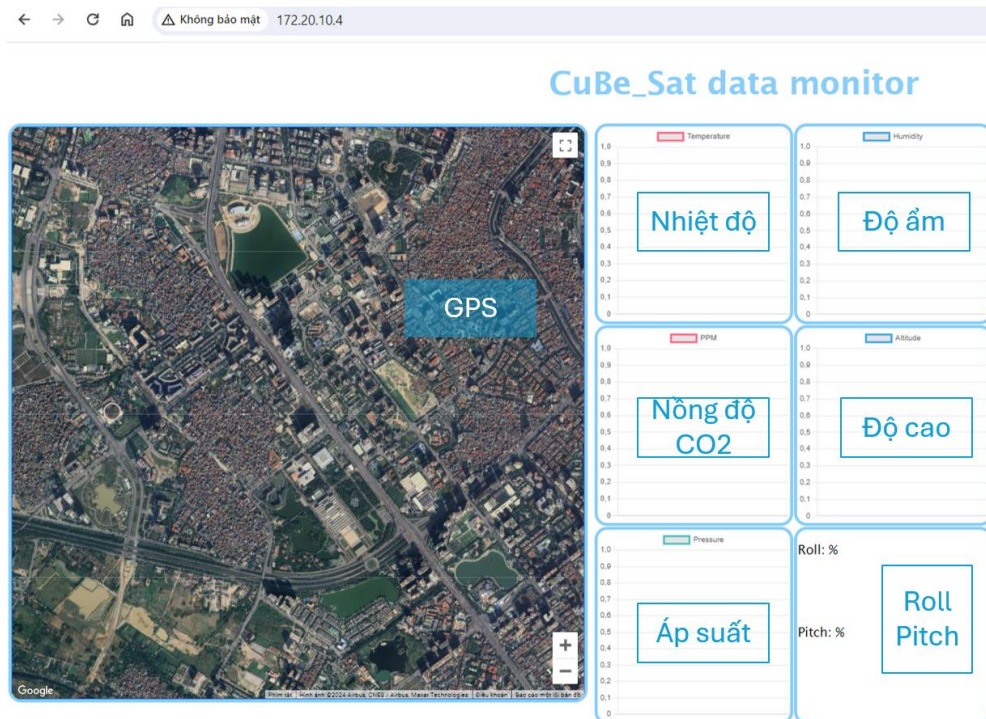
Để có thể làm cho dữ liệu trực quan hơn thì chúng tôi thực hiện đưa dữ liệu thô qua xử lý phân tách thành dữ liệu riêng rồi hiển thị trên biểu đồ bằng phương thức websocket. WebSocket là công nghệ hỗ trợ giao tiếp hai chiều giữa client và server (hình 51) bằng cách sử dụng một TCP socket để tạo một kết nối hiệu quả và ít tốn kém. WebSockets cung cấp khả năng giao tiếp hai chiều mạnh mẽ, có độ trễ thấp và dễ xử lý lỗi. Không cần phải có nhiều kết nối như phương pháp Comet long-polling và cũng không có những nhược điểm như Comet streaming. Có nhiều kỹ thuật để hiển thị dữ liệu từ ESP lên web nhưng websocket cho khả năng cập nhật nhanh chóng không phải reload lại trang để cập nhật số liệu và tối ưu do phải truyền ít dữ liệu hơn mỗi lần cập nhật data.

API cũng rất dễ sử dụng trực tiếp mà không cần bất kỳ các tầng bổ sung nào, so với Comet, thường đòi hỏi một thư viện tốt để xử lý kết nối lại, thời gian chờ timeout, các Ajax request (yêu cầu Ajax), các tin báo nhận và các dạng truyền tải tùy chọn khác nhau (Ajax long-polling và jsonp polling).



Hình 51. Sơ đồ hoạt động khi truyền dữ liệu từ ESP32 đến WebSocket

Dưới đây là trang web hiển thị kết quả thu được.



Hình 52. Website hiển thị dữ liệu thu được



## CHƯƠNG 7. KẾT QUẢ VÀ THẢO LUẬN

### 7.1. Thiết kế vệ tinh

Vệ tinh CubeSat được thiết kế và chế tạo thành công, có dạng hình hộp với kích thước 7x8x13cm. Tổng khối lượng đạt 426g. Hệ thống bảng mạch cảm biến được tích hợp đầy đủ, thực hiện tốt các nhiệm vụ đã đề ra. Các linh kiện được đấu nối hợp lý, bố trí hợp lý trong khung hộp vệ tinh. Lập trình cho vi mạch được thực hiện, gửi được về dữ liệu

Trạm mặt đất được thiết kế nhỏ gọn, dễ dàng cơ động. Phần tử thả có dạng hình hộp đơn giản; cơ cấu dù được hoàn thiện nhanh chóng nhờ kỹ thuật in 3D; dù được may khéo léo, có màu cam dễ nhận biết

### 7.2. Kiểm nghiệm khả năng vận hành

Vệ tinh đã được thả từ độ cao 50m nhờ Drone DJI M600, được thả từ cơ cấu thả được gắn sẵn cùng Drone. Thời gian hoạt động của vệ tinh là 13 giây. Vệ tinh tiếp đất an toàn, khung vật lý đã bảo vệ hệ thống điện tử bên trong. Các dữ liệu truyền về vệ tinh đầy đủ, không bị ngắt quãng.

