

Desain Kontrol pada Model Gerak Lateral-Direksional *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) Menggunakan *Output Feedback Control*

Wiwit Ratnasari, Erna Apriliani dan Mardijah
Departemen Matematika, Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS)
email: mardijah@matematika.its.ac.id

Abstrak—Pengembangan teknologi di berbagai bidang dari tahun ke tahun semakin pesat, begitu pula pengembangan teknologi di bidang kedirgantaraan. Salah satu pengembangannya adalah pesawat tanpa awak atau *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV). Dalam penelitian ini, dilakukan analisis sistem dan desain kontrol pada model gerak lateral-direksional UAV menggunakan *Output Feedback Control*. Sistem bersifat tidak stabil, terkontrol, dan teramat. Agar UAV menjadi stabil, maka dilakukan penerapan *Pole Placement* pada desain kontrol dengan 5 skenario *feedback gain* (K_1, K_2, K_3, K_4, K_5 ,) untuk memindahkan nilai eigen yang menyebabkan sistem UAV tidak stabil. Skenario pada sudut selip (β) paling baik adalah desain kontrol dengan K_4 yang waktu stabilnya paling cepat yaitu 322 s, begitu pula pada sudut roll (ϕ) skenario terbaik adalah desain kontrol dengan K_4 dimana pada waktu 172 s sudah stabil.

Kata Kunci—Gerak Lateral-Direksional, *Output Feedback Control*, *Pole Placement*, UAV.

I. PENDAHULUAN

PENGEMBANGAN teknologi di berbagai bidang dari tahun ke tahun semakin pesat, begitu pula pengembangan teknologi di bidang kedirgantaraan. Salah satu pengembangannya adalah pesawat tanpa awak atau *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV). UAV adalah sebuah mesin terbang yang berfungsi dengan kendali jarak jauh atau mampu mengendalikan dirinya sendiri yang menggunakan hukum aerodinamika untuk mengangkat dirinya. UAV ini dikendalikan secara otomatis melalui program komputer yang dirancang, atau melalui kendali jarak jauh dari pilot yang terdapat di dataran atau di kendaraan lainnya. Awalnya UAV merupakan pesawat yang dikendalikan jarak jauh, namun sistem otomatis kini mulai banyak diterapkan. Pengembangan teknologi membuat UAV juga mulai diterapkan untuk kebutuhan sipil, terutama di bidang bisnis, industri dan logistik [1].

Salah satu jenis pesawat UAV yang dikembangkan adalah *Small Unmanned Aerial Vehicle* atau SUAV dimana berdasarkan bentuknya termasuk pesawat jenis *fixed wing* yang dilengkapi oleh sistem sayap. Pada penelitian ini pesawat yang digunakan yaitu Ultrastick-25e UAV. Pesawat ini pada awalnya adalah pesawat model RC kecil yang dilengkapi dengan sensor, komputer mikro dan unit komunikasi nirkabel untuk dapat terbang secara mandiri. Pesawat ini merupakan pesawat sayap bahu yang memiliki kemampuan aerobatic terbatas, tetapi memiliki putaran bank yang tinggi, sehingga pesawat ini dapat dengan mudah diterbangkan. Pesawat ini merupakan pesawat konvensional dengan kendali permukaan *flap*, *aileron*, *rudder* dan *elevator* (uav.sztaki.hu).



Gambar 1. UAV Ultrastick-25e.

Gerak pada UAV terbagi menjadi dua macam, yaitu gerak longitudinal dan gerak lateral direksional. Gerak longitudinal adalah gerak yang menyebabkan pesawat bergerak vertikal misalnya mendaki atau menukik, pada gerak longitudinal hanya satu kontrol defleksi yang berpengaruh pada respon gerak pesawat yaitu elevator. Sedangkan gerak lateral direksional adalah gerak yang menyebabkan pesawat dapat berbelok secara mendatar dan terdapat dua kontrol defleksi yang berpengaruh pada respon gerak pesawat yaitu aileron dan rudder [2].

