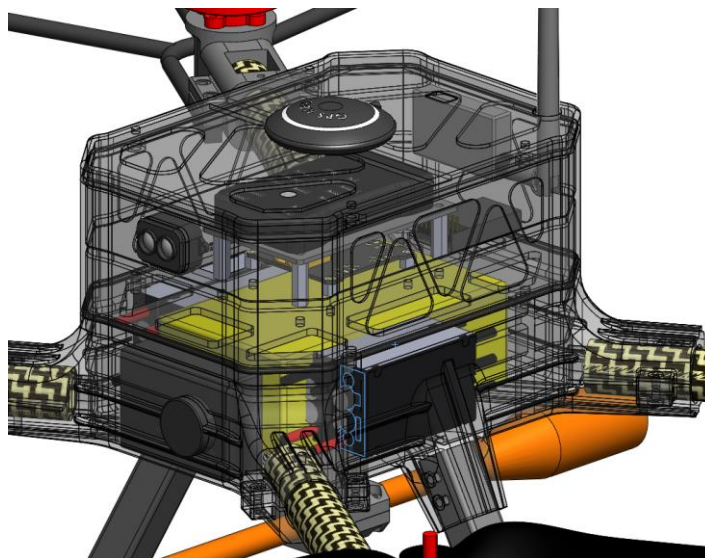


BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN

Bab ini membahas hasil dari penelitian yang berkaitan dengan rancang bangun sistem elektrikal pada UAV *Quadcopter* Washer Fasad Gedung. Pada bab ini pembahasan meliputi hasil tuning PID berdasarkan grafik yang dihasilkan oleh tlog (telemetry log) atau bisa juga disebut blackbox, karakteristik UAV *Quadcopter* dengan hasil tuning PID, karakteristik UAV *Quadcopter* ketika penyemprotan dimulai dan selesai, rancang bangun sistem elektrikal pada UAV *Quadcopter* *Quadcopter*.

4.1 Perakitan dan Integrasi Sistem Elektrik

Pada UAV *Quadcopter* ini, dibuat 2 tingkat peletakkan komponen yang dibagi sesuai dengan kebutuhan komponen. Peletakkan komponen tertera pada gambar berikut.

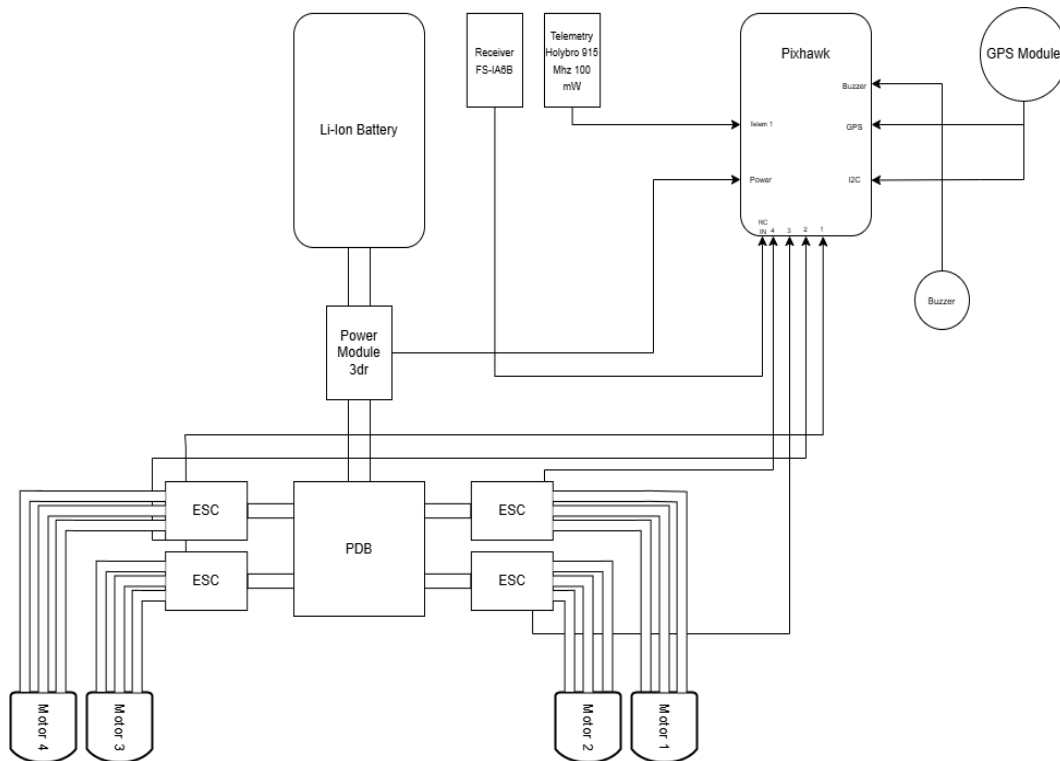


Gambar 4.1 Peletakkan Komponen UAV *Quadcopter* Washer Fasad Gedung

Gambar 4.1 menunjukkan pada lantai 1 atau bagian bawah terdapat

komponen sebagai berikut, Yi-Cam, ESC, Baterai. Sedangkan Lantai 2 atau bagian atas terdapat komponen sebagai berikut, PDB, Flight Control, Receiver, Trasmmitter Telemetry, GPS. Peletakkan ini disesuaikan oleh peletakkan gps yang harus diatas atau tidak terlalu terhalang dengan komponen karena dapat mempengaruhi kecepatan dalam menangkap satellite. Selain itu, pada komponen *flight control* terdapat sensor compass, magnetometer yang dapat terganggu dengan *magnetic field* yang disebabkan oleh transfer daya baterai terhadap motor.

Dalam perakitan dan integrasi sistem elektrik, berikut adalah diagram wiring pada UAV *Quadcopter washer* yang ditujukan pada Gambar 4.2.



Gambar 4.2 Diagram Wiring Perakitan UAV *Quadcopter Washer*

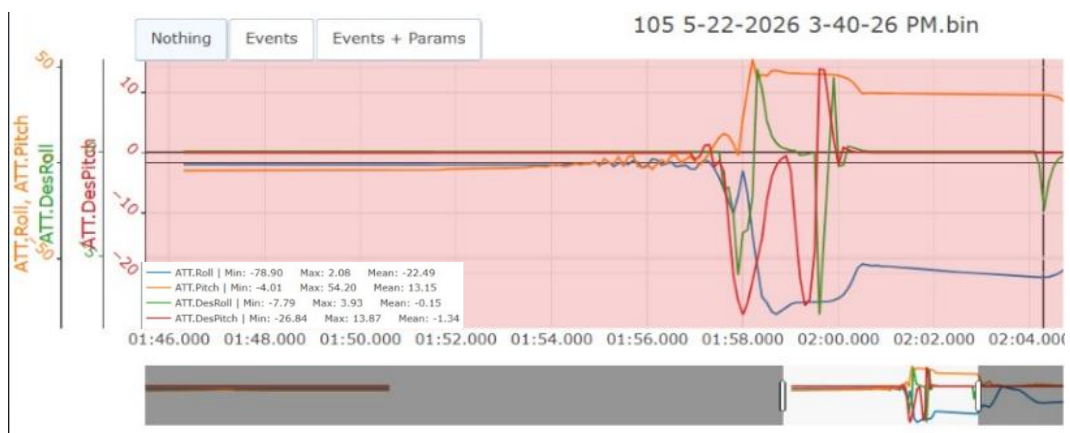
Pada diagram yang ditampilkan pada Gambar 4.2 tidak terlihat kamera Yi-cam atau action camera dikarenakan Yi-cam bertindak secara mandiri atau *stand alone* yang mana monitoring dilakukan dengan koneksi wifi handphone terhadap Yi-cam.

4.2 Pengetesan dan Tuning PID

Pada tahap ini dilakukan tiga kali *major test flight* yang disertai dengan perubahan parameter PID secara bertahap berdasarkan permasalahan yang teridentifikasi pada setiap penerbangan. Tujuan pengujian ini adalah untuk memperoleh konfigurasi parameter PID yang mampu menghasilkan karakteristik penerbangan yang stabil dan responsif pada sistem UAV *Quadcopter* washer fasad gedung.

4.2.1 Pengujian Pertama Tanpa Beban dengan PID Tanpa Perubahan

Pengujian pertama dilakukan tanpa membawa beban dan dengan menggunakan parameter PID awal yang sebelumnya telah diterapkan pada UAV *Quadcopter* sebelum penelitian ini dilaksanakan. Selain mempertahankan parameter PID yang ada, penulis melakukan penyesuaian pada beberapa parameter pendukung, yaitu *accelerometer filter* dan *gyroscope filter*, yang memiliki pengaruh signifikan terhadap kualitas data sensor dan respons sistem kendali. Pengujian dilakukan pada kondisi lingkungan yang luas, dan dengan kondisi angin yang tidak mengganggu UAV pada saat terbang.



