# BAB IV
# HASIL PENGUJIAN DAN ANALISA

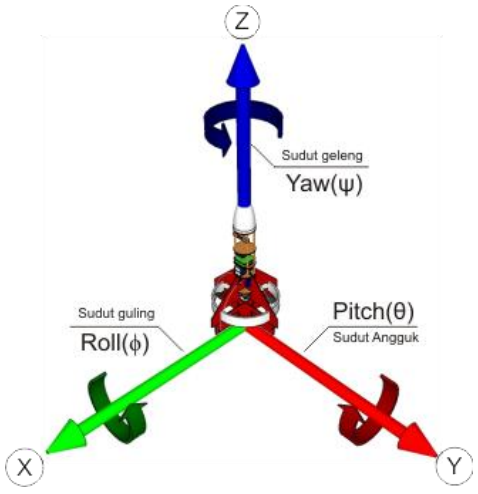
Setelah melalui proses perancangan, bab ini akan memaparkan hasil pengujian dan evaluasi terhadap sistem dan sub-sistem dari perancangan kontrol untuk mengatasi efek contra-rotating pada roket motor elektrik.

## 4.1 Pengujian

Pada proses pengujian akan didapati beberapa pengujian sebelum sampai pada pengujian sistem secara keseluruhan dengan meluncurkan roket pada *launching site*. Pengujian sub-sistem akan dilakukan dalam beberapa tahap pengujian yaitu.

- Pengujian sistem sensorik.
- Pengujian komunikasi.
- Pengujian roket skala laboratorium
- Uji Peluncuran

Berikut ini ilustrasi dari penamaan terhadap sumbu perilaku yang menjadi acuan dalam proses pengujian roket.

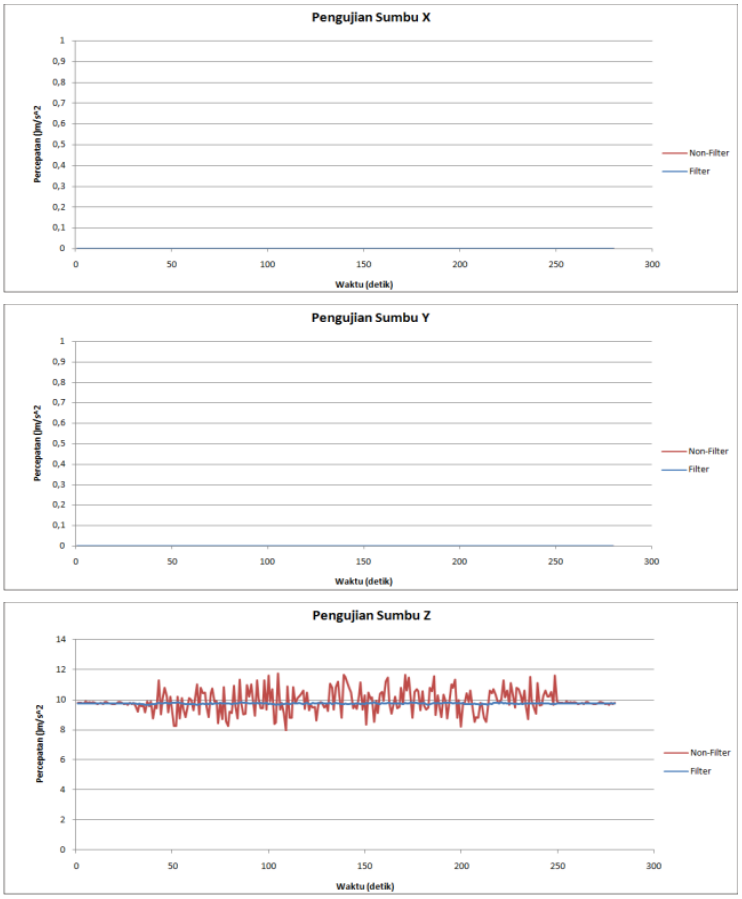



**Gambar IV-1 Sumbu perilaku roket**

### 4.1.1 Pengujian sistem sensorik

Pengujian sistem sensorik merupakan pengujian dasar yang penting dilakukan mengingat sebelum kita mendesain kontrol perlu adanya keakuratan dari perilaku yang terjadi dalam suatu sistem. Berikut ini merupakan data-data yang telah didapat dari hasil pengujian.

