

Perbandingan Uji Kestabilan *Attitude Hexacopter* Pada Metode *Root Locus* dan *Routh Hurwitz*

Iqra Maulana Ichsan¹⁾*, Illa Rizianiza²⁾

¹⁾ Program Studi Teknik Mesin, Institut Teknologi Kalimantan
Jl. Soekarno Hatta KM15 Karang Joang Balikpapan Utara 76127
Email: igramaulnichsn@gmail.com, rizianiza@lecturer.itk.ac.id

doi: <https://doi.org/10.24843/METTEK.2021.v07.i02.p01>

Abstrak

Drone Hexacopter adalah salah satu jenis UAV tipe *rotary wing*. *Hexacopter* memiliki 6 buah motor penggerak, biasa disebut *multirotor*. Sistemnya bersifat *nonlinear*, *multivariabel*, dan dinamis. Sifat *hexacopter* yang dinamis menyebabkan proses pengendalian sulit dilakukan saat sistem kontrol tidak dirancang dengan baik sehingga menjadi tantangan untuk penelitian mendatang. Dibutuhkan perancangan kestabilan sistem kontrol *hexacopter* yang dapat menjaga kestabilan gerak *attitude* saat *drone* berada di udara. Maka, penelitian ini bertujuan untuk mengetahui bagaimana menentukan parameter kestabilan untuk gerakan *pitch* dan *roll* pada *hexacopter* dan mengetahui bagaimana menganalisis respon sistem kontroler kestabilan yang dirancang untuk gerakan *pitch* dan *roll*. Metode penelitian yang digunakan adalah menggunakan metode *root locus* dibandingkan dengan kriteria kestabilan *routh hurwitz*. Penelitian tugas akhir ini menggunakan data input berupa *transfer function* dan data output berupa grafik hasil simulasi yang kemudian dianalisis menggunakan metode *root locus*. Analisis sistem kestabilan yang dilakukan setelah melakukan simulasi kestabilan menunjukkan hasil simulasi yang stabil dari masing-masing gerakan. Didapatkan nilai *pole zero-zero* dan *pole-pole* gerakan *pitch* keduanya bernilai negatif yang menandakan bahwa perancangan sistem PID untuk gerakan *pitch* sudah stabil. Kemudian untuk gerakan *roll* pada *zero-zero* terdapat nilai positif akan tetapi perancangan sistem PID pada penelitian sebelumnya tetap stabil karena didapatkan nilai *pole* pada *pole-pole* bernilai negatif yang menandakan bahwa sistem tersebut sudah stabil.

Kata kunci: *Attitude, drone, hexacopter*

Abstract

Hexacopter drones are a type of rotary wing type UAV. Hexacopter has 6 drive motors, commonly called multirotors. The system is nonlinear, multivariable, and dynamic. The dynamic nature of the hexacopter causes the control process to be difficult when the control system is not well designed, making it a challenge for future research. It requires the design of a hexacopter control system that can maintain the stability of gestures while the drone is in the air. Thus, this study aims to know how to determine the stability parameters for pitch and roll movement on the hexacopter and know how to analyze the response of a stability controller system designed for pitch and roll movements. The research method used is to use the root locus method compared to routh hurwitz stability criteria. This final task research uses input data in the form of transfer function and output data in the form of graphs of simulation results which are then analyzed using the root locus method. Stability system analysis conducted after conducting stability simulation shows a stable simulation result of each movement. The zero-zero pole value and the pitch movement poles are both negative, indicating that the design of the PID system for pitch movement is stable. Then for the roll movement at zero-zero there is a positive value but the design of the PID system in the previous study remained stable because the

pole value on the poles was negative which indicates that the system is stable.