### 7.3. Đánh giá các tiêu chí đề ra ban đầu

Đề tài thiết kế và chế tạo vệ tinh CubeSat đã hoàn thành ở mức độ đáp ứng cao, với 05/05 yêu cầu mức độ Rất cao đạt yêu cầu, một số nhiệm vụ chỉ hoàn thành một phần, chỉ có 01 nhiệm vụ không hoàn thành. Tổng kết lại, việc thực hiện chế tạo và vận hành vệ tinh đã được thực hiện cẩn thận, chuyên nghiệp, đã đạt được các yêu cầu môn học đề ra ban đầu. Bảng 27 trình bày rõ hơn về tổng kết, đánh giá nhiệm vụ chính yếu dành cho vệ tinh CubeSat.

Bảng 32. Đánh giá các tiêu chí

STT	Yêu cầu	Ghi chú	Kết quả
1	Tổng khối lượng CubeSat 600 gram +/- 10 gram	Khối lượng CubeSat đạt 426 gram	Đạt
2	CubeSat có kích thước 1U	Sắp xỉ 1U	Không đạt
3	Khung vệ tinh chắc chắn, dễ tháo lắp, không cản trở hoạt động vệ tinh		Đạt
4	Giá thành vệ tinh dưới 2 triệu	Chi phí là 2.382.00 triệu	Không
5	Có đầy đủ cảm biến, hoạt động đúng chức năng	Cảm biến MQ135 không thu hoạt động	
6	Thời gian hoạt động vệ tinh trên 5 phút	Hoạt động trong khoảng từ 5 phút đến 20 phút	Đạt
7	Dữ liệu thu về có định dạng, đầy đủ	Dữ liệu về GPS thu được nhưng không ổn định	Không đạt
8	Cơ cấu dù hoạt động được	Một vài thuật toán sai	Không
9	Tốc độ rơi của dù dưới 5m/s		Đạt

#### **7.4. Các điểm chưa hoàn thiện và phương hướng phát triển trong tương lai**

Ngoài các yêu cầu đề ra đã đạt nói trên, một số yêu cầu đề ra chưa đạt, bao gồm:

- Cơ chế dù không hoạt động được, liên quan đến thuật toán từ cảm biến gia tốc góc IMU.
- Các cảm biến bên trong vệ tinh nối với nhau bằng cặp dây đực-cái, chưa được hàn
- Chưa tối ưu thiết kế cho khung hộp vệ tinh
- Vị trí một số cảm biến đặt trong hộp vệ tinh chưa hợp lý
- Hoạt động thả vệ tinh phụ thuộc vào nhóm khác, chưa có cơ cấu thả

Hướng cải tiến cho vệ tinh trong tương lai sẽ tập trung vào nâng cấp phần mềm, cải thiện khả năng truyền của vệ tinh cũng như có thêm cơ cấu thả tự động:

- Tối ưu khung vệ tinh, có thể chứa thêm các linh kiện điện tử khác trong khoảng thể tích giới hạn
- Tối ưu những chức năng sẵn có và cập nhật những tính năng mới cho vệ tinh: tinh chỉnh lại cảm biến gia tốc góc, cập nhật thêm tính năng chụp ảnh cho vệ tinh
- Tăng cường khả năng truyền, khoảng cách truyền của vệ tinh: vệ tinh sẽ truyền tín hiệu 2 lần/s, khoảng cách truyền lên đến 5000m
- Mở rộng phạm vi kiểm nghiệm: Thử nghiệm hoạt động của vệ tinh ở nhiều độ cao và môi trường khác nhau
- Khảo sát, lựa chọn vật liệu khác nhau nhằm tối giảm chi phí thiết kế vệ tinh