Gambar 4.4 Grafik Plot Pitch dan Roll Pengujian Pertama

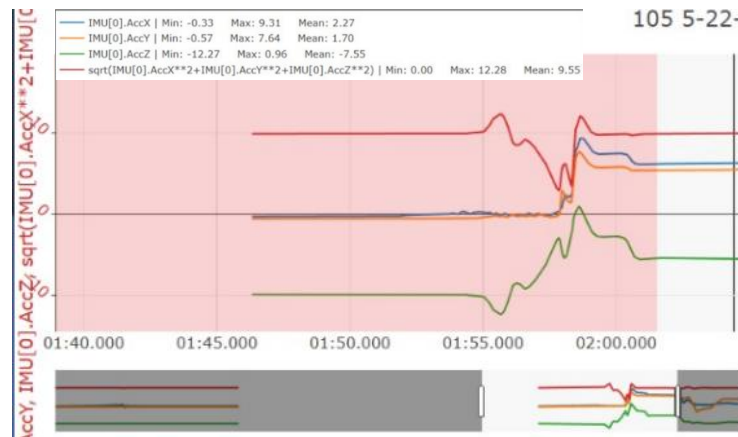
Berdasarkan Gambar 4.4, terlihat adanya fenomena osilasi pada sumbu *pitch* dan *roll* yang ditandai dengan terjadinya koreksi berulang secara berlebihan (*overcorrection*). Fenomena tersebut mulai terlihat pada waktu 1:54.000, yaitu saat motor memasuki fase *spooling*. Osilasi yang muncul mengindikasikan bahwa sistem kendali belum mampu meredam gangguan secara optimal sehingga menghasilkan getaran pada rangka UAV *Quadcopter*.

Ketika UAV *Quadcopter* melakukan proses *take-off*, gejala osilasi masih tetap terjadi dan menyebabkan kestabilan penerbangan menurun. Selain itu, respons sistem terhadap perubahan sikap (*attitude*) relatif lambat sehingga UAV *Quadcopter* mengalami kesulitan mempertahankan posisi dan orientasi penerbangan yang diinginkan. Kondisi tersebut pada akhirnya menyebabkan hilangnya kendali penerbangan (*loss of control*) yang berujung pada kegagalan misi penerbangan. Sebagai data pendukung, Gambar 4.5 dan Gambar 4.6 menampilkan hasil pembacaan sensor *accelerometer* dan *gyroscope* selama pengujian berlangsung.

Untuk mempermudah interpretasi grafik pada Gambar 4.4, parameter *Des Pitch* (*Desired Pitch*) dan *Att Pitch* (*Attitude Pitch*) digunakan untuk menunjukkan sudut pitch yang diinginkan dan sudut pitch aktual UAV *Quadcopter*. Nilai positif menunjukkan kecenderungan UAV *Quadcopter* bergerak dengan orientasi hidung mengarah ke depan (*nose down*), sedangkan nilai negatif menunjukkan kecenderungan orientasi hidung mengarah ke belakang (*nose up*).

Pada parameter *Des Roll* dan *Att Roll*, nilai positif menunjukkan kecenderungan UAV *Quadcopter* melakukan gerakan *roll* ke arah kanan, sedangkan nilai negatif menunjukkan kecenderungan *roll* ke arah kiri. Sementara

itu, parameter Des Yaw dan Att Yaw merepresentasikan sudut yaw yang diinginkan dan sudut yaw aktual. Nilai positif menunjukkan kecenderungan UAV *Quadcopter* berputar ke arah kanan (*clockwise*), sedangkan nilai negatif menunjukkan kecenderungan UAV *Quadcopter* berputar ke arah kiri (*counter-clockwise*).



Gambar 4.5 Diagram Plot Sensor Accelerometer Pengujian Pertama

Berdasarkan data accelerometer pada Gambar 4.5, terlihat adanya fluktuasi percepatan yang cukup tinggi pada saat fase *spooling* dan *take-off*. Fluktuasi tersebut mengindikasikan adanya getaran mekanis yang diteruskan ke sensor sehingga mempengaruhi kualitas data yang digunakan oleh sistem kendali.



Gambar 4.6 Grafik Plot Sensor Gyroscope Pengujian Pertama

Data gyroscope pada Gambar 4.6 menunjukkan adanya perubahan

kecepatan sudut yang cukup signifikan selama proses *spooling* dan penerbangan. Kondisi ini selaras dengan fenomena osilasi yang teramati pada grafik *attitude*, di mana sistem kendali menghasilkan koreksi yang berlebihan sehingga menyebabkan perubahan orientasi UAV *Quadcopter* secara terus-menerus.

The image shows a screenshot of a flight controller configuration interface, likely from a software like Betaflight. It displays various PID and system parameters for a UAV. The parameters are organized into several sections:

- Stabilize Roll (Error to Rate):** P: 4.500, ACCEL MA: 71600.
- Stabilize Pitch (Error to Rate):** P: 4.500, ACCEL MA: 71600.
- Stabilize Yaw (Error to Rate):** P: 4.500, ACCEL MA: 21600.
- Position XY (Dist to Speed):** P: 1.000, INPUT TC: 0.150.
- Lock Pitch and Roll Values:** (checked).
- Rate Roll:** P: 0.39263, I: 1.9326, D: 0.01136, IMAX: 0.500, FLTE: 0, FLTD: 14, FLTT: 14.
- Rate Pitch:** P: 0.52433, I: 2.144, D: 0.00909, IMAX: 0.500, FLTE: 0, FLTD: 14, FLTT: 14.
- Rate Yaw:** P: 1.6936, I: 4.4116, D: 0.12478, IMAX: 0.500, FLTE: 2, FLTD: 0, FLTT: 14.
- Velocity XY (Vel to Accel):** P: 2.0, I: 1.000, D: 0.500, IMAX: 100.
- Basic Filters:** Gyro: 10, Accel: 1.
- Throttle Accel (Accel to motor):** P: 0.75, I: 1.500, D: 0.000, IMAX: 5.
- Throttle Rate (VSpd to accel):** P: 6.000, Tune: None, Min: 0.000, 0.000.
- Altitude Hold (Alt to climb rate):** P: 1.000.
- WPNav (cm/s):** Speed: 500, Radius: 200, Speed Up: 250, Speed Dn: 150, Loiter Speed: 500.
- RC6 Opt:** ArmDisarm (4.2 and).
- RC7 Opt:** Do Nothing.
- RC8 Opt:** Do Nothing.
- RC9 Opt:** Do Nothing.
- RC10 Opt:** Do Nothing.
- Filter Logs:** Mask: (empty), Options: 0.
- Static Notch Filter:** Enabled: (checked), Frequency: 10, Bandwidth: 5, Attenuation: 5.
- Harmonic Notch Filter:** Enabled: Enabled, Mode: 1, Reference: 0, Frequency: 80, Attenuation: 40, Bandwidth: 40, Options: 0, Harmonics: 3.

Gambar 4.7 Nilai Awal PID Pengujian Pertama

Gambar 4.7 menunjukkan konfigurasi parameter PID awal yang digunakan pada pengujian pertama. Sebelum dilakukan proses tuning, sistem kendali penerbangan menggunakan konfigurasi parameter PID yang telah diterapkan pada UAV *Quadcopter* pada pengoperasian sebelumnya. Konfigurasi tersebut digunakan sebagai nilai awal (*baseline*) untuk mengevaluasi karakteristik respons sistem terhadap perintah kendali serta kestabilan UAV *Quadcopter* selama penerbangan.

Nilai PID awal ini menjadi acuan dalam proses analisis performa sistem,

khususnya dalam mengidentifikasi gejala osilasi, respons terhadap perubahan sikap (*attitude*), dan kemampuan UAV *Quadcopter* dalam mempertahankan kestabilan terbang. Hasil evaluasi dari konfigurasi awal tersebut selanjutnya digunakan sebagai dasar dalam menentukan perubahan parameter PID pada tahap tuning berikutnya.