Keywords: Attitude, Drone, Hexacopter

1. PENDAHULUAN

Teknologi saat ini berkembang dengan berbagai macam bentuk teknologi *automasi* yang dapat diikuti pertumbuhan dan perkembangannya. Pada bidang aviasi salah satunya yaitu kendaraan udara tanpa awak (*Unmanned Aerial Vehicle*) dapat disingkat UAV. Perkembangan teknologi *drone* saat ini layak dikatakan sangat pesat karena diketahui bahwa militer pun sekarang sudah menggunakan UAV untuk kepentingan misi, dan UAV pun terintegrasi seiring berkembangnya ilmu pengetahuan dalam bidang keilmuan kedirgantaraan. UAV sendiri dapat dikendalikan secara manual maupun *autonomous* (dengan program komputer) [1]. Penggunaan teknologi pada UAV dapat dijadikan sebagai alternatif untuk menggantikan maupun membantu peran pesawat awak dan helikopter selain lebih menghemat biaya, juga dapat meminimalisir resiko terjadinya kecelakaan pada saat melakukan berbagai misi. Salah satu aplikasi teknologi *drone* yang saat ini dikembangkan berkembang pada misi-misi yang benar-benar serius bagi manusia ketika memasuki area tersebut, seperti SAR (*Search and Rescue*) misi pengiriman logistik pada daerah beracun ataupun, *monitoring area* untuk proteksi kebakaran, inspeksi, dan fotografi hutan dan lahan. Tetapi UAV juga sangat diperlukan untuk kepentingan militer [2]. UAV memiliki beberapa jenis dan tipe, ada yang biasa digunakan atau secara universal terpisah dalam dua kategori: *fixed wing* dan *multirotor*. Adapun untuk kategori *multirotor* sendiri diklasifikasikan menurut jumlah motor yang ditemui pada UAV tersebut [3]. Sebuah *drone* yang menggunakan empat motor atau biasa disebut *quadcopter* sangat populer dan merupakan jenis yang umum dan sering dijumpai pada penggunaan *drone* dalam penelitian baik di dalam ruangan maupun di luar ruangan. Saat ini *hexacopter* yang menggunakan enam motor sedang dikembangkan secara luas sedang banyak dilakukan demi perkembangan *multirotor* menggunakan lebih dari empat motor [4]. Untuk perbandingan *quadcopter* dengan *hexacopter* yang lebih memiliki beberapa keunggulan seperti daya tahan (*endurance*) di udara lebih lama dan juga dapat mengangkut bobot beban (*pay-load*) yang lebih besar karena memiliki lebih banyak motor akhirnya memungkinkan untuk mengangkat muatan yang lebih banyak. *Drone hexacopter sendiri* memiliki sistem yang dinamis, *multivariabel*, dan *nonlinear* sehingga untuk perkembangan *drone hexacopter* perancangan sistem kendali dan juga kestabilannya menjadi fokus dan tantangan pada penelitian utamanya [5]. Perancangan PID (*Proportional-Integral-Derivative*) telah dilakukan pada penelitian sebelumnya untuk menjaga *attitude* pada UAV, kebanyakan permodelan UAV dilakukan menggunakan permodelan fisika dan diterapkan pada *multicopter* jenis *quadcopter*. Hasil yang ditunjukkan adalah permasalahan osilasi berlebih pada respon sistem sehingga mempengaruhi stabilitas *hexacopter* ketika melakukan gerak translasi. Salah satu kriteria sebuah kontrol stabilitas dikatakan baik ialah *quick response*, jika terjadi *rapid response* maka itu adalah penyebab osilasi berlebih pada respon sistem dan osilasi adalah permasalahan pada stabilitas *hexacopter* [6]. Penelitian dengan judul “Perancangan Sistem Pengendalian Menggunakan Kontroler PID (*Proportional-Integral-Derivative*) pada Gerakan *Pitch* dan *Roll* untuk Stabilitas *Attitude Hexacopter*” didapatkan parameter kontroler PID untuk gerakan *pitch* dan *roll* pada *hexacopter* dilakukan dengan pengambilan data, permodelan sistem menggunakan *engineering tools* ARMAX untuk mendapatkan *transfer function*, mencari parameter PID. Parameter didapatkan dari rumus metode *Ziegler-Nichols*. Penelitian kali ini ialah melanjutkan penelitian sebelumnya untuk mengetahui apakah sistem permodelan yang telah dirancang pada penelitian sebelumnya dapat diketahui pada *drone hexacopter* apakah dapat stabil atau tidak. Maka, penelitian kali ini ialah dilakukan analisis kestabilan *drone hexacopter* dengan menggunakan metode *root locus* kemudian dibandingkan dengan kriteria kestabilan routh hurwitz untuk dianalisis [7].



Gambar 1. Prototype Drone Hexacopter

Tujuan dari penelitian ini adalah untuk mengetahui bagaimana menentukan parameter kestabilan untuk gerakan *pitch* dan *roll* pada *hexacopter* dan mengetahui bagaimana menganalisis respon sistem kontroler kestabilan yang dirancang untuk gerakan *pitch* dan *roll*.