Proses pengujian terhadap sensor *accelerometer* akan dilakukan dengan mengukur besar akselerasi pada saat motor pendorong roket diaktfikan pada posisi roket tegak atau sumbu Z searah dengan gravitasi bumi. Hal tersebut dimaksudkan untuk mengukur kemampuan *low-pass filter* mengurangi noise yang dihasilkan motor pendorong roket.

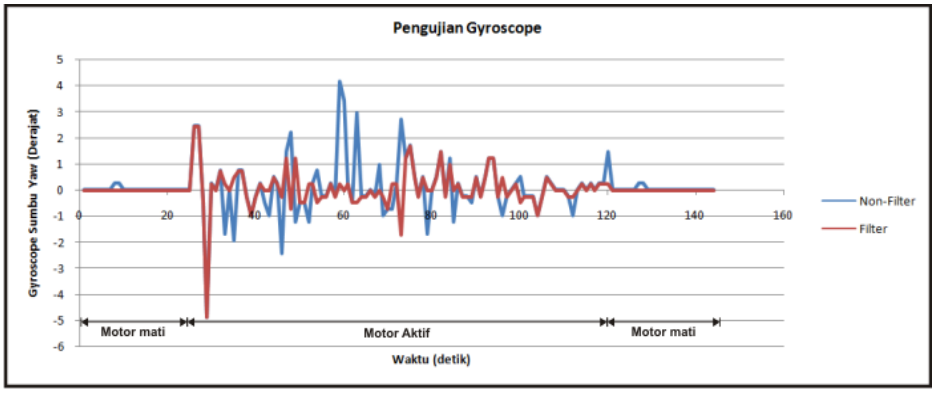



**Gambar IV-2 Uji sensor accelerometer terhadap getaran motor pendorong**

Berdasarkan hasil pengujian pada gambar IV-2 dan tabel A pada lampiran tentang pembacaan akselerasi terhadap *noise* berupa getaran motor pendorong dengan sampling sebesar 100 Hz, sumbu X dan sumbu Y tidak mengalami gangguan yang diakibatkan oleh getaran motor karena nilainya tetap pada 0,0 $m/s^2$. Sedangkan pada sumbu Z, efek getaran motor memberikan gangguan pada pembacaan sensor hingga ±1,96 $m/s^2$. Dengan kata lain, *noise* yang terjadi pada pembacaan sensor *accelerometer* dapat diredam oleh *low-pass filter*.

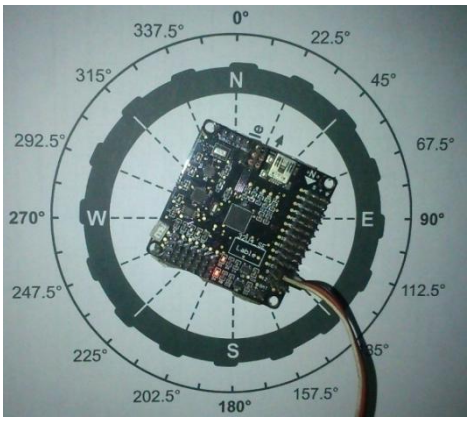
Proses pengujian selanjutnya adalah proses pengujian sensor *gyroscope* yang menghasilkan kecepatan putar. Sumbu yang digunakan pada pengujian ini adalah sumbu yaw dikarenakan fungsi *gyroscope* pada kontrol sistem hanya

digunakan pada sumbu yaw. Proses pengujian dilakukan dengan meletakan sensor *gyroscope* diatas motor *brushless* yang diaktifkan. Tujuan dari pengujian ini adalah untuk mengukur peran dari *low-pass filter* dalam mengurangi efek guncangan yang terjadi pada saat motor pendorong aktif.