## CHƯƠNG 8. PHÂN CÔNG NHIỆM VỤ VÀ CHI PHÍ CHO DỰ ÁN

### 8.1. Phân công nhiệm vụ

Bảng 33. Phân công nhiệm vụ

Kế hoạch theo tuần													
Họ và tên	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14
Trần Đức Anh			Cài đặt bộ giải mô phỏng giao động, tính toán cơ học					Mô phỏng dao động			Viết báo cáo		
Đoàn Việt Hà	Lên ý tưởng vệ tinh			Thử nghiệm các cảm biến		Đánh giá và hiệu chỉnh thiết kế, chức năng vệ tinh			In 3D các phần tử dù		Giám sát tiến độ nhóm		
Đặng Trần Hiệp	Lên ý tưởng và thiết kế mạch			Thử nghiệm cảm biến		Kiểm thử tổng quan phần mềm vệ tinh					Hoàn thiện phần mềm vệ tinh		
Lê Hữu Huy		Tìm hiểu thiết bị dù			Tạo bản trình bày PowerPoint								Viết báo cáo
Đới Duy Linh	Lên ý tưởng khung vệ tinh	Thiết kế khung		Cài đặt bộ giải mô phỏng dao động, tính toán cơ học			Mô phỏng dao động				Hoàn thiện khung vệ tinh		
Phạm Hoàng Long			Thiết kế bản vẽ khung 3D			Thiết kế bản vẽ phần cứng vệ tinh			Lập bản vẽ chi tiết vệ tinh		Hoàn thiện khung vệ tinh		
Nguyễn Văn Mạnh		Tìm hiểu thiết bị dù	Tạo bản trình bày PowerPoint			Tạo bản trình bày PowerPoint				Thử nghiệm dù	Viết báo cáo		
Thân Quốc Ngọc	Chọn vật liệu khung			Cài đặt bộ giải mô phỏng dao động, tính toán cơ học			Thiết kế khung		Lập sơ đồ mạch điện			Đấu nối dây phần cứng vệ tinh	Viết báo cáo
Nguyễn Đăng Tâm		Tìm hiểu module Lora	Tìm hiểu module GPS				Trình bày mã giả		Kiểm tra tổng quan phần cứng vệ tinh			Viết báo cáo	
Vũ Quang Vinh	Lên ý tưởng khung vệ tinh	Chọn vật liệu khung	Thiết kế khung				Thiết kế bộ phận dù		Lập bản vẽ chi tiết của vệ tinh		Hoàn thiện khung vệ tinh và cơ chế thả		