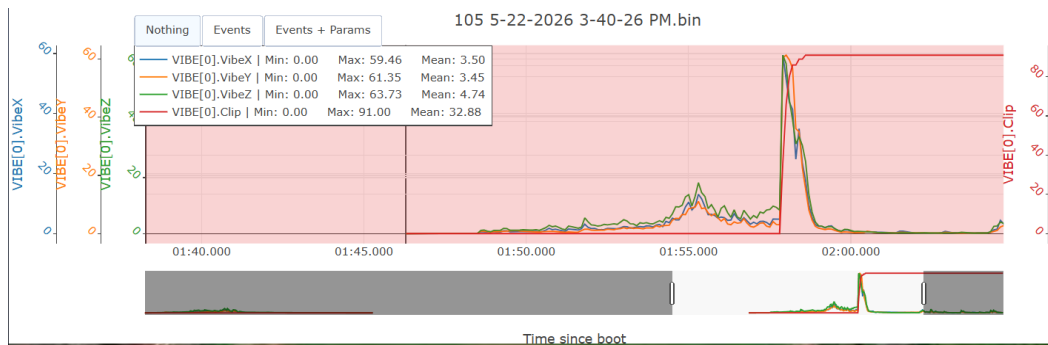
Berdasarkan Gambar 4.3, parameter Stabilize Roll dan Stabilize Pitch menggunakan nilai *Proportional Gain (P)* sebesar 4,5 dengan nilai percepatan maksimum (*Acceleration Maximum*) sebesar 71.600 cdeg/s². Nilai tersebut menentukan seberapa agresif sistem merespons perintah perubahan sudut pada sumbu roll dan pitch. Semakin besar nilai gain yang digunakan, semakin cepat sistem menghasilkan koreksi terhadap error yang terjadi.

Pada lapisan kendali laju sudut (*Rate Controller*), sumbu roll menggunakan nilai P sebesar 0,39263, I sebesar 1,9326, dan D sebesar 0,01136. Sementara itu, sumbu pitch menggunakan nilai P sebesar 0,52433, I sebesar 2,144, dan D sebesar 0,00909. Nilai integral (I) yang relatif tinggi menunjukkan bahwa sistem UAV *Quadcopter* yang dilakukan sebelum penelitian penulis lakukan dirancang untuk meminimalkan *steady-state error*, sedangkan nilai derivatif (D) berfungsi meredam perubahan yang terlalu cepat dan mengurangi kecenderungan osilasi.

Untuk sumbu yaw, digunakan nilai P sebesar 1,6936, I sebesar 4,4116, dan D sebesar 0,12478. Nilai gain yaw yang lebih besar dibandingkan roll dan pitch menunjukkan bahwa sistem memerlukan koreksi yang lebih agresif untuk mempertahankan orientasi arah hadap (*heading*) UAV *Quadcopter* selama penerbangan.

Selain parameter PID, sistem juga menggunakan pengaturan *Basic Filters*

dengan frekuensi *Gyroscope Low-Pass Filter* sebesar 10 Hz dan *Accelerometer Low-Pass Filter* sebesar 1 Hz. Pengaturan ini bertujuan untuk meredam noise yang berasal dari getaran motor dan baling-baling sebelum data digunakan oleh pengendali penerbangan. Namun dengan mengecilnya nilai *Gyroscope Low-Pass Filter* serta *Accelerometer Low-Pass Filter* membuat respon UAV *Quadcopter* yang menjadi sangat tidak responsif dan cenderung sangat delay.



Gambar 4.8 Grafik Plot VIBE Pengujian Pertama

Pada pengujian pertama, nilai vibrasi yang diterima oleh flight controller berada pada tingkat yang cukup tinggi. Berdasarkan data VIBE, diperoleh nilai maksimum VibeX sebesar 59,46 m/s², VibeY sebesar 61,35 m/s², dan VibeZ sebesar 63,73 m/s². Selain itu, nilai Clip mencapai 91, yang menunjukkan bahwa accelerometer mengalami clipping akibat vibrasi berlebih.

Tingginya nilai vibrasi tersebut menyebabkan kualitas pembacaan sensor menjadi kurang baik sehingga flight controller menghasilkan koreksi yang berlebihan. Kondisi tersebut berkontribusi terhadap munculnya osilasi pada UAV dan menyebabkan karakteristik penerbangan menjadi tidak stabil.

4.2.2 Uji Terbang Tanpa Beban Dengan Perubahan Nilai PID

Pada pengujian kedua, UAV *Quadcopter* diterbangkan tanpa membawa

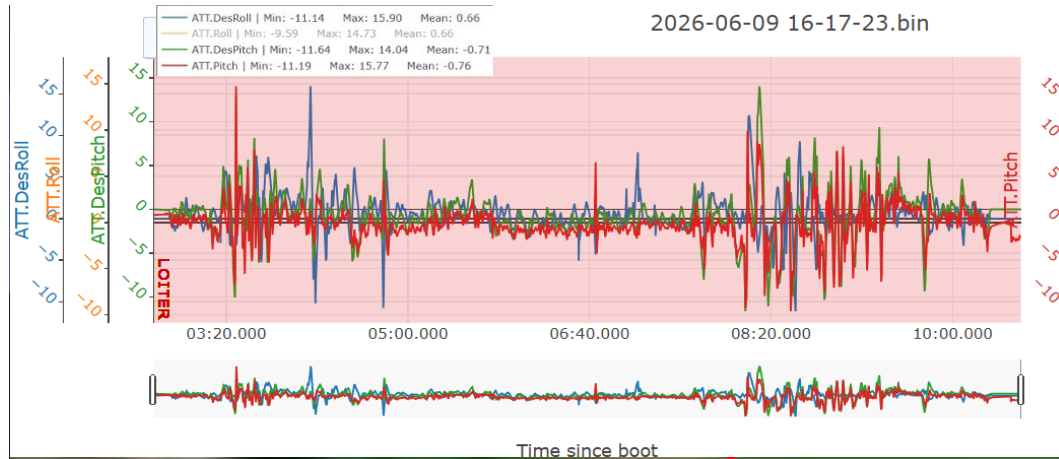
payload dengan konfigurasi parameter PID yang telah mengalami penyesuaian berdasarkan hasil evaluasi pada pengujian pertama. Selain perubahan pada parameter PID, dilakukan pula beberapa penyesuaian pada sistem kendali penerbangan, salah satunya adalah pemasangan *vibration damper* pada flight controller.

Pemasangan *vibration damper* merupakan salah satu perubahan signifikan yang dilakukan untuk meningkatkan kualitas data sensor yang digunakan oleh sistem kendali. Komponen ini berfungsi untuk mengurangi getaran mekanis yang ditransmisikan dari rangka UAV, motor, dan propeller menuju flight controller. Dengan berkurangnya getaran yang diterima oleh sensor, pembacaan accelerometer dan gyroscope menjadi lebih stabil sehingga kualitas estimasi sikap (*attitude estimation*) UAV dapat ditingkatkan.

Perbaikan kualitas sinyal sensor tersebut memungkinkan penggunaan nilai *accelerometer filter* dan *gyroscope filter* yang lebih tinggi dibandingkan pengujian sebelumnya. Peningkatan frekuensi filter dilakukan untuk mengurangi proses penyaringan yang berlebihan (*over-filtering*) sehingga data sensor dapat diproses lebih cepat oleh flight controller. Dengan demikian, keterlambatan respons sistem (*control latency*) dapat diminimalkan dan UAV diharapkan mampu menghasilkan karakteristik penerbangan yang lebih responsif serta stabil dibandingkan pada pengujian pertama.

Selain pemasangan *vibration damper*, perubahan parameter PID juga dilakukan untuk mengurangi kecenderungan osilasi yang teramati pada pengujian sebelumnya. Kombinasi antara penyesuaian parameter kendali dan peningkatan kualitas data sensor diharapkan dapat menghasilkan performa penerbangan yang

lebih baik sehingga UAV mampu mempertahankan kestabilan selama proses lepas landas, hover, maupun manuver dasar.



Gambar 4.9 Grafik Plot Pitch dan Roll Pengujian Kedua

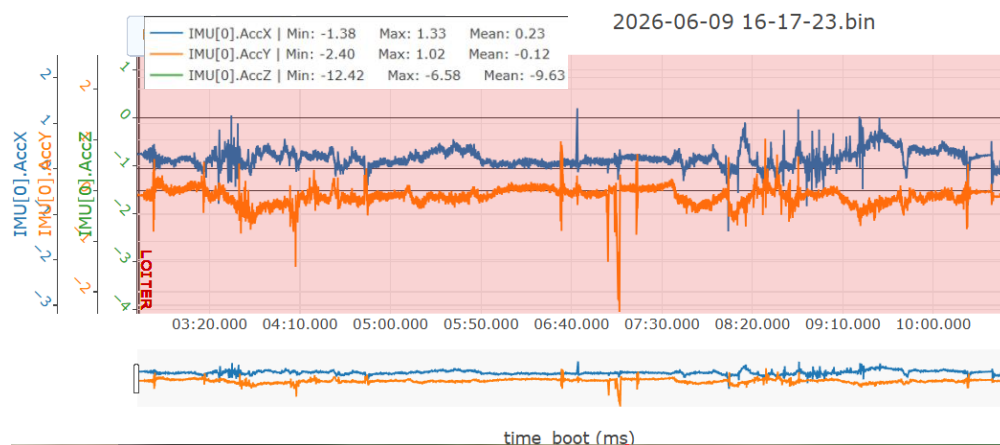
Berdasarkan data ATT yang diperoleh dari blackbox ArduPilot, terlihat bahwa nilai attitude aktual UAV (*ATT.Roll* dan *ATT.Pitch*) mampu mengikuti nilai attitude yang diperintahkan (*ATT.DesRoll* dan *ATT.DesPitch*) dengan cukup baik selama proses penerbangan. Hal ini ditunjukkan oleh kedekatan pola grafik antara nilai aktual dan nilai referensi pada sebagian besar waktu pengujian. Pada rentang waktu sekitar menit 03:00 hingga 07:30, respons sistem kendali terlihat relatif stabil dengan amplitudo koreksi yang rendah. UAV mampu mempertahankan sikap terbang tanpa menunjukkan gejala osilasi berlebih seperti yang terjadi pada pengujian pertama. Kondisi ini mengindikasikan bahwa perubahan parameter PID yang dilakukan telah berhasil meningkatkan karakteristik tracking sistem kendali.