**Gambar IV-3 Pengujian sensor gyroscope pada sumbu Yaw**

Berdasarkan hasil pengujian pada gambar IV-3 dan tabel B pada lampiran, sensor *gyroscope* yang tidak mengalami filter akan mudah mengalami perubahan karena kelemahan dari sensor *gyroscope* yakni sensitif terhadap getaran. Efek getaran tersebut akan menyebabkan *drift* atau pergerseran orientasi karena sistem merasakan adanya perubahan nilai sensor *gyroscope*. Penggunaan *low-pass filter* dapat mengurangi efek getaran yang ditangkap oleh *gyroscope.* Meski begitu, nilai pembacaan seharusnya dapat bernilai tetap karena tidak terjadi gerak perputaran pada roket.




**Gambar IV-4 Pengujian sumbu Yaw terhadap arah kompas**

Pengujian selanjutnya adalah proses pengujian orientasi yang didapatkan dari pengolahan sensor *accelerometer*, *gyroscope* dan *magnetometer* dalam sensor

IMU terhadap orientasi sudut(untuk sumbu Roll dan Pitch) dan Kompas (untuk sumbu Yaw).

**Tabel IV-1 Perbandingan orientasi sensor terhadap orientasi dan kompas**

| *Pitch* (derajat) | Sensor *Pitch* (derajat) | *error* (%) | *Roll* (derajat) | Sensor *Roll* (derajat) | *error* (%) | Kompas (derajat) | Arah *Yaw* (derajat) | *error* (%) |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 0 | 0,3 | 0,08 | 0 | -0,6 | 0,17 | 0 | 0 | 0 |
| 15 | 15,5 | 0,13 | 15 | 14,7 | 0,08 | 45 | 46 | 0,28 |
| 30 | 30,2 | 0,05 | 30 | 30,5 | 0,13 | 90 | 88 | 0,55 |
| 45 | 44 | 0,27 | 45 | 46,2 | 0,33 | 135 | 133 | 0,55 |
| 60 | 60,2 | 0,05 | 60 | 59,2 | 0,22 | 180 | 181 | 0,28 |
| 75 | 74,3 | 0,19 | 75 | 75,6 | 0,17 | 225 | 227 | 0,55 |
| 90 | 90,4 | 0,11 | 90 | 89,2 | 0,22 | 270 | 271 | 0,28 |
| 105 | 105,7 | 0,19 | 105 | 105,9 | 0,25 | 315 | 315 | 0 |

Pada tabel IV-1 hasil pengujian dengan membandingkan orientasi sensor terhadap orientasi dan kompas, data yang dihasilkan oleh sensor IMU masih memiliki nilai *error*. Untuk menghitung nilai *error* digunakan persamaan berikut.

- $Error = \frac{Abs(Pitch - Sensor_Pitch)}{360}$ ...untuk sumbu *Pitch*
- $Error = \frac{Abs(Roll - Sensor_Roll)}{360}$ ...untuk sumbu *Roll*
- $Error = \frac{Abs(Yaw - Sensor_Yaw)}{360}$ ...untuk sumbu *Yaw*

Berdasarkan tabel IV-1 disimpulkan bahwa sensor IMU memiliki *error* sebesar

- Sumbu *Roll* sebesar 0,05%-0,27%.
- Sumbu *Pitch* sebesar 0,08%-0,33%.
- Sumbu *Yaw* sebesar 0,28%-0,55%.

Meski sensor masih menghasilkan nilai error, nilai tersebut dapat diabaikan disebabkan nilai error tergolong tidak terlalu besar karena masih ada dibawah 1%.

### 4.1.2 Pengujian komunikasi

Setelah pengujian sensorik, pengujian terhadap komunikasi akan dilakukan sebagai upaya pengumpulan data jarak jauh yang dilakukan saat peluncuran. Pengujian akan dilakukan didaerah bebas halangan atau jarak pengujian akan mencapai *line of sight*(LOS). Pengujian ini bertujuan untuk mengukur tingkat keandalan data yang digunakan pada proses analisa. Tingkat persentasi keberhasilan pengiriman data akan mengacu pada 2 hal yaitu

- *Header* yang diterima sama dengan *header* yang telah ditentukan.
- *Checksum* dari data yang dikirim sama dengan *checksum* yang telah dihitung atau dengan kata lain, data diterima secara utuh tanpa ada potongan data yang hilang.