2. METODE

2.1. Simulasi MATLAB

Pada penelitian yang telah dilakukan, didapatkan data berupa *transfer function* yang telah dimodelkan pada penelitian sebelumnya menggunakan *engineering tools* ARMAX dengan *transfer function* gerak *pitch* persamaan berikut

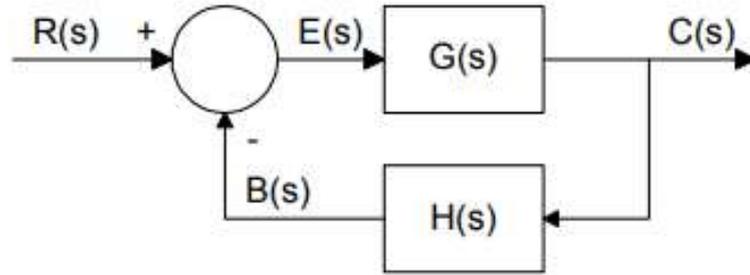
$$= \frac{0,8843 s^2 + 7,556 s + 0,1826}{s^3 + 6,365 s^2 + 9,111 s + 0,2635} \quad (1)$$

dan berikut adalah persamaan dari *transfer function* gerak *roll*

$$= \frac{-18,46 s^2 + 9,792 s + 0,2267}{s^3 + 29,93 s^2 + 9,311 s + 0,3051} \quad (2)$$

2.2. Metode Root Locus

Setelah dilakukannya simulasi pada *software MATLAB*, maka didapatkan hasil simulasi berupa grafik pada gerak *pitch* dan didapatkan hasil simulasi berupa grafik pada gerak *roll*. Dengan metode ini, dapat menganalisis sistem dengan mengamati lokasi kutub pada nilai koefisien tertentu yang diamati. Selanjutnya ialah dilakukannya analisis terhadap grafik hasil dari simulasi pada *software MATLAB* dengan menggunakan metode *root locus* apakah perancangan PID pada penelitian sebelumnya sudah stabil atau belum dengan melihat nilai *pole* dari *pole-pole* pada grafik hasil simulasi baik pada gerak *pitch* maupun pada gerak *roll* [8]. Dan juga memungkinkan untuk menarik kesimpulan tentang stabilitas dan respons dinamis dari sistem. Dapat juga menentukan nilai koefisien ketika kutub yang diinginkan berada di lokasi tertentu dari bidang-s. Oleh karena itu metode *root locus* dapat digunakan untuk memfasilitasi penempatan kutub. Metode *root locus* diterapkan pada *open-loop system*, dan analisisnya didasarkan pada penguatan loop daripada fungsi *closed-loop transfer* [9].



Gambar 2. Blok diagram sistem pengaturan

Untuk *feedback system* pada gambar 2 dengan $G(s)$ adalah sistem linear dan dapat digambarkan sebagai pecahan dari polynomial pembilang dan penyebut,

$$G(s) = \frac{p(s)}{q(s)} \quad (3)$$

Fungsi *closed-loop transfer* dari sistem *feedback* pada Gambar 4 adalah

$$H(s) = \frac{Y(s)}{X(s)} = \frac{k \frac{p(s)}{q(s)}}{1 + k \frac{p(s)}{q(s)}} \quad (4)$$

Sudut asimtot serta pusat asimtot tempat kedudukan akar dapat ditentukan, jika fungsi *loop* terbuka memiliki nilai α nol pada titik tak hingga dengan $\alpha \geq 1$, maka tempat kedudukan akar mendekati α asimtot untuk k mendekati tak hingga.

Sudut-sudut antara asimtot dan sumbu nyata:

$$KG(s)H(s) = \frac{K(b_s s^m + b_{m-1} s^{m-1} + \dots)}{s^n + a_{n-1} s^{n-1} + \dots} = \frac{K(b_m s^m + \dots)}{s^{m+\alpha} + \dots} \quad (5)$$

Berdasarkan Persamaan 5, fungsi *loop* terbuka dapat ditulis sebagai berikut

$$\lim_{s \rightarrow \infty} KG(s)H(s) = \lim_{s \rightarrow \infty} \frac{K b_m s^m}{s^n} = \lim_{s \rightarrow \infty} \frac{K b_m}{s^\alpha} \quad (6)$$

maka persamaan 6 akan mendekati harga tertingginya dengan

$$\lim_{s \rightarrow \infty} [1 + KG(s)H(s)] = \lim_{s \rightarrow \infty} \left[\frac{K b_m}{s^\alpha} \right] = 0 \quad (7)$$

persamaan diatas memiliki akar akar

$$s^\alpha + K b_m = 0 \quad (8)$$

Atau

$$\begin{aligned} s^\alpha &= -K b_m \\ &= K b_m / k \ 180^\circ, k = \pm 1, \pm 3, \dots \end{aligned} \quad (9)$$