Namun demikian, pada rentang waktu sekitar menit 08:00 hingga 09:30 terlihat peningkatan amplitudo koreksi pada sumbu pitch dan roll. Fenomena ini menunjukkan bahwa flight controller masih melakukan penyesuaian yang cukup agresif terhadap perubahan posisi UAV. Meskipun demikian, koreksi yang terjadi

tidak berkembang menjadi osilasi berkelanjutan sehingga UAV masih mampu mempertahankan kestabilan penerbangan.

Dibandingkan pengujian pertama, amplitudo osilasi yang muncul pada pengujian kedua mengalami penurunan yang cukup signifikan. Pada pengujian pertama, UAV menunjukkan kecenderungan koreksi berlebihan (*overcorrection*) yang menyebabkan getaran pada struktur dan menurunkan kemampuan kendali. Setelah dilakukan tuning PID dan pemasangan vibration damper, fenomena tersebut berhasil direduksi sehingga respons UAV menjadi lebih terkendali.

Secara keseluruhan, hasil ini menunjukkan bahwa perubahan parameter PID telah meningkatkan kemampuan sistem kendali dalam mengikuti referensi sikap sekaligus mengurangi kecenderungan osilasi yang sebelumnya menjadi penyebab utama ketidakstabilan UAV.



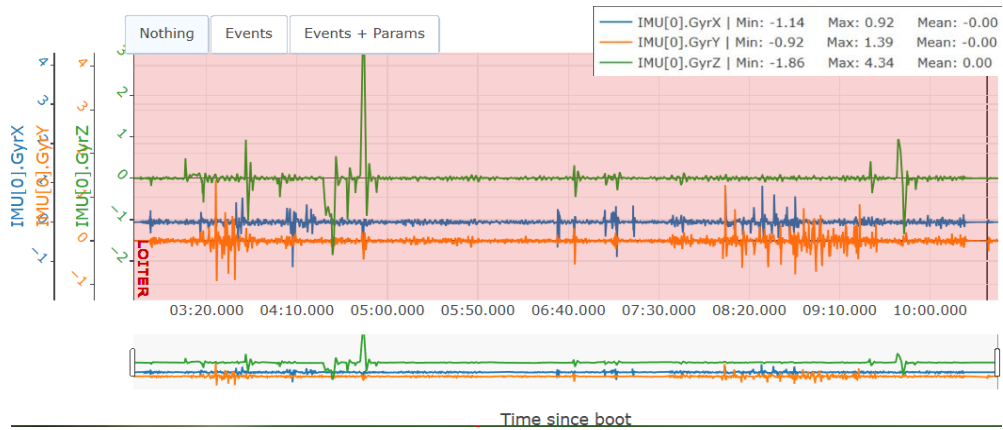
Gambar 4.10 Grafik Plot Sensor *Accelerometer* Pengujian Kedua.

Data accelerometer digunakan untuk mengevaluasi tingkat vibrasi yang diterima oleh flight controller selama penerbangan. Berdasarkan grafik yang diperoleh, terlihat bahwa nilai percepatan pada sumbu X, Y, dan Z memiliki karakteristik yang relatif stabil sepanjang pengujian.

Pada sumbu X (*AccX*), nilai percepatan berada pada rentang $-1,38 \text{ m/s}^2$

hingga $1,33 \text{ m/s}^2$ dengan nilai rata-rata sebesar $0,23 \text{ m/s}^2$. Nilai tersebut menunjukkan bahwa UAV tidak mengalami percepatan lateral yang berlebihan selama penerbangan. Pada sumbu Y ($AccY$), nilai percepatan berada pada rentang $-2,40 \text{ m/s}^2$ hingga $1,02 \text{ m/s}^2$ dengan rata-rata sebesar $-0,12 \text{ m/s}^2$. Fluktuasi yang terjadi masih berada dalam batas yang wajar untuk kondisi hover dan manuver ringan. Sementara itu, pada sumbu Z ($AccZ$), nilai percepatan berkisar antara $-12,42 \text{ m/s}^2$ hingga $-6,58 \text{ m/s}^2$ dengan nilai rata-rata sebesar $-9,63 \text{ m/s}^2$. Nilai rata-rata tersebut mendekati percepatan gravitasi bumi ($-9,81 \text{ m/s}^2$), yang menunjukkan bahwa UAV berada pada kondisi terbang yang relatif stabil tanpa percepatan vertikal yang ekstrem.

Walaupun masih terdapat beberapa lonjakan (*spike*) pada waktu tertentu, frekuensi kemunculannya relatif rendah dan tidak menunjukkan pola vibrasi kontinu. Kondisi ini mengindikasikan bahwa vibration damper yang dipasang pada flight controller berhasil mengurangi transmisi getaran mekanis dari motor dan propeller menuju sensor inersia. Dibandingkan pengujian pertama, sinyal accelerometer pada pengujian kedua terlihat lebih bersih dan lebih stabil. Penurunan tingkat vibrasi ini sangat penting karena kualitas data accelerometer berpengaruh langsung terhadap proses estimasi sikap (*attitude estimation*) yang digunakan oleh flight controller.



Gambar 4.11 Grafik Plot Sensor *Gyroscope* Pengujian Kedua

Data gyroscope digunakan untuk mengukur kecepatan sudut UAV pada sumbu roll, pitch, dan yaw. Berdasarkan Gambar 4.11, nilai kecepatan sudut pada sumbu X (GyroX), Y (GyroY), dan Z (GyroZ) relatif stabil selama proses penerbangan. Nilai rata-rata ketiga sumbu mendekati nol, yang menunjukkan bahwa secara umum UAV mampu mempertahankan sikap terbangnya dengan baik dan tidak mengalami rotasi yang berlebihan.

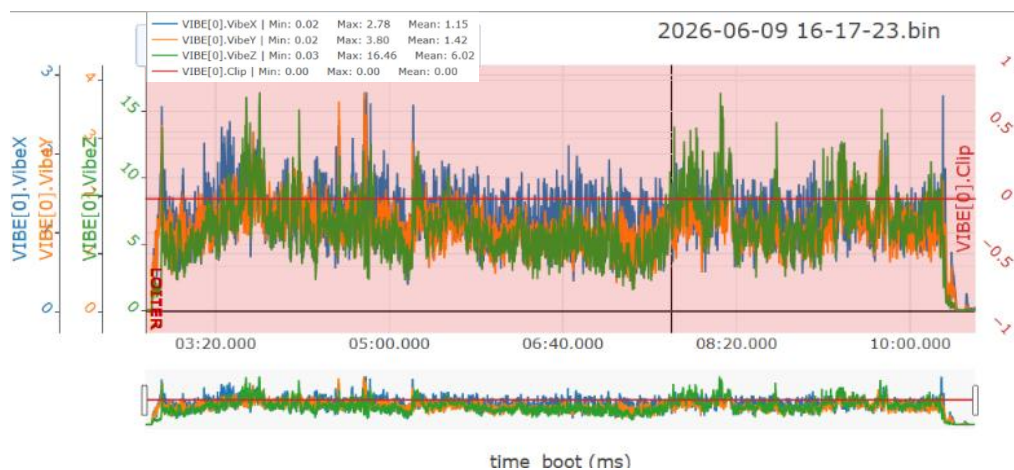
Pada sumbu X (GyroX), nilai minimum dan maksimum masing-masing sebesar -1,14 rad/s dan 0,92 rad/s. Pada sumbu Y (GyroY), rentang nilai berada antara -0,92 rad/s hingga 1,39 rad/s. Sementara itu, sumbu Z (GyroZ) memiliki rentang yang lebih besar, yaitu antara -1,86 rad/s hingga 4,34 rad/s. Meskipun terdapat beberapa lonjakan (*spike*) sesaat, terutama pada sumbu yaw (GyroZ), lonjakan tersebut tidak terjadi secara terus menerus sehingga tidak mengindikasikan adanya osilasi berkelanjutan yang dapat mengganggu kestabilan sistem.