**Tabel IV-2 Pengujian komunikasi data**

| Percobaan ke | Jarak LOS (meter) | Jumlah data diterima | Jumlah data *error* | Persentasi keberhasilan |
|---|---|---|---|---|
| 1 | 1 | 108 | 25 | 76,1% |
| 2 | 5 | 122 | 24 | 80,4% |
| 3 | 10 | 131 | 31 | 76,4% |
| 4 | 20 | 130 | 35 | 73,1% |
| 5 | 40 | 123 | 33 | 73,1% |
| 6 | 60 | 118 | 23 | 77,2% |
| 7 | 80 | 100 | 23 | 73% |
| 8 | 100 | 122 | 35 | 71,3% |

Berdasarkan hasil pengujian komunikasi data, presentasi keberhasilan tidak pernah mencapai nilai 100% dikarenakan masih ada data error yang masuk. Persentasi keberhasilan pengiriman data akan bergantung pada jumlah data error yang masuk dengan menggunakan persamaan berikut ini.

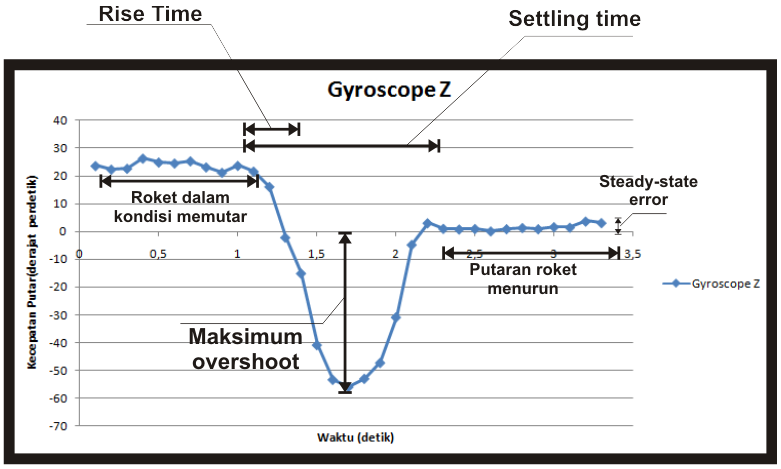
$$Persentasi = 100\% - \left(\frac{Jumlah\ data\ diterima - Jumlah\ data\ error}{Jumlah\ data\ diterima} * 100\%\right)$$

Mengacu pada tabel IV-2 pengujian komunikasi data mengenai persentasi keberhasilan data yang dikirim dalam jarak dibawah 100 meter, keandalan data yang diterima berada diatas 71,3%. Nilai tersebut dapat dianggap sebagai tolak ukur keandalan data yang digunakan untuk analisa pengujian.

### 4.1.3 Pengujian roket skala laboratorium

Pengujian ini bertujuan untuk mengetahui kecepatan respon sistem kontrol dalam mengatasi efek *contra-rotating* yang terjado pada kondisi gangguan angin nol. Sistem akan diuji dengan parameter sebagai berikut

- Konstanta Proportional sebesar $\frac{100}{128}$
- Konstanta Integral sebesar $\frac{15}{128}$
- Konstanta Derivatif sebesar $\frac{6}{128}$
- Time sampling sebesar 2500 mikrodetik.




