

# BAB I

## PENDAHULUAN

### 1.1 Latar Belakang Masalah

Satelit nano adalah satelit dengan ukuran yang mempunyai berat kurang dari 10 kilogram[1]. Satelit nano biasanya ditempatkan pada orbit yang paling dekat dengan permukaan bumi yaitu orbit LEO (*Low Earth Orbit*) yang memiliki ketinggian 200-3000 km diatas permukaan bumi. Saat ini penelitian tentang satelit nano sedang banyak dilakukan di kalangan mahasiswa dikarenakan pengaplikasiannya tidak terlalu susah dan pembiayaan stelit nano sendiri lebih murah dari pembiayaan satelit besar pada umumnya.

Didalam satelit nano sendiri terdapat 4 bagian subsistem untuk mendukung kerja sistem dari satelit nano itu sendiri yaitu, EPS, ADCS, RF, dan OBDH[2]. Pada tugas akhir ini membahas tentang satu sub-sistem satelit nano yaitu ADCS sebagai pengontrol sikap satelit nano. ADCS (*Attitude Control System*) adalah sebuah pengontrol sikap yang berfungsi untuk mempertahankan sikap pada satelit nano. Hal ini bertujuan agar posisi kamera pada satelit nano tetap bisa menunjuk ke bumi atau menunjuk ke arah objek yang diinginkan.

Untuk sub-sistem adcs satelit nano digunakan jenis *body stabilized* atau yang disebut juga dengan *three axis control* untuk sistem kontrol satelitnya, dimana terdapat tiga sumbu yaitu pitch, yaw, dan roll guna untuk mengendalikan sikap pada satelit tersebut[3]. Untuk dapat menggerakkan ketiga sumbu tersebut kembali ke sikap semula digunakan sebuah aktuator reaction wheel dan sensor IMU sebagai feedback dari sistem tersebut.

Reaction wheel adalah aktuator aktif yang tersusun atas *fly wheel* yang melekat pada aktuator berupa motor DC. *Reaction wheel* akan aktif ketika satelit akan berputar jauh dari sikap semula maka reaction wheels akan aktif dan bergerak berlawanan arah dari arah gangguan yang diterima oleh satelit[4]. *Reaction wheel* memiliki tiga sumbu yaitu sumbu X yang akan menjadi sudut *Roll* atau berputar berputar kearah atas dan bawah , Y yang akan menjadi sudut *Pitch* akan bergerak

kearah atas dan bawah satelit, dan Z yang akan menjadi sudut *Yaw* akan bergerak kearah atas dan bawah satelit. Untuk bisa menggerakkan ketiga sumbu tersebut diperlukan sebuah sensor giroskop dan *accelerometer* untuk bisa menyesuaikan sikap pada satelit tersebut.

Untuk tugas akhir kali ini dibuatlah sebuah prototipe satelit nano berbentuk kubus dengan dua sumbu menggunakan *fly wheel* yang melekat pada motor DC brushless sebagai aktuatornya. Kemudian penulis menggunakan sensor MPU6050 sebagai sensor IMU yang akan menggerakkan satelit tersebut kembali ke sikap semulanya. kemudian digunakan sebuah metode kendali PI sebagai penerapan kontrolnya. Untuk media percobaan *hardware*, penulis menggunakan *air bearing* sebagai alat untuk ujicoba nya.

## **1.2 Rumusan Masalah**

Dengan mengacu pada latar belakang yang di angkat yaitu untuk menentukan sikap satelit nano menggunakan *reaction wheels*. Maka untuk tugas akhir ini dapat dirumuskan sebagai berikut:

1. Bagaimana merealisasikan purwarupa kontrol sikap pada satelit nano ?
2. Bagaimana mengimplementasikan sistem kendali PID sebagai pengendali utama sistem yang dirancang.
3. Bagaimana menganalisa kinerja sumbu roll dan yaw dengan adanya kendali PID.

## **1.3 Tujuan dan Manfaat Penelitian**

Tujuan dari tugas akhir ini adalah sebagai berikut:

1. Merealisasikan *reaction wheels* pada satelit nano berbentuk kubus sehingga dapat bekerja ketika tidak sedang berada di luar angkasa.
2. Merancang sistem kerja kendali *reaction wheel* yang dapat membaca sumbu *roll* dan *yaw* dengan menggunakan sensor MPU6050.

Manfaat dari tugas akhir ini antara lain :

1. Dapat menstabilkan satelit ketika sedang mengambil gambar dari luar angkasa.

## 1.5 Batasan Masalah

Untuk mempermudah pembuatan tugas akhir ini, diperlukan pembahasan batasan masalah agar lebih terarah dan berjalan dengan baik. Adapun batasan masalah pada tugas akhir ini adalah sebagai berikut:

1. Purwarupa satelit nano berbentuk kubus dengan dimensi ukuran 15x15x15 cm
2. Sumbu putar yang di kendalikan dari sistem ini adalah sumbu *roll* dan *yaw*.
3. Aktuator yang digunakan adalah Reaction Wheels
4. Untuk driver yang digunakan BLDC adalah ESC yang sudah mempunyai kontroler speed didalamnya.
5. Metode yang digunakan adalah kendali PI.
6. *Flywheel* yang digunakan untuk *reaction wheel* ini memiliki inersia sebesar  $0.55 \text{ kg.m}^2$  dengan massa 113.48g
7. Platform uji yang digunakan sebagai simulator sistem kendali sikap dua sumbu adalah berupa sistem *air bearing*.

## 1.6 Metode Penelitian

Metode yang dilakukan dalam tugas akhir ini adalah:

1. Studi literatur  
Studi literatur dilakukan untuk mempelajari materi yang berkaitan dengan judul tugas akhir penulis. Referensi yang digunakan adalah buku, *paper* yang berkaitan dan internet.
2. Perancangan Sistem dan Alat  
Pada perancangan alat ini, penulis mendesain *prototype* menggunakan *software*. Setelah desain selesai, maka dilakukan pencetakan *prototype* untuk merealisasikannya. Setelah *prototype* sudah ada, perancangan perangkat lunak dilakukan agar bisa berjalan dengan baik.
3. Pengujian Alat  
Metode terakhir yang dilakukan adalah pengujian alat kontrol sikap pada satelit nano menggunakan *reaction wheels* dua sumbu dilakukan dengan percobaan menggunakan air bearing untuk membuat alat tersebut tetap stabil.
4. Penyusunan buku tugas akhir

Penyusunan buku tugas akhir beriringan dengan proses penyelesaian tugas akhir.

### **1.7 Sistematika Penulisan**

Sistematika penulisan pada tugas akhir ini adalah:

BAB I memberikan gambaran singkat tentang latar belakang, tujuan, rumusan masalah, ruang lingkup, serta metode yang digunakan dalam penelitian yang dilakukan.

BAB II menguraikan landasan teori yang digunakan untuk menunjang penelitian yang dilakukan

BAB III menguraikan rancangan sistem baik perangkat lunak dan perangkat keras dalam penelitian yang dilakukan

BAB IV menguraikan hasil pengujian terhadap sistem yang dirancang serta analisa terhadap hasil pengujian

BAB V membuat kesimpulan mengenai penelitian yang dilakukan, serta saran-saran untuk pengembangan di penelitian berikutnya.