Magnitude akar-akar ini mendekati tak hingga karena anggapan bahwa s mendekati tak hingga. Sudut akar-akarnya adalah harga dasar dari sudut

$$\beta = \frac{k 180^\circ}{\alpha}, k = \pm 1, \pm 3, \dots \quad (10)$$

Sudut asimtot juga dapat ditentukan dari persamaan berikut

$$\beta = \begin{cases} \frac{(2k+1)180^\circ}{n-m}, & \text{untuk } K > 0 \\ \frac{(2k)180^\circ}{n-m}, & \text{untuk } K < 0 \end{cases} \quad (11)$$

Untuk $k = 0, 1, 2, \dots, n-m-2$, ini menghasilkan banyaknya asimtot yang sama dengan $n-m$. Dari Persamaan 11 dapat ditentukan titik pusat dari cabang-cabang sudut asimtot σ_c (*centroid*) dari suatu titik pada bidang s di sumbu *real* dengan persamaan sebagai berikut

$$\sigma_c = \frac{\sum_{i=1}^n p_i - \sum_{i=1}^m z_i}{n-m} \quad (12)$$

Dengan p_i adalah kutub-kutub, z_i adalah nol-nol, n adalah banyaknya kutub dan m adalah nol dari $KG(s)H(s)$ [10].

2.3. Kriteria Kestabilan Routh Hurwitz

Sebelum melakukan analisis perbandingan antara metode *root locus* dengan kriteria kestabilan *routh hurwitz* untuk melakukan *plotting*, maka terlebih dahulu mengubah bentuk *transfer function* dari OLTf (*open-loop transfer function*) menjadi CLTF (*closed-loop transfer function*) pada persamaan 1 dan persamaan 2 disubstitusi ke persamaan 4. Kemudian didapatkan hasil substitusi pada persamaan dengan persamaan 1 untuk gerak *pitch* sebagai berikut

$$\frac{0.8843ks^2 + 7.556ks + 0.1826k}{s^3 + (6.365 + 0.8843k)s^2 + (9.111 + 7.556k)s + 0.1826k + 0.2635} \quad (5)$$

Dan berikut merupakan hasil substitusi dari persamaan 2 dengan persamaan 4 sebagai berikut

$$\frac{-18.46ks^2 + 9.792ks + 0.2267k}{s^3 + (29.93 - 18.46k)s^2 + (9.311 + 9.792k)s + 0.2267k + 0.3051} \quad (6)$$

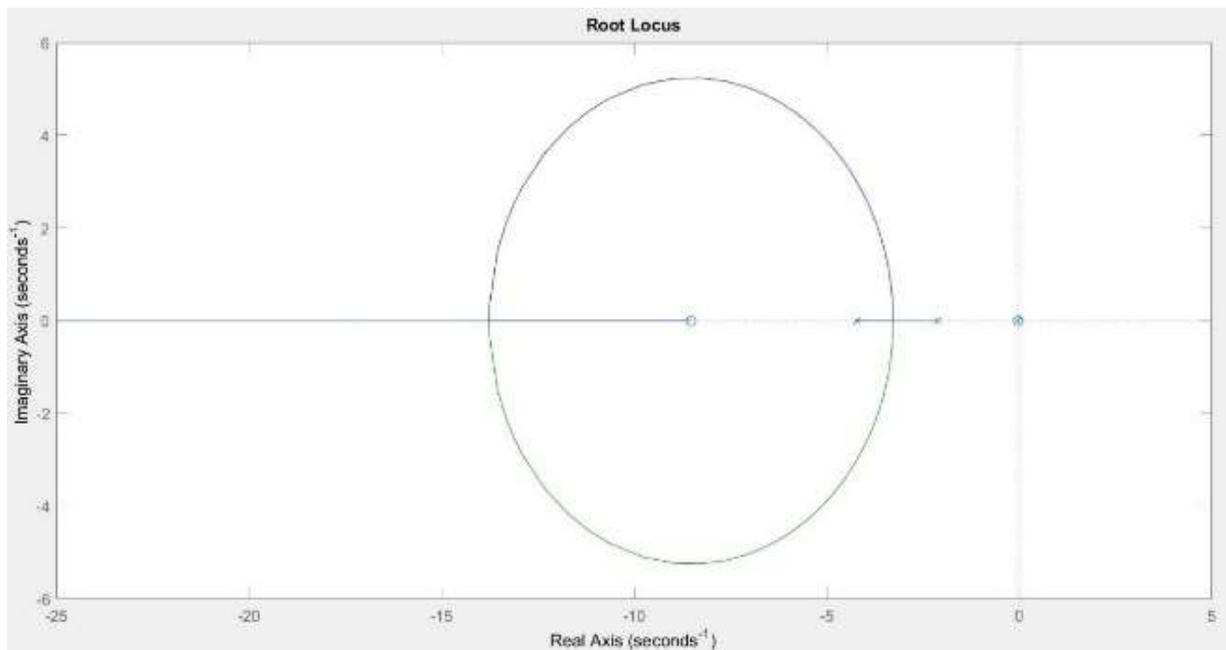
Kemudian untuk melakukan perbandingan yaitu terhadap nilai k (*gain*) dari hasil simulasi metode *root locus* dengan kriteria kestabilan *routh hurwitz* [11].