Literatur yang digunakan pada penelitian ini bersumber dari penelitian Ainun Kusnul Khotimah yang berjudul “*Estimasi dan Perancangan Sistem Kendali Robust untuk Tracking Posisi pada Gerak Unmanned Aerial Vehicle (UAV)*” [3]. Pada penelitian Ainun, dilakukan Estimasi posisi gerak UAV menggunakan metode Robust H-Infinity Filter dan Perancangan Sistem Kendali menggunakan metode *Sliding Mode Control (SMC)* pada persamaan gerak longitudinal (dimana variabel yang dikontrol adalah sudut *pitch*) dan pada gerak lateral direksional dilakukan kontrol terhadap variabel sudut *roll* [4].

Pada penelitian ini, dilakukan analisis sistem dan perancangan sistem kendali pada model gerak lateral direksional UAV menggunakan metode *output feedback control* atau sering disebut dengan umpan balik keluaran agar UAV menjadi stabil.

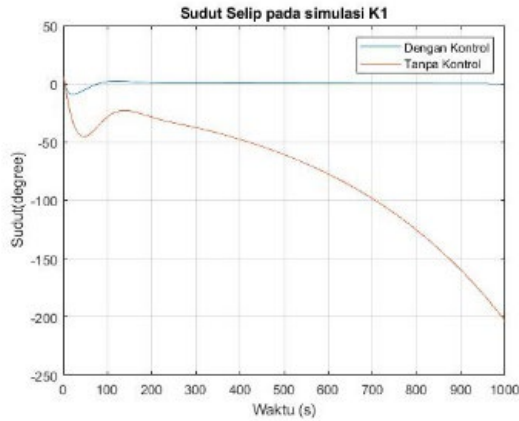
II. METODE PENELITIAN

A. Ultrastick-25e UAV

Dalam penelitian ini, jenis UAV yang digunakan adalah *Small Unmanned Aerial Vehicle* (SUAV). Dimana objek pengamatan yang digunakan adalah Ultrastick-25e UAV. Pesawat ini pada awalnya adalah pesawat model RC kecil yang dilengkapi dengan sensor, komputer mikro dan unit

Tabel 1.
Spesifikasi UAV

Parameter	Simbol	Nilai
Rentang sayap	B	1.27 m
Luas permukaan sayap	S	0.3097 m ²
Maincord	C	0.25 m
Massa	M	1.959 kg
Inersia	I_x	0.07151 kg.m ²
	I_y	0.08636 kg.m ²
	I_z	0.15364 kg.m ²
	I_{xz}	0.014 kg.m ²
Panjang pesawat	L	m



Gambar 2. Simulasi sudut selip pada saat K₁.

komunikasi nirkabel untuk dapat terbang secara mandiri. Pesawat ini merupakan pesawat yang memiliki kemampuan aerobatic terbatas, tetapi 3 memiliki putaran bank yang tinggi. Sehingga pesawat ini dapat dengan mudah diterbangkan. Pesawat ini merupakan pesawat udara sayap tetap dengan kendali permukaan *flap*, *aileron*, *rudder* dan *elevator*. (uav.sztaki.hu.). UAV Ultrasick-25 e tertera pada Gambar 1. Spesifikasi dari UAV ini diberikan pada Tabel 1[7].

B. Persamaan Gerak Lateral-Direksional UAV

Dalam penurunan persamaan gerak UAV diberikan beberapa asumsi sebagai berikut [2]:

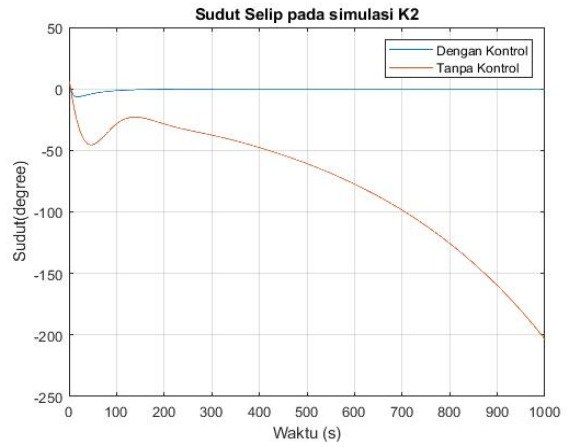
- 1) Pesawat diasumsikan sebagai benda tegar.
- 2) Muatan pesawat diasumsikan berada ditengah.
- 3) Kecepatan pesawat pada saat terbang diasumsikan konstan