Pada interval waktu sekitar menit ke-03:00 hingga menit ke-04:30 terlihat adanya peningkatan fluktuasi pada GyroX dan GyroY yang berkaitan dengan proses pengetesan PID dan *braking movement*. Selain itu, pada rentang waktu sekitar menit ke-08:00 hingga menit ke-09:00 kembali terlihat peningkatan

amplitudo fluktuasi pada sumbu roll dan pitch. Fenomena tersebut sesuai dengan hasil plot attitude yang menunjukkan adanya peningkatan koreksi pada interval waktu yang sama.

Dibandingkan dengan pengujian pertama, data gyroscope pada pengujian kedua menunjukkan karakteristik yang lebih stabil dengan tingkat noise yang lebih rendah. Pada pengujian pertama, sinyal gyroscope menunjukkan fluktuasi yang lebih besar akibat vibrasi struktur dan koreksi berlebihan yang dilakukan oleh flight controller. Setelah dilakukan perubahan parameter PID dan pemasangan vibration damper, amplitudo fluktuasi pada ketiga sumbu berhasil dikurangi sehingga kualitas data sensor menjadi lebih baik.

Penurunan tingkat vibrasi yang diterima oleh sensor gyroscope memberikan pengaruh positif terhadap proses estimasi sikap (*attitude estimation*) yang dilakukan oleh flight controller. Dengan kualitas data sensor yang lebih baik, sistem kendali mampu menghasilkan respons yang lebih stabil serta meningkatkan kemampuan UAV dalam mempertahankan posisi selama penerbangan.



Gambar 4.12 Grafik Plot VIBE Pengujian Kedua

Gambar 4.12 merupakan data pendukung getaran yang masuk kedalam sensor imu. Grafik diatas adalah grafik yang sudah terfilter oleh harmonic notch

filter sehingga flight controller mengalami penurunan tingkat vibrasi dibandingkan dengan pengujian pertama. Berdasarkan data VIBE pada pengujian kedua, diperoleh nilai maksimum VibeX sebesar $2,78 \text{ m/s}^2$ dengan rata-rata $1,15 \text{ m/s}^2$, VibeY sebesar $3,80 \text{ m/s}^2$ dengan rata-rata $1,42 \text{ m/s}^2$, dan VibeZ sebesar $16,46 \text{ m/s}^2$ dengan rata-rata $6,02 \text{ m/s}^2$. Selain itu, nilai Clip bernilai nol selama penerbangan berlangsung.

Jika dibandingkan dengan pengujian pertama, nilai vibrasi pada sumbu X mengalami penurunan maksimum sebesar 95,3%, sedangkan pada sumbu Y dan Z masing-masing mengalami penurunan sebesar 93,8% dan 74,2%. Hilangnya nilai clipping pada accelerometer menunjukkan bahwa kualitas data sensor mengalami peningkatan yang signifikan. Penurunan vibrasi ini menunjukkan bahwa kombinasi vibration damper dan Harmonic Notch Filter berhasil meredam getaran yang berasal dari sistem propulsi sehingga sensor accelerometer dan gyroscope mampu menghasilkan data yang lebih bersih.

Stabilize Roll (Error to Rate) P 4.500 ACCEL MA 71600	Stabilize Pitch (Error to Rate) P 4.500 ACCEL MA 71600	Stabilize Yaw (Error to Rate) P 4.500 ACCEL MA 21600	Position XY (Dist to Speed) P 1.000 INPUT TC 0.150
☐ Lock Pitch and Roll Values			
Rate Roll P 0.06292 I 0.06292 D 0.01136 IMAX 0.5 FLTE 0 FLTD 14 FLTT 14	Rate Pitch P 0.06292 I 0.06292 D 0.01000 IMAX 0.5 FLTE 0 FLTD 14 FLTT 14	Rate Yaw P 0.180 I 0.200 D 0.02000 IMAX 0.5 FLTE 2 FLTD 0 FLTT 14	Velocity XY (Vel to Accel) P 2.000 I 1.000 D 0.500 IMAX 100
Throttle Accel (Accel to motor) P 0.750 I 1.500 D 0.000 IMAX 5			Basic Filters Gyro 28 Accel 10
Throttle Rate (VSpd to accel) P 6.000 Tune None Min 0.000 0.000		Altitude Hold (Alt to climbrate) P 1.000 RC6 Opt RTL RC7 Opt Do Nothing RC8 Opt Do Nothing RC9 Opt Do Nothing RC10 Opt AUTO Mode	WPNav (cm's) Speed 500 Radius 200 Speed Up 250 Speed Dn 150 Loiter Speed 500
Filter Logs Mask Options 0			
Static Notch Filter Enabled Frequency 10 BandWidth 5 Attenuation 5		Harmonic Notch Filter Enabled Enabled Mode 1 Reference 0 Frequency 40 Attenuation 40 Bandwidth 40 Options 0 Harmonics 3	

Gambar 4.13 Nilai PID Sesudah Dilakukan Perubahan Manual

Berdasarkan hasil evaluasi pada pengujian pertama, diketahui bahwa UAV mengalami osilasi yang cukup besar ketika proses spool-up maupun saat melakukan manuver awal setelah lepas landas. Selain itu, respons UAV terhadap masukan pilot cenderung lambat dan menghasilkan koreksi berlebihan (*overcorrection*) yang menyebabkan karakteristik penerbangan menjadi tidak stabil. Kondisi tersebut menunjukkan bahwa parameter PID yang digunakan sebelumnya belum sesuai dengan karakteristik dinamis UAV yang dikembangkan. Oleh karena itu, pada pengujian kedua dilakukan penyesuaian parameter PID pada sumbu roll, pitch, dan yaw serta perubahan konfigurasi filter sensor untuk memperoleh respons sistem yang lebih stabil. Nilai parameter PID hasil tuning ditunjukkan pada Gambar 4.13.

Pada sumbu roll, digunakan nilai proportional (P) sebesar 0,06292, integral

(*I*) sebesar 0,06292, dan derivative (*D*) sebesar 0,01136. Sedangkan pada sumbu pitch digunakan nilai proportional sebesar 0,06292, integral sebesar 0,06292, dan derivative sebesar 0,01000. Sementara itu, pada sumbu yaw digunakan nilai proportional sebesar 0,180, integral sebesar 0,200, dan derivative sebesar 0,02000. Berdasarkan dari grafik plot yang sudah disajikan diatas, kita bisa tahu bahwa integral adalah parameter yang membuat *overcorection* dan bergetar sehingga nilai tersebut harus jauh diturunkan dari nilai awal. Berdasarkan dari beberapa sumber, untuk nilai *I Quadcopter* dengan konfigurasi *quad-X* memiliki nilai yang sama dengan nilai *I* yang mana memang terbukti dapat mengurangi adanya *overcorection* atau bergetar.

Selain perubahan parameter PID, dilakukan pula penyesuaian pada parameter filter sensor. Nilai Gyroscope Filter ditingkatkan menjadi 28 Hz, sedangkan Accelerometer Filter ditingkatkan menjadi 10 Hz. Peningkatan frekuensi filter ini dimungkinkan karena pada pengujian kedua telah dilakukan pemasangan vibration damper pada flight controller sehingga vibrasi yang diterima sensor menjadi lebih rendah dibandingkan pengujian sebelumnya. Dengan berkurangnya tingkat vibrasi, sensor gyroscope dan accelerometer dapat bekerja dengan kualitas sinyal yang lebih baik sehingga nilai frekuensi filter dapat ditingkatkan untuk mengurangi keterlambatan respons (*control latency*). Peningkatan frekuensi filter memungkinkan flight controller memperoleh informasi kondisi UAV secara lebih cepat sehingga sistem kendali dapat menghasilkan respons yang lebih responsif.

Selain itu, pada pengujian kedua juga diaktifkan fitur Harmonic Notch Filter dengan frekuensi dasar sebesar 40 Hz, bandwidth sebesar 40 Hz, attenuation

sebesar 40 dB, serta tiga orde harmonik. Aktivasi Harmonic Notch Filter bertujuan untuk meredam komponen vibrasi dominan yang dihasilkan oleh putaran motor dan propeller. Filter ini bekerja dengan menghilangkan frekuensi-frekuensi tertentu yang menjadi sumber utama vibrasi sehingga sinyal yang diterima oleh accelerometer dan gyroscope menjadi lebih bersih.