**Gambar IV-5 Pengujian kontrol skala laboratorium**

Berdasarkan gambar IV-5 dan tabel C pada lampiran tentang hasil pengujian kontrol skala laboratorium didapatkan beberapa parameter yakni

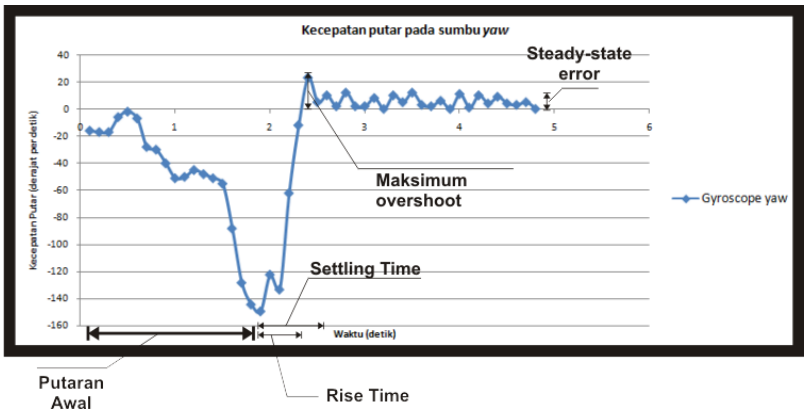
- rise time sebesar 0,4 detik
- maksimum overshoot sebesar 31%
- settling time sebesar 1,3 detik
- Steady-state error sebesar 2,2%

Pada pengujian ini dapat diamati saat waktu dibawah 1 detik, roket diputar secara manual tanpa mengaktifkan motor pendorong dan menghasilkan data putaran sebesar 21-28 derajat perdetik. Setelah itu, motor mulai aktif bersamaan dengan sistem kontrol. Saat *overshoot* terjadi (pada detik 1,7), roket mulai mampu mengkompensasi efek *contra-rotating* yang ditimbulkan motor pendorong. Pada detik ke 2,2 , roket memasuki nilai statisnya dimana akan timbul *steady-state error*.

### 4.1.4 Uji Peluncuran

Pengujian peluncuran merupakan tahap akhir dari pembuktian seberapa baik sistem kontrol yang dibuat dalam memenuhi tujuannya. Pengujian peluncuran akan dilakukan selama 10 detik seperti pada simulasi peluncuran yang dilakukan pada kontes muatan roket dan roket indonesia (KOMURINDO) tahun 2014.

- Konstanta Proportional sebesar $\frac{100}{128}$
- Konstanta Integral sebesar $\frac{15}{128}$
- Konstanta Derivatif sebesar $\frac{6}{128}$
- Time sampling sebesar 2500 mikrodetik.




**Gambar IV-6 Uji Peluncuran**

Berdasarkan gambar IV-6 dan tabel D pada lampiran mengenai hasil uji peluncuran didapatkan beberapa parameter yakni

- *rise time* sebesar 0,4 detik
- maksimum *overshoot* sebesar 12,7%
- *settling time* sebesar 0,7 detik
- *Steady-state error* sebesar 6,3%

Pada pengujian saat waktu dibawah 1,8 detik, roket meluncur dengan adanya gangguan berupa gangguan eksternal yakni perubahan arah angin sekitar tempat peluncuran dan gangguan internal berupa efek contra-rotating dari motor pendorong. Kecepatan putaran yang dihasilkan dapat mencapai 160 derajat perdetik. Setelah itu, sistem kontrol mulai diaktifkan. Pada saat *overshoot* terjadi (pada detik 2,4) , roket mulai mengkompensasi efek *contra-rotating* yang ditimbulkan motor pendorong. Settling time dicapai pada saat detik ke 2,5 dimana roket memasuki nilai statisnya yang memunculkan *steady-state error*.

## 4.2 Analisa

Berdasarkan data yang telah didapatkan dari beberapa pengujian, kontrol PID memberikan hasil yang baik karena mampu meredam efek *contra-rotating* pada roket.

- Berdasarkan Gambar IV-3 tentang pengujian sensor *gyroscope* didapatkan bahwa vibrasi yang terjadi merambat ke bagian sistem sensor yang menyebabkan adanya gangguan pembacaan.
- Berdasarkan perbandingan antara gambar IV-5 tentang pengujian kontrol skala laboratorium dan gambar IV-6 tentang uji peluncuran, Adanya perbedaan respon sistem yang terjadi.