Berdasarkan hasil identifikasi dengan data *dummy*, diperoleh model matematika gerak lateral direksional UAV Ultrastick-25e adalah sebagai berikut [3] :

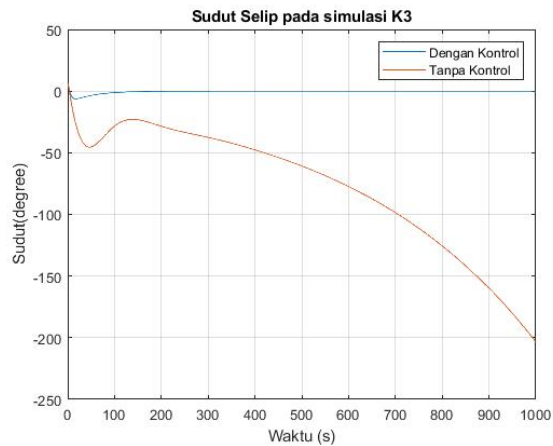
$$\dot{x} = Ax + Bu \tag{1}$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\beta} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.8726 & 0.8789 & -16.82 & -9.791 \\ -2.823 & -16.09 & 3.367 & 0 \\ 0.702 & 0.514 & -2.775 & 0 \\ 0 & 1 & 0.05406 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ p \\ r \\ \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 5.302 \\ -156.5 & -5.008 \\ 11.5 & -82.04 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix}$$

$$y = Cx + Du \tag{2}$$



Gambar 3. Simulasi sudut selip pada saat K₂.



Gambar 4. Simulasi sudut selip pada saat K₃.

$$y = \begin{bmatrix} -0.05882 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ p \\ r \\ \phi \end{bmatrix}$$

Variabel keadaan (*x*) pada gerak lateral direksional ada 4 yaitu sudut selip (β), laju sudut roll (*p*), laju sudut yaw (*r*), dan sudut roll (ϕ), dengan masukan defleksi *aileron* (δ_a) dan defleksi *rudder* (δ_r).

C. Output Feedback Control

Berdasarkan persamaan (1) dan (2), diasumsikan *C* = *I* dan *D* = 0, yaitu keseluruhan keadaan teramati. Tujuannya adalah untuk mengarahkan output *y* ke nilai referensi yang diberikan, *K*. dapat diberikan suatu umpan balik linear berbentuk :

$$u = -Ky$$

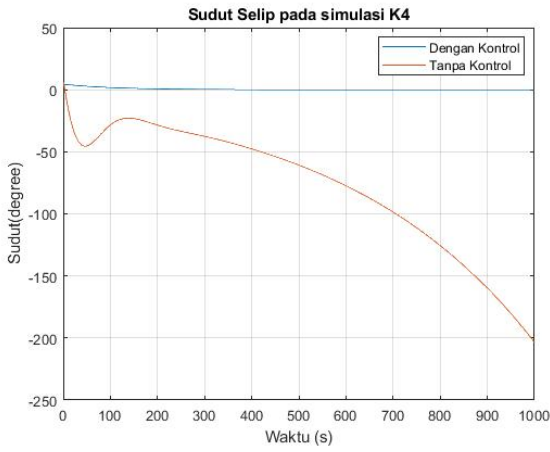
Pada bagian ini untuk menemukan *feedback control* yang memberikan nilai eigen loop-tutup yang diinginkan untuk sistem di mana hanya output yang tersedia untuk *feedback control* [5].

$$\dot{x} = Ax + B(-Ky) = (A - BKC) x$$

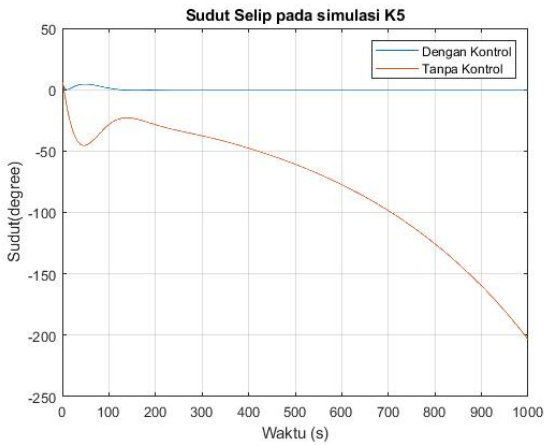
Suatu pengontrol yang demikian disebut *output feedback control*.