Untuk melakukan perhitungan analitik menggunakan kriteria kestabilan *routh hurwitz* yaitu dengan menghitung pada bagian denominator atau penyebutnya saja, karena pada denominator merupakan letak *pole-pole*, sedangkan pada numerator atau pembilang sebagai *zero-zero* [12].

3. HASIL DAN PEMBAHASAN

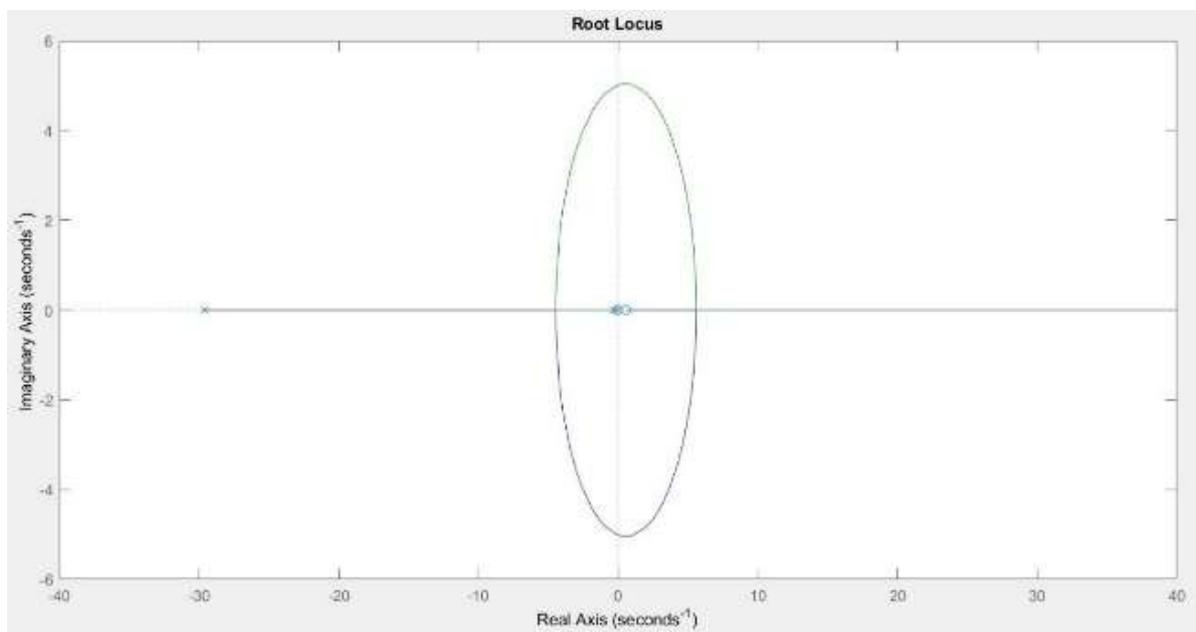
3.1. Hasil Simulasi dengan Metode Root Locus

Hasil simulasi pada *software MATLAB* dengan menggunakan metode *root locus* untuk gerak *pitch* ditampilkan grafik seperti pada gambar 4.



Gambar 3. Grafik hasil simulasi gerak *pitch*

Sementara grafik hasil simulasi pada *software MATLAB* dengan menggunakan metode *root locus* untuk gerak *roll* ditunjukkan gambar 5.