Kombinasi antara perubahan parameter PID, pemasangan vibration damper, peningkatan frekuensi filter sensor, serta aktivasi Harmonic Notch Filter diharapkan mampu memperbaiki kualitas data sensor dan menghasilkan karakteristik sistem kendali yang lebih stabil dibandingkan pengujian pertama. Dengan demikian, UAV dapat mempertahankan sikap terbang dengan lebih baik serta mengurangi kemungkinan terjadinya osilasi yang dapat mengganggu proses penerbangan.

4.2.3 Uji Terbang Tanpa Beban Setelah Tuning PID

Pada pengujian ketiga, proses tuning dilakukan menggunakan fitur AutoTune yang tersedia pada firmware ArduPilot. Berbeda dengan proses tuning manual pada pengujian kedua, metode AutoTune memungkinkan flight controller melakukan identifikasi karakteristik dinamis UAV secara otomatis melalui respons gerakan pada sumbu roll, pitch, dan yaw. Selama proses AutoTune berlangsung, flight controller memberikan gangguan pada sistem kemudian membaca respons dari sensor gyroscope dan accelerometer untuk menentukan nilai gain PID yang paling sesuai dengan karakteristik UAV.

Pengujian dilakukan tanpa membawa payload sehingga pengaruh perubahan pusat gravitasi dan variasi beban dapat diminimalkan. Selain itu, konfigurasi *vibration damper* serta *Harmonic Notch Filter* yang telah digunakan pada pengujian kedua tetap dipertahankan untuk memastikan kualitas sinyal sensor tetap baik selama proses identifikasi sistem berlangsung.

The image shows a flight controller tuning interface with the following settings:

- Stabilize Roll (Error to Rate):** P: 9.259468, ACCEL MA: 51901.15
- Stabilize Pitch (Error to Rate):** P: 8.018723, ACCEL MA: 53091.25
- Stabilize Yaw (Error to Rate):** P: 4.500, ACCEL MA: 21600
- Position XY (Dist to Speed):** P: 1.000, INPUT TC: 0.150
- Lock Pitch and Roll Values:** ☒
- Rate Roll:** P: 0.1582017, I: 0.1582017, D: 0.0087264, IMAX: 0.500, FLTE: 0, FLTD: 14, FLTT: 14
- Rate Pitch:** P: 0.1356382, I: 0.1356382, D: 0.0065861, IMAX: 0.500, FLTE: 0, FLTD: 14, FLTT: 14
- Rate Yaw:** P: 0.9598716, I: 0.0959872, D: 0.020, IMAX: 0.500, FLTE: 2, FLTD: 0, FLTT: 14
- Velocity XY (Vel to Accel):** P: 2.0, I: 1.000, D: 0.500, IMAX: 100
- Basic Filters:** Gyro: 28, Accel: 10
- Throttle Accel (Accel to motor):** P: 0.75, I: 1.500, D: 0.000, IMAX: 5
- Throttle Rate (VSpd to accel):** P: 6.000, Tune: None, Min: 0.000, 0.000
- Altitude Hold (Alt to climb rate):** P: 1.000
- WPNav (cm/s):** Speed: 500, Radius: 200, Speed Up: 250, Speed Dn: 150, Loiter Speed: 500
- Filter Logs:** Mask: [dropdown], Options: 0
- Static Notch Filter:** Enabled: [dropdown], Frequency: 10, BandWidth: 5, Attenuation: 5
- Harmonic Notch Filter:** Enabled: Enabled, Mode: 1, Reference: 0, Frequency: 40, Attenuation: 40, Bandwidth: 40, Options: 0, Harmonics: 3
- RC Options:** RC6 Opt: ArmDisarm (4.2 an), RC7 Opt: Do Nothing, RC8 Opt: Do Nothing, RC9 Opt: Do Nothing, RC10 Opt: Do Nothing

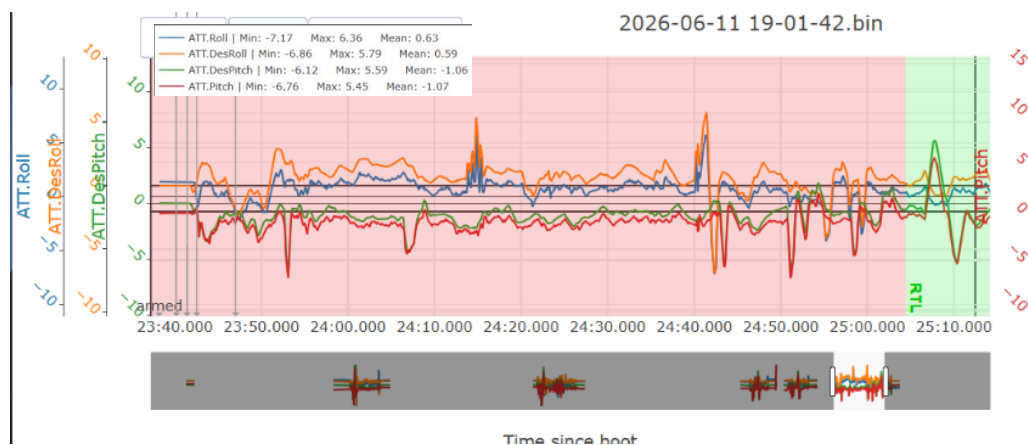
Gambar 4.13 Nilai Hasil Tuning PID Pengujian Ketiga

Hasil AutoTune yang ditunjukkan pada Gambar 4.13 menghasilkan perubahan parameter PID yang cukup signifikan dibandingkan dengan nilai hasil tuning manual pada pengujian kedua. Pada sumbu roll diperoleh nilai Rate Roll P sebesar 0,158, I sebesar 0,158, dan D sebesar 0,0087. Pada sumbu pitch diperoleh

nilai Rate Pitch P sebesar 0,136, I sebesar 0,136, dan D sebesar 0,0066. Sedangkan pada sumbu yaw diperoleh nilai P sebesar 0,96, I sebesar 0,096 dan D sebesar 0,02.

Selain itu, nilai Stabilize Roll dan Stabilize Pitch mengalami perubahan menjadi masing-masing sebesar 9,26 dan 8,02, sedangkan parameter ACCEL_MAX pada sumbu roll dan pitch menurun menjadi sekitar 51.900 deg/s² dan 53.091 deg/s². Penurunan nilai percepatan sudut maksimum ini menyebabkan respons UAV menjadi lebih halus dan tidak terlalu agresif dibandingkan pengujian sebelumnya.

Jika dibandingkan dengan pengujian kedua, nilai gain proportional dan integral mengalami peningkatan, sedangkan gain derivative sedikit menurun. Hal tersebut menunjukkan bahwa AutoTune menghasilkan konfigurasi kendali yang lebih berfokus pada kestabilan dan kemampuan mengikuti perintah sudut secara lebih halus.

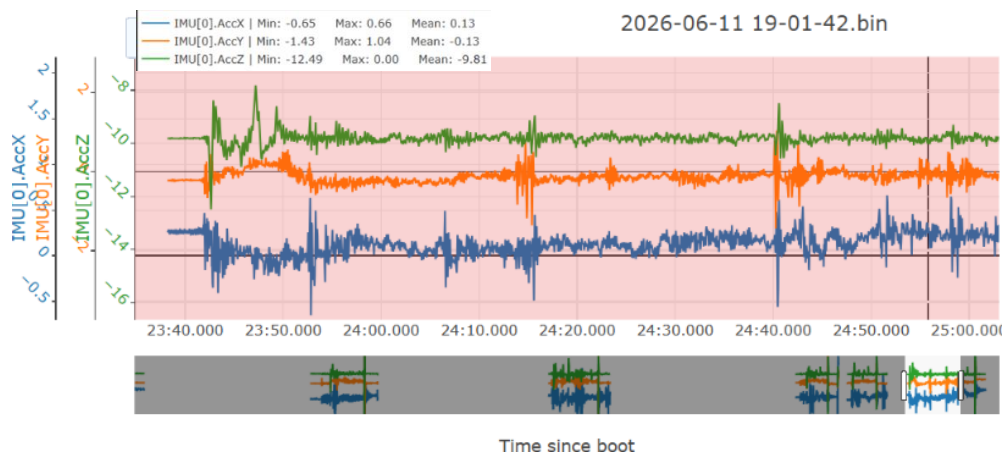


Gambar 4.14 Grafik Plot Pitch dan Roll Pengujian Ketiga

Berdasarkan diagram ATT Gambar 4.14, terlihat bahwa sinyal aktual (ATT.Roll dan ATT.Pitch) mampu mengikuti sinyal referensi (DesRoll dan

DesPitch) dengan cukup baik. Selisih antara sudut aktual dan sudut yang diinginkan relatif kecil serta tidak ditemukan fenomena osilasi berlebihan seperti yang terjadi pada pengujian pertama.