D. Pole Placement

Salah satu metode yang dapat digunakan dalam sistem kontrol *output feedback* adalah dengan metode *pole placement*. Metode ini ditujukan untuk menentukan *pole* dari



Gambar 5. Simulasi sudut selip pada saat K_4 .



Gambar 6. Simulasi sudut selip pada saat K_5 .

sistem loop-tutup yang diinginkan bila telah diberi kontroler. Pemilihan *pole* dapat dilakukan dengan menentukan kriteria hasil desain yang diinginkan dimana *pole* itu sendiri adalah *time constant* dari sistem loop-tutup [6]. Bila terdapat sistem *state space* $x \in \mathbb{R}^n$ maka diberikan suatu sistem sebagai berikut.

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t)$$

$$u(t) = Kx(t)$$

Maka bisa didapatkan karakteristik polinomial dari matriks A sebagai berikut.

$$|sI - A| = s^n + a_1s^{n-1} + \dots + a_{n-1}s + a_n$$

Bila ditentukan *pole closed loop* (λ) sebagai berikut,

$$(s - \lambda_1)(s - \lambda_2) \dots (s - \lambda_n) = s^n + a_1s^{n-1} + \dots + a_n$$

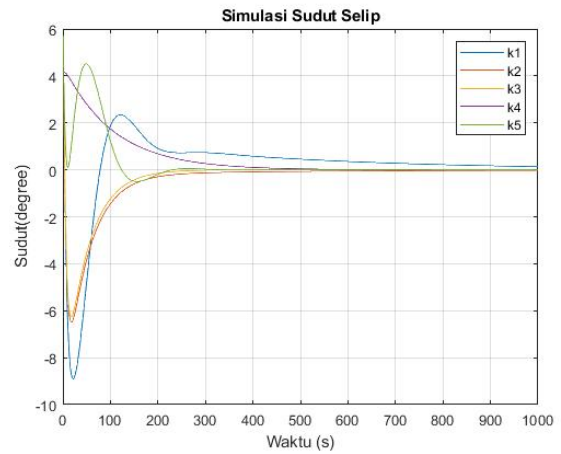
III. PEMBAHASAN DAN SIMULASI

Pada bagian ini dijelaskan tentang analisis sistem yaitu kestabilan, keterkontrolan, dan keteramatan. Setelah itu, dicari kontrol matriks K serta diberi *Pole Placement* dan disimulasikan menggunakan software MATLAB.

A. Kestabilan Sistem

Untuk menentukan suatu sistem stabil atau tidak, dapat ditentukan dari nilai-nilai eigen yang didapat dari :

$$|\lambda I - A| = 0$$



Gambar 7. Simulasi perbandingan sudut selip setelah dikontrol.

Pada model gerak lateral direksional UAV yang digunakan, didapatkan nilai eigen :

$$\begin{aligned} \lambda &= -15.8132 \\ &-2.0833 + 2.8777i \\ &-2.0833 - 2.8777i \\ &0.2422 \end{aligned}$$

Terdapat nilai eigen yang bernilai positif, maka sistem tersebut tidak stabil. Namun, jika sistem tidak stabil, tetap dapat dilakukan kendali dengan syarat sistem terkontrol.

B. Keterkontrolan Sistem

Diperoleh matriks keterkontrolan dari sistem sebagai berikut:

$$M_c = \begin{bmatrix} 0 & 5.302 & -330.9778 & 1370.8847 & 5591.978 & -5137.454 & -89277.15 & 2991.93 \\ -156.5 & -5.008 & 2566.8055 & -210.6175 & -40582.94 & 289.227 & 640869.5 & 10587.26 \\ 11.5 & 82.04 & -112.3535 & 228.8088 & 1393.632 & 219.159 & -20548.67 & -4065.1 \\ 0 & 0 & -155.8783 & -9443 & 2550.731 & -198.248 & -40507.60 & 301.07 \end{bmatrix}$$

Didapatkan $rank(M_c) = 4$, sehingga sistem terkontrol.