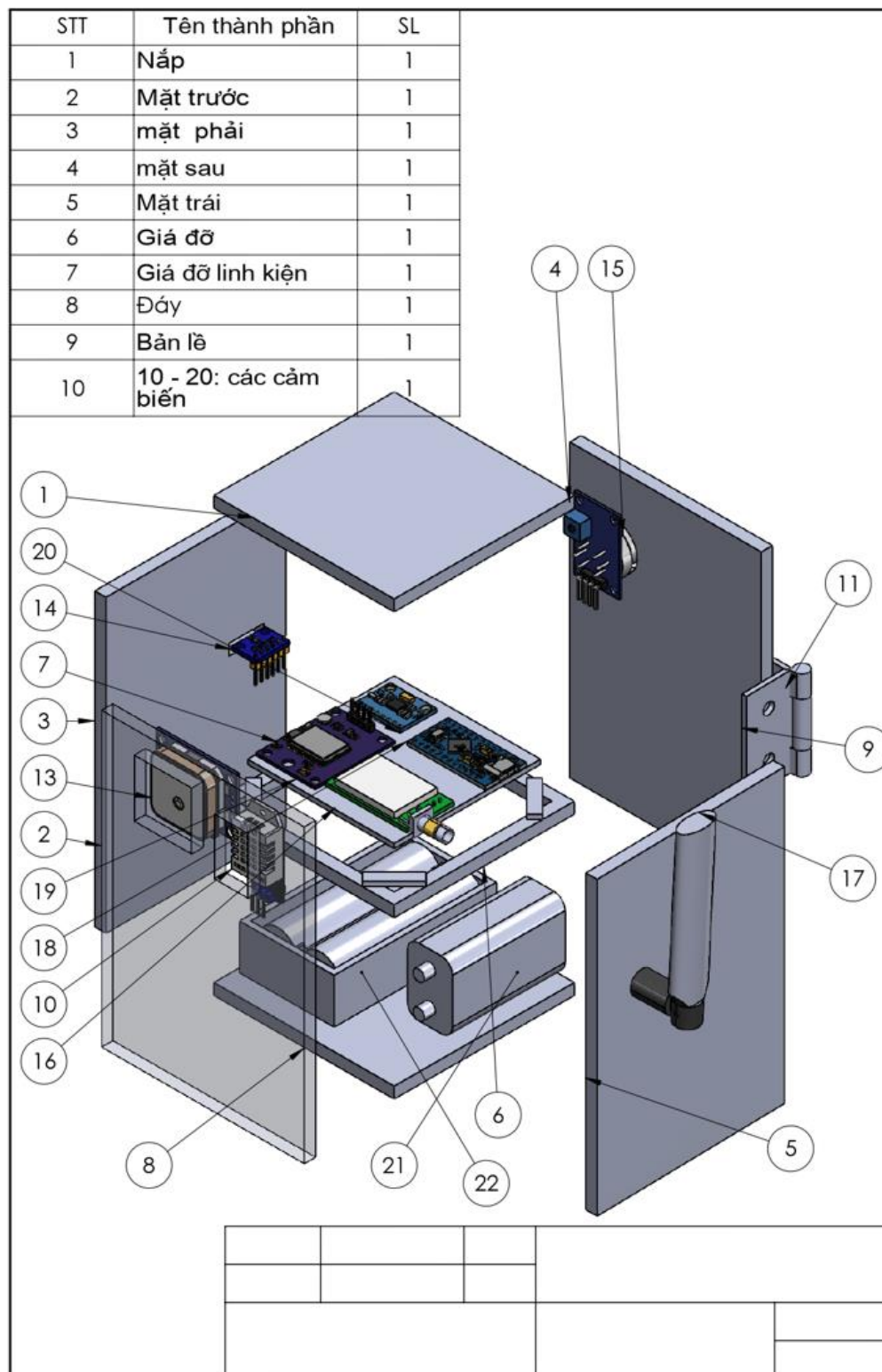
## 8.2. Chi phí cho dự án

Bảng 34. Chi phí dự án

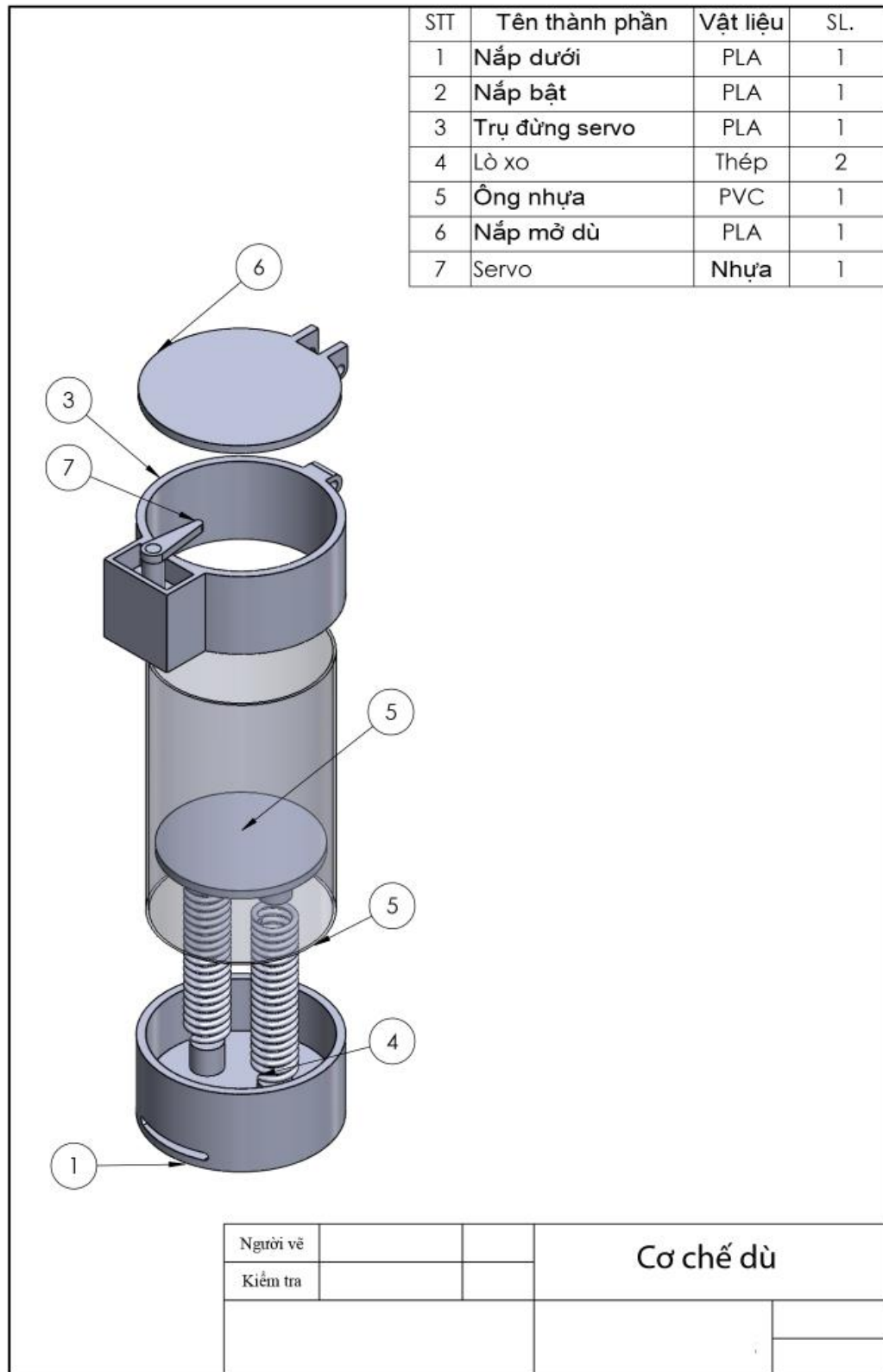
STT	Linh kiện	SL	Đơn giá	Thành tiền	Sử dụng
1	Arduino Nano	1	150.000	150.000	Vệ tinh
2	ESP 32	1	75.000	75.000	Trạm mặt đất
3	Module Lora + Ăng ten	2	360.000	720.000	Vệ tinh + Trạm mặt đất
4	Module MPU 6050	1	40.000	40.000	Vệ tinh
5	Module GPS - GY-NEO6MV2	1	160.000	160.000	Vệ tinh
6	Module GY 68 BMP 180	1	35.000	35.000	Vệ tinh
7	Module MQ135	1	25.000	25.000	Vệ tinh
8	Module DHT22	1	130.000	130.000	Vệ tinh
9	Micro SD	1	20.000	20.000	Trạm mặt đất
10	Thẻ SD	1	50.000	50.000	Trạm mặt đất
11	Servo MGS90	1	65.000	65.000	Vệ tinh
12	Mạch hạ áp	1	15.000	15.000	Vệ tinh
13	PIN 18650 2000mA	2	20.000	40.000	Vệ tinh
14	Pin 9V + Jack pin	1	20.000	20.000	Vệ Tinh
15	Hộp đế pin	1	13.000	13.000	Vệ tinh
16	Vải dù	1	20.000	20.000	Dù
17	Lò xo	1	20.000	20.000	Dù
18	Chỉ dây dù		10.000	10.000	Dù
19	Dây cắm		20.000	20.000	Vệ tinh + Trạm mặt đất
20	Tấm Formex 5mm	2	20.000	40.000	Vệ tinh