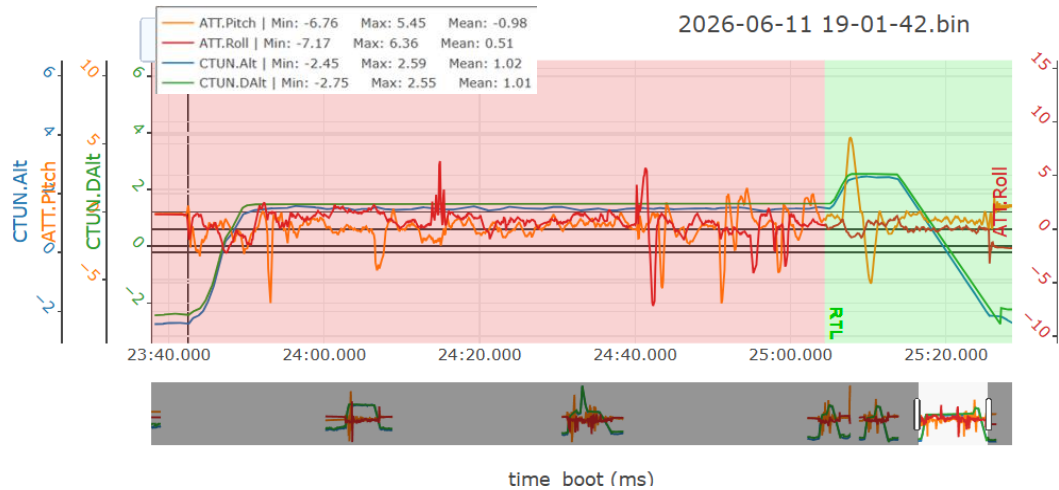
Dibandingkan dengan pengujian pertama yang mengalami osilasi dan koreksi berlebihan sehingga menyebabkan crash, serta pengujian kedua yang masih menunjukkan sedikit fluktuasi saat hover, pada pengujian ketiga respons roll dan pitch menjadi lebih halus dan stabil. Hal ini menunjukkan bahwa parameter hasil AutoTune mampu meningkatkan kemampuan sistem kendali dalam mengikuti referensi sudut dengan lebih baik.



Gambar 4.15 Grafik Plot Sensor Accelerometer Pengujian Ketiga

Gambar 4.15 yaitu Data accelerometer menunjukkan bahwa percepatan pada sumbu X dan Y relatif stabil dengan nilai maksimum masing-masing sebesar $0,66 \text{ m/s}^2$ dan $1,04 \text{ m/s}^2$. Sementara itu, sumbu Z memiliki nilai rata-rata sebesar $-9,81 \text{ m/s}^2$ yang menunjukkan bahwa sensor bekerja dengan baik dalam mendeteksi pengaruh pitch, roll dan yaw secara tiba tiba. Hal ini menunjukkan bahwa kombinasi penggunaan *vibration damper*, *Harmonic Notch Filter* serta *PID Tuning*

yang baik berhasil mengurangi pengaruh vibrasi mekanik terhadap pembacaan sensor IMU.



Gambar 4.16 Grafik Plot Pitch, Roll dan Altitude

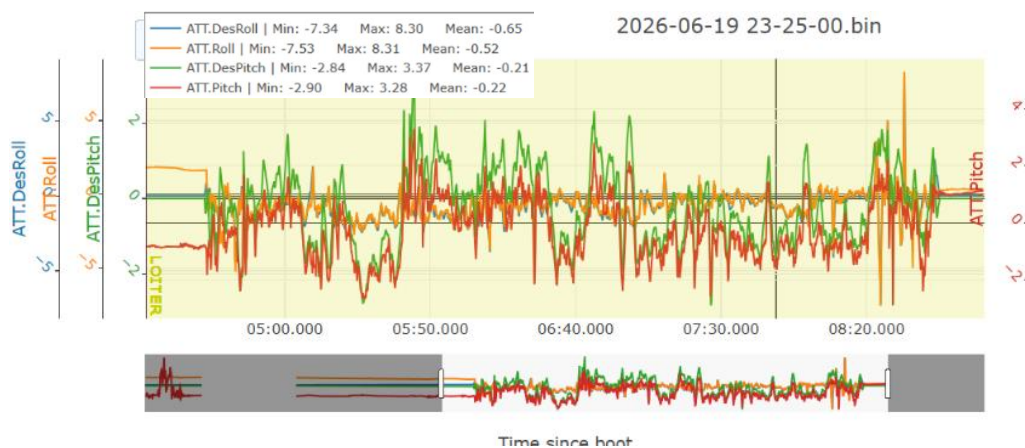
Pada Gambar 4.16 tertera data sajian plot *pitch*, *roll*, dan *altitude*. Pada saat *pitch* dan *roll*, UAV *Quadcopter* dapat tetap mempertahankan ketinggian sesuai dengan desire altitudenya. Pada saat *pitching* atau *rolling* biasanya pada UAV *Quadcopter* terjadi penurunan *altitude* sehingga pilot harus memberikan input throttle pada rc *transmitter*. Data sajian Gambar 4.16 merupakan penguat bahwa nilai gain PID yang sudah dilakukan *Autotune* mempunyai hasil yang sangat baik serta dan tetap responsif.

4.2.4 Uji Terbang Dengan Beban Setelah Tuning PID

Pengujian keempat dilakukan untuk mengevaluasi performa UAV setelah parameter PID hasil AutoTune diterapkan pada kondisi yang mendekati operasi sebenarnya. Berbeda dengan pengujian sebelumnya yang dilakukan tanpa payload, pada pengujian ini UAV diterbangkan dengan membawa beban total sekitar 5,5 kg.

Payload yang dibawa berupa sistem penyemprotan yang terdiri dari nozzle dan selang yang terhubung dengan pompa air dari permukaan tanah (ground pump). Pengujian dilakukan menggunakan mode Loiter untuk mengetahui kemampuan UAV dalam mempertahankan posisi secara otomatis selama proses hover.

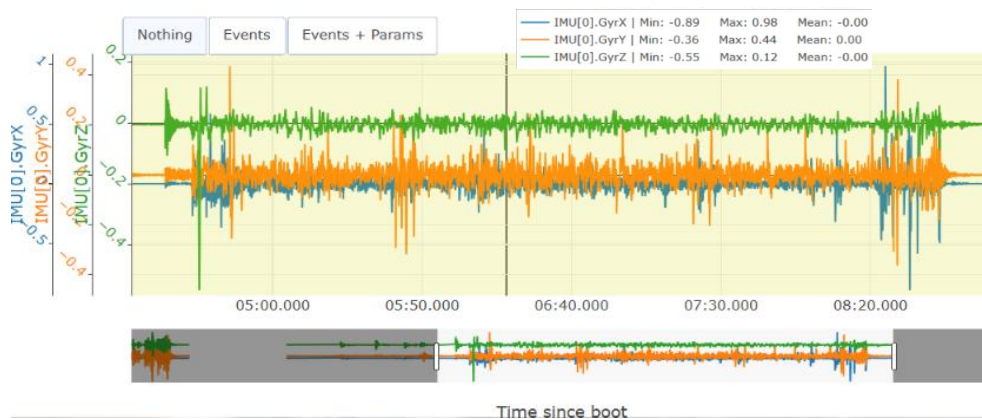
Penggunaan payload menyebabkan peningkatan massa total sistem serta menambah pengaruh eksternal berupa gaya tarik selang terhadap UAV. Selain itu, ketika pompa mulai diaktifkan pada menit ke-05:03, terdapat tambahan gaya reaksi dari aliran fluida pada nozzle dan perubahan distribusi gaya pada sistem, sehingga kontrol penerbangan menerima gangguan yang lebih besar dibandingkan kondisi tanpa beban. Oleh karena itu, pengujian ini bertujuan untuk mengetahui apakah parameter PID hasil AutoTune yang diperoleh pada pengujian sebelumnya masih mampu mempertahankan kestabilan UAV pada kondisi operasi aktual.



Gambar 4.17 Grafik Plot Pitch dan Roll Pengujian Keempat

Berdasarkan data sajian pada Gambar 4.17, sudut Roll aktual memiliki rentang antara $-7,53^{\circ}$ hingga $8,31^{\circ}$, sedangkan Pitch aktual berada pada rentang $-2,90^{\circ}$ hingga $3,28^{\circ}$. Dibandingkan pengujian tanpa beban setelah AutoTune, amplitudo osilasi pada sumbu Roll mengalami peningkatan. Hal ini menunjukkan

bahwa sistem kontrol harus menghasilkan koreksi yang lebih besar untuk mengimbangi pengaruh gaya eksternal yang ditimbulkan oleh selang dan gaya reaksi nozzle. Secara umum, respons antara sudut referensi dan sudut aktual masih dapat diikuti oleh sistem kontrol, namun terdapat fluktuasi yang lebih besar dibandingkan kondisi tanpa beban. Hal tersebut menunjukkan bahwa parameter PID hasil AutoTune masih dapat menjaga kestabilan dasar UAV, tetapi performanya mulai menurun akibat bertambahnya beban yang berasal dari sistem penyemprotan. Selain performanya menurun karena bertambahnya beban dari sistem penyemprotan, kondisi angin yang lumayan besar juga sangat mempengaruhi *holding* posisi dari UAV *Quadcopter*. Selain itu, pengetesan dengan *altitude* yang hanya 3 m akan menyebabkan *ground effect* atau *propwash*. Fenomena ini adalah aliran udara yang dimanfaatkan oleh propeller terpantul kembali ke propeller sehingga mempengaruhi kestabilan pada saat hovering dan *control altitude*.