C. Keteramatan Sistem

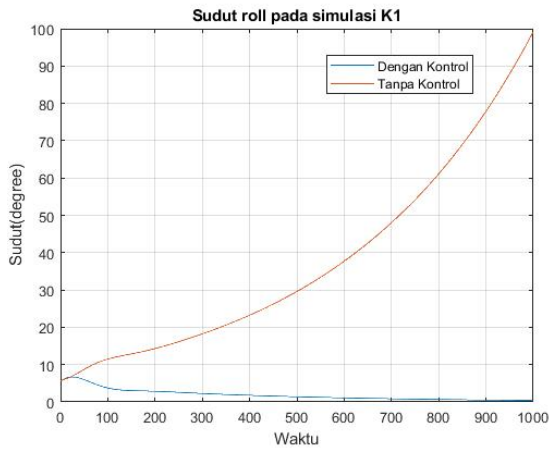
Didapatkan matriks keteramatan M_0 sebagai berikut:

$$M_0 = \begin{bmatrix} -0.05882 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0.00513 & -0.0517 & 0.98894 & 0.5759 \\ -2.823 & -16.09 & 3.367 & 0 \\ 0.702 & 0.514 & -2.775 & 0 \\ 0 & 1 & 0.0541 & 0 \\ 0.7957 & 1.9613 & -3.7517 & -0.5025 \\ 50.2491 & 258.1376 & -16.0356 & 27.64 \\ -4.0116 & -9.0796 & -2.3764 & -6.8733 \\ -2.785 & -16.0622 & 3.2170 & 0 \\ -8.864 & -33.289 & 3.6043 & -7.7904 \\ -783.826 & -40899.872 & 69.953 & -491.99 \\ 27.464 & 134.470 & 43.127 & 39.277 \\ 50.032 & 257.646 & -16.164 & 27.268 \end{bmatrix}$$

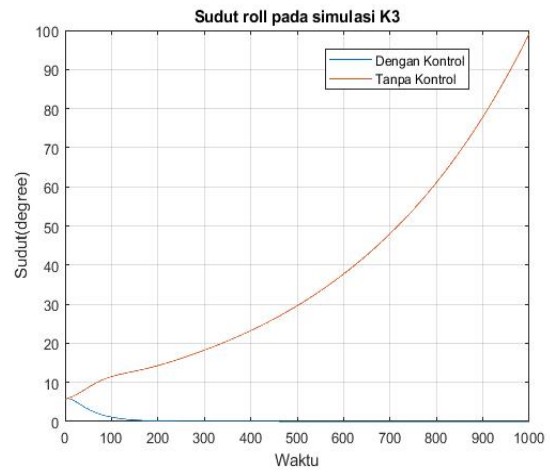
$rank(M_0) = 4$, dimana sama dengan $rank$ dari matriks sistem, sehingga sistem dapat diamati.

D. Desain Kontrol

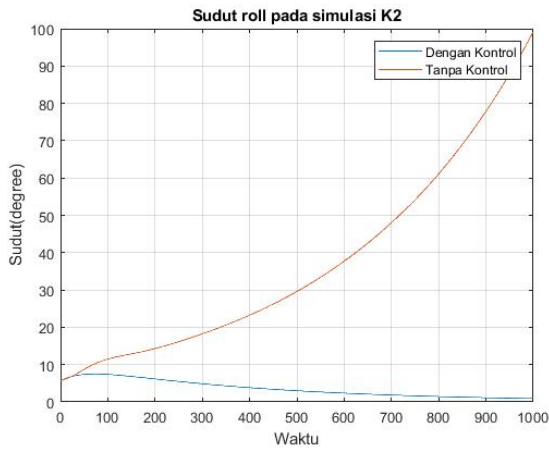
Tujuan dari kontrol pada penelitian ini adalah agar UAV menjadi stabil terhadap titik setimbang sistem. Kondisi awal dari UAV adalah berbelok, sehingga UAV dikatakan stabil