Gambar 4. Grafik hasil simulasi gerak *roll*

Gambar 3 merupakan grafik hasil simulasi pada gerak *pitch* dan gambar 4 merupakan grafik hasil simulasi pada gerak *roll*. Dapat dilihat bahwa jika suatu sistem mempunyai *pole-pole* dan *zero-zero* ialah dilihat dengan simbol yang ada pada grafik. Untuk simbol *pole-pole* pada suatu grafik hasil simulasi menggunakan metode *root locus* ialah bersimbol silang (\times). Sedangkan untuk simbol *zero-zero* pada suatu grafik hasil simulasi menggunakan metode *root locus* ialah bersimbol bulat (O). Dapat dilihat pada gambar 5 bahwa pada grafik gerak *pitch* memiliki letak titik *pole-pole* dan *zero-zero* terletak pada sebelah kiri sumbu imajiner atau bisa disebut LHP (*Left Half Plane*) yang menandakan bahwa sistem tersebut stabil karena *pole* bernilai negatif. Apabila letak titik *pole-pole* berada pada LHP (*Left Half Plane*) maka sistem akan stabil berapa pun nilai *pole-pole*. Dan sebaliknya apabila letak titik *pole-pole*

terdapat pada sebelah kanan sumbu imajiner atau bisa disebut RHP (*Right Half Plane*) maka berapapun nilai *pole-pole* maka sistem dapat dikatakan tidak stabil. Dan pada gambar 6 dapat dilihat bahwa pada grafik gerak *roll* memiliki letak titik *pole-pole* dan *zero-zero* terletak pada sebelah kiri sumbu imajiner atau bisa disebut sebagai LHP (*Left Half Plane*) yang menandakan bahwa sistem tersebut stabil karena *pole* bernilai negatif. Walaupun terdapat *zero-zero* pada bagian kanan sumbu imajiner atau bisa disebut sebagai RHP (*Right Half Plane*) namun sistem tersebut dapat dikatakan stabil karena terdapat *pole-pole* pada sebelah kiri sumbu imajiner atau LHP (*Left Half Plane*). Apabila letak titik *pole-pole* berada pada LHP (*Left Half Plane*) maka sistem tersebut dapat dikatakan stabil berapa pun nilai *pole-pole*. Dan sebaliknya apabila letak titik *pole-pole* terdapat pada sebelah kanan sumbu imajiner atau biasa disebut dengan RHP (*Right Half Plane*) maka berapa pun nilai *pole-pole* maka suatu sistem tersebut dapat dikatakan tidak stabil.

Definisi asimtot adalah suatu garis lurus yang didekati oleh kurva lengkung dengan jarak semakin lama semakin kecil mendekati nol di jauh tak terhingga. Untuk menentukan sudut asimtot dapat menggunakan persamaan 2.9, maka didapatkan nilai sudut asimtot untuk 1 garis $\rightarrow \infty$ ialah bernilai 180° . Pada saat hasil 180° belum dapat dikatakan sebagai asimtot karena garisnya tepat berada pada sumbu *real*, namun tidak mengapa karena masih bisa digunakan pada aturan asimtot dan *centroid*. Dengan mengambil titik uji pada nilai *pole* pada sebelah kanan titik nol gerak *pitch* atau pada RHP (*right half plane*) dan tidak ditemukan adanya *pole* dan *zero* maka dapat dikatakan bahwa RHP bukan lintasan *root locus*. Bergeser ke sebelah kiri dari titik nol didapatkan nilai *zero* sebesar -0.0242 , maka dapat dikatakan antara -0.0242 dengan nol merupakan lintasan *root locus* karena jumlah total *pole* dan *zero* di kanan titik uji bernilai ganjil. Kemudian apabila titik uji bergeser pada sebelah kiri nilai *pole* -0.0295 maka didapatkan ada masing-masing *pole* dan *zero* satu maka bernilai 2 dari jumlah *pole* dan *zero*, dapat dikatakan bukan lintasan *root locus* karena bernilai genap pada sebelah kanan titik uji. Untuk titik *breakaway* didapatkan pada persamaan *characteristics* pada gerak *pitch* yang adalah

$$\frac{dk}{ds} = -\frac{d}{ds} [s^3 + (6.365 + 0.8843k)s^2 + (9.111 + 7.556k)s + 0.1826k + 0.2635] = 0$$

Maka didapatkan hasil dari turunan *dk* terhadap *ds* adalah $3s^2 + (12.73 + 1.7686k)s + (9.111 + 7.556k)$.