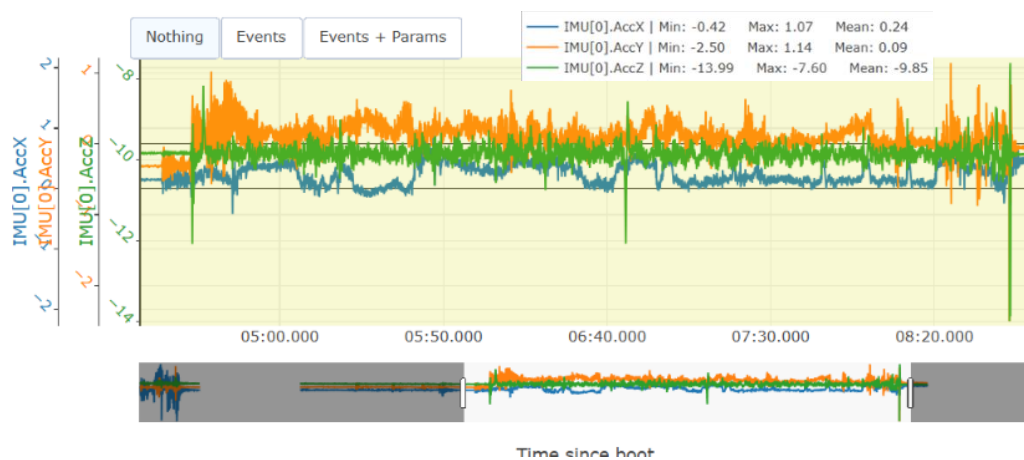


Gambar 4.18 Grafik Plot Sensor Gyroscope Pengujian Keempat

Data gyroscope menunjukkan:

- GyrX : -0,89 hingga 0,98 rad/s
- GyrY : -0,36 hingga 0,44 rad/s
- GyrZ : -0,55 hingga 0,12 rad/s

Nilai tersebut menunjukkan bahwa laju rotasi UAV relatif masih dapat dikendalikan. Tidak ditemukan fenomena osilasi berfrekuensi tinggi (high frequency oscillation) yang biasanya muncul apabila nilai gain PID terlalu besar. Fluktuasi yang muncul lebih disebabkan oleh gangguan eksternal dan perubahan gaya yang diterima UAV akibat interaksi dengan selang serta gaya reaksi dari nozzle.

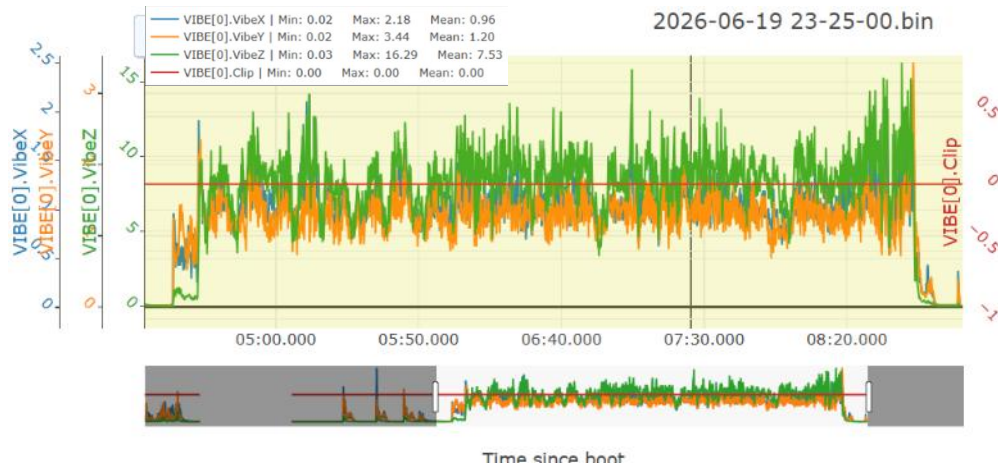


Gambar 4.19 Grafik Plot Sensor Accelerometer Pengujian Keempat

Data accelerometer menunjukkan:

- $AccX = -0,42$ sampai $1,07 \text{ m/s}^2$
- $AccY = -2,50$ sampai $1,14 \text{ m/s}^2$
- $AccZ = -13,99$ sampai $-7,60 \text{ m/s}^2$

Nilai $AccZ$ menunjukkan bahwa sistem masih mampu mempertahankan gaya angkat untuk menjaga ketinggian terbang. Akan tetapi terdapat beberapa spike pada data accelerometer yang menunjukkan adanya gangguan eksternal akibat adanya angin yang mengganggu.



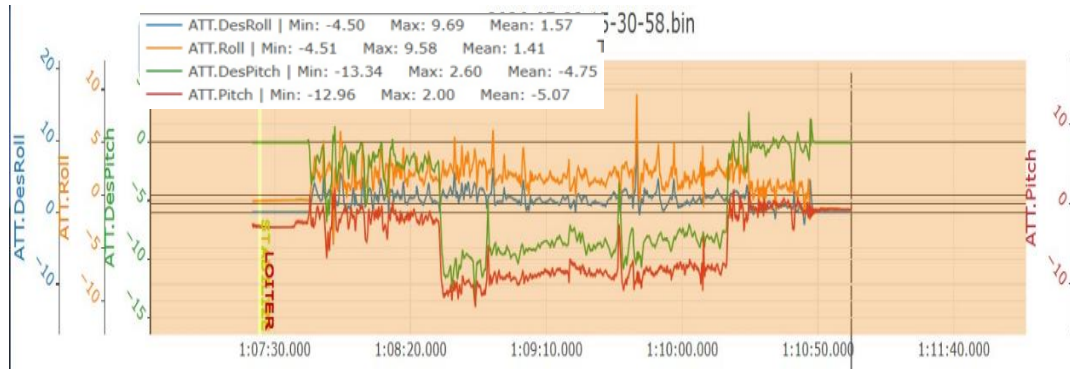
Gambar 4.20 Grafik Plot VIBE Pengujian Keempat

Pada Gambar 4.20, tidak ditemukan nilai *clipping* menunjukkan bahwa sensor IMU masih bekerja dengan baik dan tidak mengalami saturasi. Nilai VibeX dan VibeY tergolong rendah, sedangkan VibeZ meningkat dibandingkan pengujian tanpa beban. Peningkatan vibrasi pada sumbu vertikal menunjukkan bahwa adanya beban tambahan dan interaksi sistem penyemprotan menghasilkan getaran yang lebih besar pada arah vertikal. Walaupun demikian, nilai vibrasi tersebut masih berada dalam batas yang dapat diterima oleh ArduPilot sehingga sensor IMU masih mampu menghasilkan data yang akurat.

4.2.5 Uji Terbang Dengan Beban Tekanan Pompa 200 Bar

Pengujian kelima dilakukan untuk mengevaluasi performa UAV dengan menggunakan PID AutoTune. Berbeda dengan pengujian sebelumnya yang dilakukan dengan payload namun dengan tekanan yang lebih kecil, pada pengujian ini UAV diterbangkan dengan membawa beban total sekitar 5,5 kg dan dengan tekanan pompa berkisar 20 Mpa atau 200 Bar. Payload yang dibawa berupa sistem penyemprotan yang terdiri dari nozzle dan selang yang terhubung dengan pompa air dari permukaan tanah (ground pump). Pengujian dilakukan menggunakan mode

Loiter untuk mengetahui kemampuan UAV dalam mempertahankan posisi secara otomatis selama proses hover.



Gambar 4.21 Grafik Plot Pitch dan Roll Pengujian kelima

Pada Gambar 4.21, terlihat pada kisaran waktu 1:08:30 menunjukkan bahwa nilai Despitch dan Attpitch melonjak kebawah yang artinya adalah UAV *Quadcopter* sedang melakukan *counter* movement untuk mempertahankan posisinya dari *force back* yang diberikan dari nozzle. Ketika melakukan penyemprotan attpitch terlihat menunjukkan nilai yang lebih besar dibandingkan dengan despitch, namun perbedaan ini hanya berselisih 0.38 derajat.