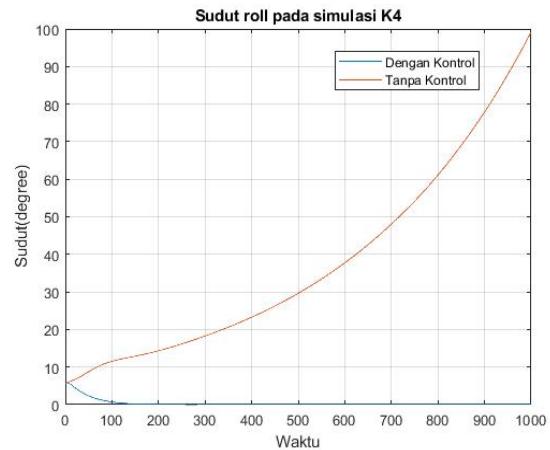
Gambar 8. Simulasi sudut roll pada saat K_1 .



Gambar 10. Simulasi sudut roll pada saat K_3 .



Gambar 9. Simulasi sudut roll pada saat K_2 .



Gambar 11. Simulasi sudut roll pada saat K_4 .

apabila semakin lama kembali ke posisi awalnya yaitu bergerak lurus(dapat dilihat dari grafik apabila grafik tersebut semakin lama semakin lurus dan tidak berisolas). Persamaan gerak lateral-direksional pada UAV Ultrastick-25e ini adalah linear, maka titik setimbang dari sistem adalah $(\beta; p; r; \phi) = (0; 0; 0; 0)$, maka dari itu UAV stabil apabila grafik dari simulasi sistemnya semakin lama mendekati 0 (konvergen ke 0). Langkah-langkah dari desain kontrol menggunakan *Output Feedback Control* adalah sebagai berikut:

1) *Membangun Feedback Gain*

Matriks F dapat dicari dengan $|A_{cl} - \lambda I| = 0$, dimana nilai eigen (λ) merupakan beberapa set pole, lalu akan didapatkan nilai F , namun matriks *feedback gain*(F) digunakan untuk *State Feedback Control*, sedangkan untuk *Output Feedback Control* dibutuhkan matriks K yang dapat dicari dengan $F = KC$ Sehingga didapatkan $K = FC^{-1}$. Berikut beberapa percobaan pole untuk mendapatkan matriks F dan K :

Percobaan Pole pada $\lambda_1 = -15.8312, \lambda_2 = -2.0833 + 2.8777i, \lambda_3 = -2.0833 - 2.8777i, \lambda_4 = -0.2422$

$$F_1 = \begin{bmatrix} 0.0331 & 0.0778 & 0.0058 & 0.0072 \\ 0.0092 & 0.0331 & -0.1551 & -0.1091 \end{bmatrix}$$

$$K_1 = \begin{bmatrix} -0.5633 & 0.0778 & 0.0058 & 0.0072 \\ -0.1558 & 0.0331 & -0.1551 & -0.1091 \end{bmatrix}$$

Percobaan Pole pada $\lambda_1 = -15.8312, \lambda_2 = -2.0833, \lambda_3 = -2.0833, \lambda_4 = -0.2422$

$$F_2 = \begin{bmatrix} 0.0172 & 0.0875 & -0.0083 & 0.0054 \\ 0.0072 & 0.0086 & -0.1742 & -0.118 \end{bmatrix}$$

$$K_2 = \begin{bmatrix} -0.293 & 0.0875 & -0.0083 & 0.0054 \\ -0.1227 & 0.0086 & -0.1742 & -0.118 \end{bmatrix}$$

Percobaan Pole pada $\lambda_1 = -15.8312, \lambda_2 = -2.0833, \lambda_3 = -2.0833, \lambda_4 = -7.5$

$$F_3 = \begin{bmatrix} 0.0175 & 0.0418 & -0.0137 & -0.0917 \\ 0.0073 & -0.0036 & -0.1756 & -0.1440 \end{bmatrix}$$

$$K_3 = \begin{bmatrix} -0.2968 & 0.0418 & -0.0137 & -0.0917 \\ -0.1236 & -0.0036 & -0.1756 & -0.1440 \end{bmatrix}$$