Sudut asimtot pada gerakan *roll* dapat ditentukan juga menggunakan persamaan 2.9, maka didapatkan nilai sudut asimtot untuk 1 garis $\rightarrow \infty$ ialah bernilai 180° . Pada saat hasil 180° belum dapat dikatakan sebagai asimtot karena garisnya tepat berada pada sumbu *real*, namun tidak mengapa karena masih bisa digunakan pada aturan asimtot dan *centroid*. Dengan mengambil titik uji pada nilai *pole* pada sebelah kanan titik nol gerak *roll* atau pada RHP (*right half plane*) dan didapatkan *zero* dengan nilai *pole* sebesar 0.553 , hanya terdapat satu *zero* dan tidak terdapat *pole* maka dapat dikatakan antara titik nol dengan 0.553 merupakan lintasan *root locus* karena jumlah total *zero* di kanan titik uji bernilai ganjil. Apabila bergeser ke sebelah kiri titik nol maka ditemukan *zero* dengan nilai *pole* sebesar -0.0222 , maka dapat dikatakan antara -0.0222 dengan nol merupakan lintasan *root locus* karena jumlah total *pole* dan *zero* di kanan titik uji bernilai ganjil. Untuk titik *breakaway* didapatkan pada persamaan *characteristics* pada gerak *roll* yang adalah

$$\frac{dk}{ds} = -\frac{d}{ds} [s^3 + (29.93 - 18.46k)s^2 + (9.311 + 9.792k)s + 0.2267k + 0.3051] = 0$$

Maka didapatkan hasil dari turunan *dk* terhadap *ds* adalah $3s^2 + (59.86 - 36.92k)s + (9.311 + 9.792k)$.

Nilai *k* (gain) didapatkan pada perhitungan analitik menggunakan metode *root locus* yaitu untuk gerak *pitch* sebesar $0 < k < \infty$ dan untuk gerak *roll* sebesar $0 < k < 1,625$.

3.2. Analisis dengan Kriteria Kestabilan *Routh Hurwitz*

Setelah dilakukan analisis menggunakan metode *root locus*, selanjutnya ialah melakukan analisis menggunakan kriteria kestabilan *rout hurwitz* sebagai berikut.

Tabel row untuk gerak *pitch*

s^3	1	9.111 + 7.556k
s^2	6.365 + 0.8843k	0.1826k + 0.2635
s^1	9.3745 + 7.373k	0
s^0	0.1826k + 0.2635	

Tabel row untuk gerak *roll*

s^3	1	9.311 + 9.972 k
s^2	29.93 – 18.46 k	0.2267 k + 0.3051
s	9.616 + 9.565k	0
s^0	5.589k – 8.826	

Nilai k (gain) didapatkan pada perhitungan analitik menggunakan kriteria kestabilan *routh Hurwitz* yaitu untuk gerak *pitch* sebesar $-33,37 < k < -1,236$ dan untuk gerak *roll* sebesar $-0,973 < k < 1,558$.

Nilai k (gain) memiliki syarat adalah lebih dari 0, maka nilai k (gain) untuk gerak *pitch* adalah $-33,37 > k > -1,236$ dan nilai k (gain) untuk gerak *roll* adalah $-0,973 > k > 1,558$.

4. SIMPULAN

Berdasarkan proses penelitian, analisis serta hasil dari pembahasan yang telah dilakukan dalam penelitian dapat diambil kesimpulan sebagai berikut: (a) Nilai parameter k (gain) untuk gerakan *pitch* dengan menggunakan metode *root locus* ialah sebesar $0 < k < \infty$. Pole yang didapat untuk gerakan *pitch* pada *zero-zero* berturut-turut ialah $-8,52$ dan $-0,0242$. Nilai parameter *pole* yang didapat untuk gerakan *pitch* pada *pole-pole* berturut-turut ialah $-4,22$, $-2,11$, dan $-0,0295$, (b) Nilai parameter k (gain) untuk gerakan *roll* menggunakan metode *root locus* sebesar $0 < k < 1,625$. Pole yang didapat untuk gerakan *roll* pada *zero-zero* berturut-turut ialah $0,553$ dan $-0,0222$. Nilai parameter *pole* yang didapat untuk gerakan *pitch* pada *pole-pole* berturut-turut ialah $-29,6$, $-0,277$, dan $-0,0372$. Nilai k (gain) didapatkan pada perhitungan analitik menggunakan metode *root locus* yaitu untuk gerak *pitch* sebesar $0 < k < \infty$ dan untuk gerak *roll* sebesar $0 < k < 1,625$.