21	In nhựa 3D		200.000	200.000	Dù
22	Keo 502	1	10.000	10.000	Vệ tinh + Dù
23	Ống nhựa	1	20.000	20.000	Dù
24	Nhôm định hình		264.000	264.000	Vệ tinh (mẫu thử nghiệm)
25	Ke góc chữ L	24		100.000	Vệ tinh (mẫu thử nghiệm)
26	Con trượt	48		20.000	Vệ tinh (mẫu thử nghiệm)
27	Ốc	48		80.000	Vệ tinh (mẫu thử nghiệm)
28	Đai ốc	48		20.000	Vệ tinh (mẫu thử nghiệm)
	<b>TỔNG</b>			<b>2.382.000</b>	

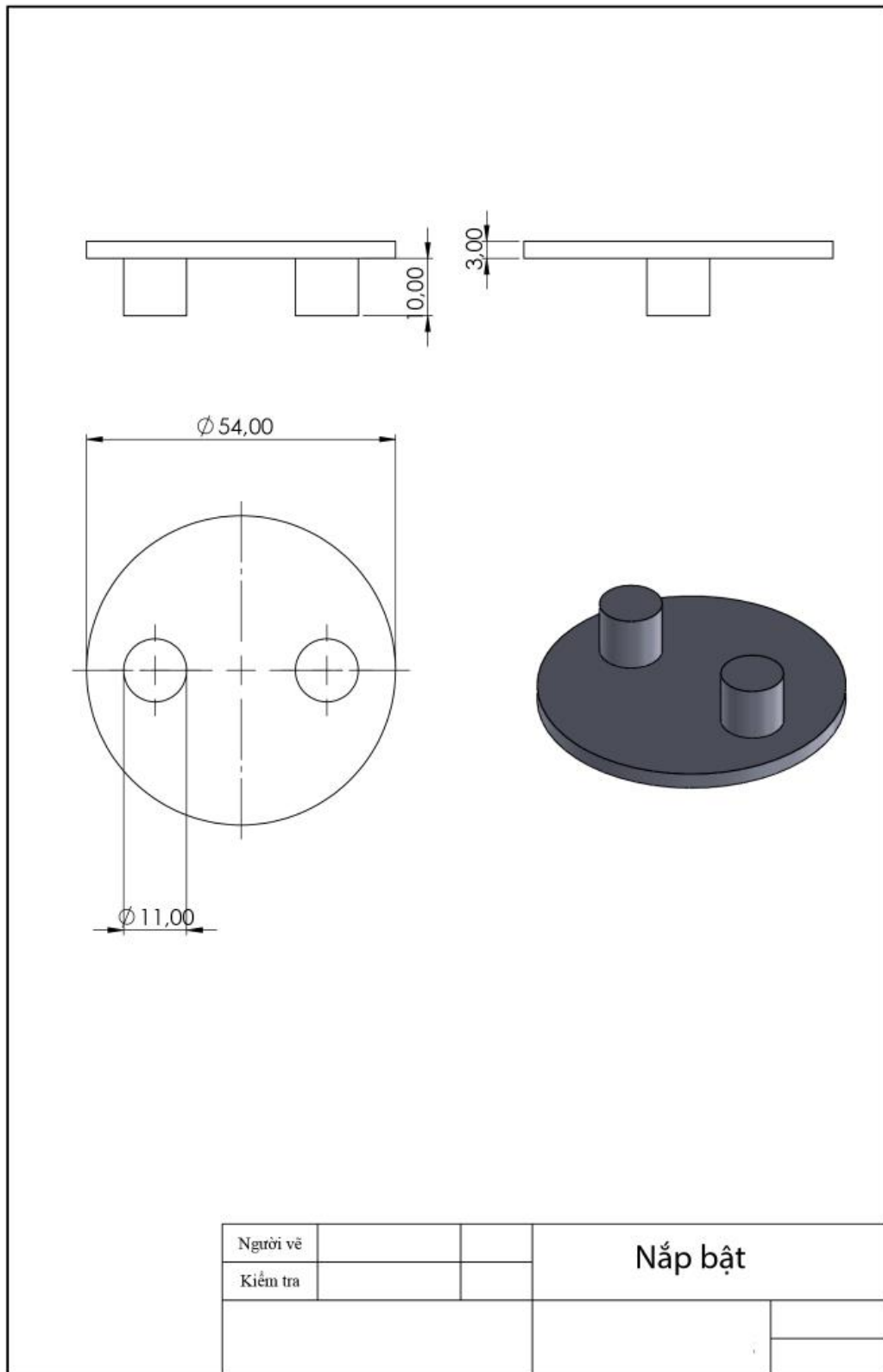
## PHỤ LỤC: BẢN VẼ CÁC BỘ PHẬN VỆ TINH



Bản vẽ 1. Bản vẽ lắp ráp các bộ phận vệ tinh

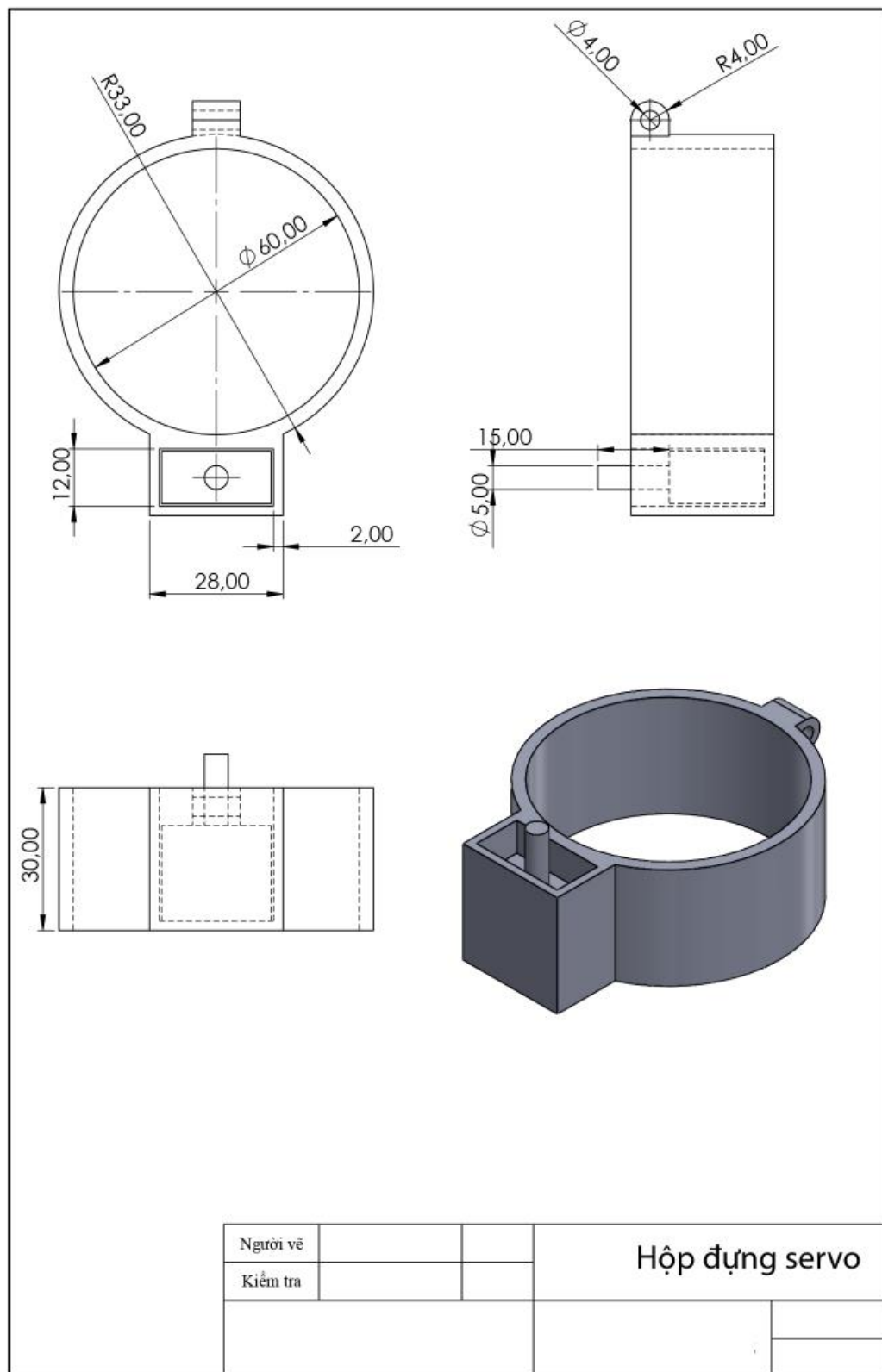


Bản vẽ 2. Bản vẽ chi tiết cơ cấu dù

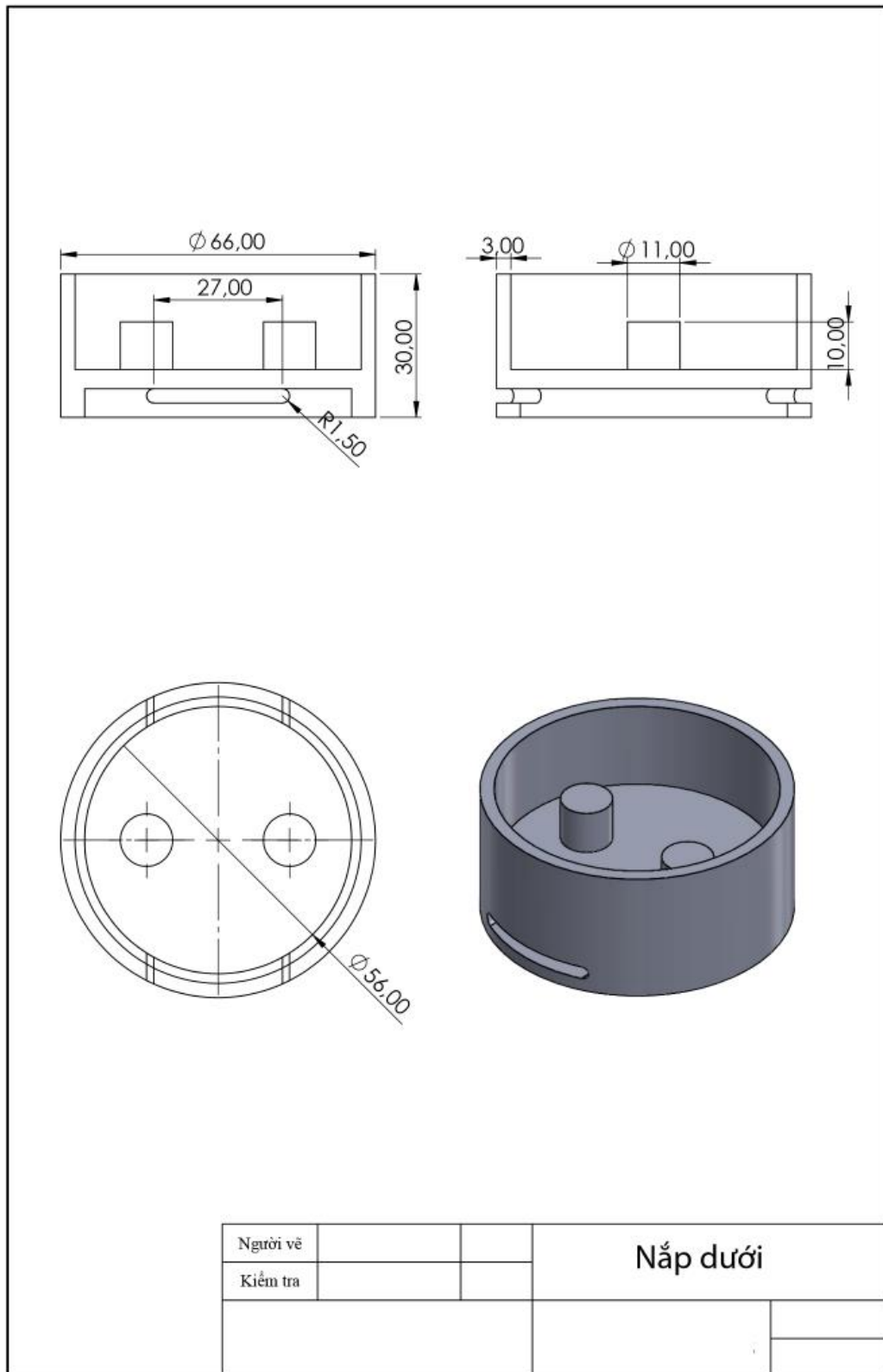


Bản vẽ 3. Bản vẽ chi tiết nắp trên

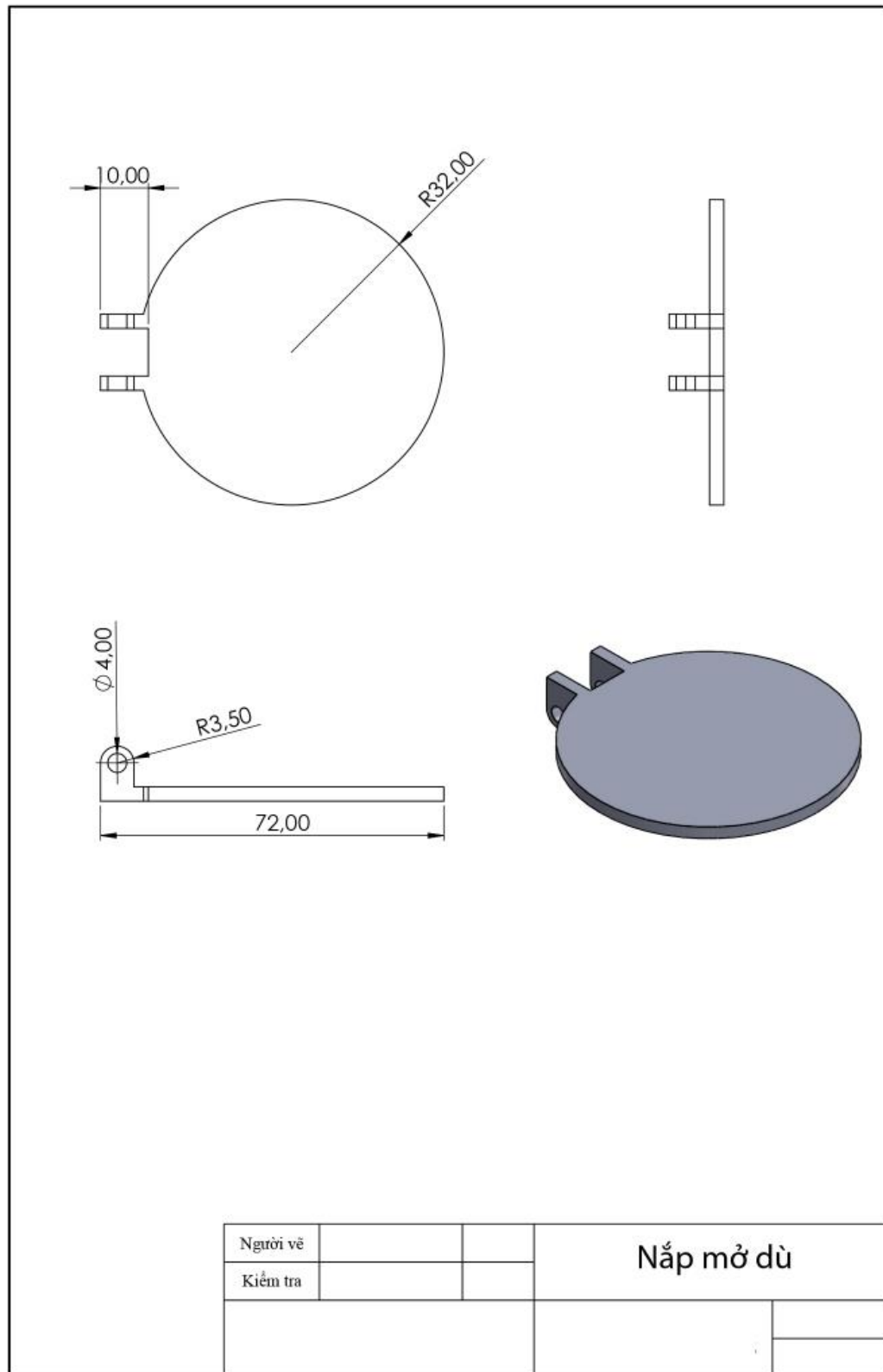




Bản vẽ 4. Bản vẽ chi tiết hộp đựng Servo



Bản vẽ 5. Bản vẽ chi tiết nắp dưới



Bản vẽ 6. Bản vẽ chi tiết nắp mở dù

## **TÀI LIỆU THAM KHẢO**

- 1) CanSat 2019 Preliminary Design Review (PDR) Outline Version 1.5 #6203 APIS ARGE TEAM
- 2) Getting Started with CanSat – A Guide to the Primary Mission | Teach with Space T08
- 3) Guidelines for the Progress Report And Design Document
- 4) Finite Element Analysis for Satellite Structures