Nilai k (gain) didapatkan pada perhitungan analitik menggunakan kriteria kestabilan *routh Hurwitz* yaitu untuk gerak *pitch* sebesar $-33,37 > k > -1,236$ dan untuk gerak *roll* sebesar $-0,973 > k > 1,558$, (c) Didapatkan nilai *pole zero-zero* dan *pole-pole* gerakan *pitch*

keduanya bernilai negatif yang menandakan bahwa perancangan sistem PID pada penelitian sebelumnya untuk gerakan *pitch* sudah stabil, (d) Kemudian untuk gerakan *roll* pada *zero-zero* terdapat nilai positif akan tetapi perancangan sistem PID pada penelitian sebelumnya tetap stabil karena didapatkan nilai *pole* pada *pole-pole* bernilai negatif yang menandakan bahwa sistem tersebut sudah stabil. Disarankan melakukan implementasi dari hasil penelitian untuk kestabilan *drone hexacopter*.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] A. Alaimo, V. Artale, G. Barbaraci, C. L. R. Milazzo, C. Orlando, and A. Ricciardello, "LQR-PID control applied to hexacopter flight," *J. Numer. Anal. Ind. Appl. Math.*, vol. 9–10, no. 3–4, pp. 47–56, 2016.
- [2] R. Vijayanandh, S. Mano, M. Dinesh, M. Senthil Kumar, and G. Raj Kumar, "Design, fabrication and simulation of hexacopter for forest surveillance," *ARPN J. Eng. Appl. Sci.*, vol. 12, no. 12, pp. 3879–3884, 2017.
- [3] B. Y. Suprpto, M. A. Heryanto, H. Suprijono, J. Muliadi, and B. Kusumoputro, "Design and development of heavy-lift hexacopter for heavy payload," *Proc. - 2017 Int. Semin. Appl. Technol. Inf. Commun. Empower. Technol. a Better Hum. Life, iSemantic 2017*, vol. 2018-Janua, pp. 242–246, 2017, doi: 10.1109/ISEMANTIC.2017.8251877.
- [4] B. J. ; E. J. ; C. D. ; C. O., "Control for Hexacopters: A Sliding Mode Control and PID Comparison," no. 3, 2016.
- [5] C. Zha, X. Ding, Y. Yu, and X. Wang, "Quaternion-based nonlinear trajectory tracking control of a quadrotor unmanned aerial vehicle," *Chinese J. Mech. Eng. (English Ed.)*, vol. 30, no. 1, pp. 77–92, 2017, doi: 10.3901/CJME.2016.1026.127.
- [6] N. M. Raharja, E. Firmansyah, A. I. Cahyadi, and Iswanto, "Hovering control of quadrotor based on fuzzy logic," *Int. J. Power Electron. Drive Syst.*, vol. 8, no. 1, pp. 492–504, 2017, doi: 10.11591/ijpeds.v8i1.pp492-504.
- [7] A. R. Perdana, *Pengendalian Sistem Pengendalian Menggunakan Kontroler PID (Proportional-Integral-Derivative) Pada Gerakan Pitch dan Roll Untuk Stabilitas Attitude Hexacopter*. Balikpapan: Institut Teknologi Kalimantan, 2020.
- [8] M. A. Haidekker, "The root locus method," *Mechatronics Handb.*, pp. 26-1-26–24, 2020, doi: 10.1201/9781315214573-7.
- [9] Y. Bavafa-Toosi, *Introduction to Linear Controls Systems*. 2017.
- [10] Rosalina and P. H. Gunawan, "Analisa Kendali Radar Penjejak Pesawat Terbang dengan Metode Root Locus," pp. 67–78, 2016.
- [11] M. A. Haidekker, "Stability analysis for linear systems," *Linear Feed. Control.*, pp. 145–156, 2020, doi: 10.1016/b978-0-12-818778-4.00018-2.
- [12] K. Fathoni and F. Suni, "Perancangan Kendali Kecepatan Motor Arus Searah Menggunakan Metode Root Locus," *J. Tek. Elektro Unnes*, vol. 8, no. 2, pp. 39–42, 2016, doi: 10.15294/jte.v8i2.8793.