Percobaan Pole pada $\lambda_1 = -15.8312, \lambda_2 = -2.0833, \lambda_3 = -2.0833, \lambda_4 = -100$

$$F_4 = \begin{bmatrix} 0.0130 & -0.0138 & 0.0440 & -0.1661 \\ 0.0817 & 0.0330 & -1.1863 & -0.7601 \end{bmatrix}$$

$$K_4 = \begin{bmatrix} 0.2208 & -0.0138 & 0.0440 & -0.1661 \\ -1.3898 & 0.0330 & -1.1863 & -0.7601 \end{bmatrix}$$

Percobaan Pole pada $\lambda_1 = -15.8312, \lambda_2 = -2.0833 + 2.8777i, \lambda_3 = -2.0833 - 2.8777i, \lambda_4 = -100$

$$F_5 = \begin{bmatrix} -0.1879 & -0.0621 & 0.2336 & -0.0578 \\ 0.5715 & 0.3782 & -1.0571 & -0.4458 \end{bmatrix}$$

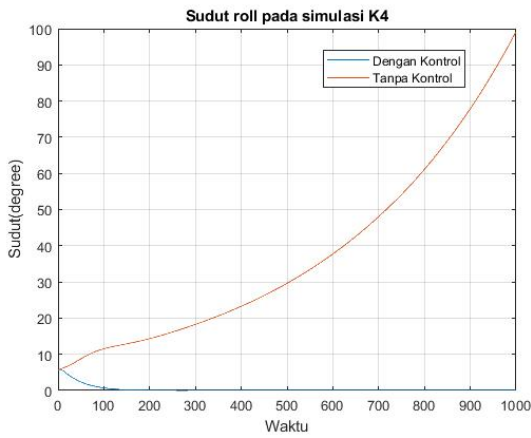
$$K_5 = \begin{bmatrix} 3.1938 & -0.0621 & 0.2336 & -0.0578 \\ -9.7159 & 0.3782 & -1.0571 & -0.4458 \end{bmatrix}$$

2) *Memasukkan Feedback Gain ke Desain Kontrol*

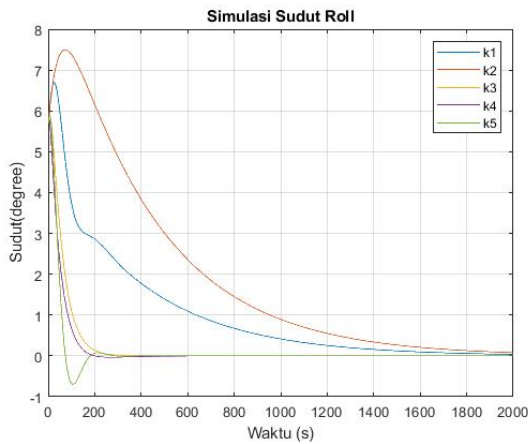
$$\dot{x} = Ax + Bu$$

$$u = -Ky$$

$$y = Cx$$



Gambar 12. Simulasi sudut roll pada saat K_5 .



Gambar 13. Simulasi perbandingan sudut roll setelah dikontrol.

Sehingga dapat diselesaikan sebagai berikut:

$$\dot{x} = Ax + B(-Ky)$$

$$\dot{x} = Ax + B(-KCx)$$

$$\dot{x} = Ax - BKCx$$

$$\dot{x} = (A - BKC)x$$

Kemudian cari nilai $(A - BKC)x$ pada masing-masing nilai K .

Desain Kontrol untuk K_1 . Akan dicari nilai $A - BK_1C$ yaitu:

$$\begin{bmatrix} -0.9212 & 0.7032 & -15.9977 & -9.2124 \\ 2.4082 & -3.7531 & 3.4965 & 0.5736 \\ 1.0729 & 2.3379 & -15.5657 & -9.0358 \\ 0 & 1 & 0.05406 & 0 \end{bmatrix}$$

Desain Kontrol untuk K_2 . Akan dicari nilai $A - BK_2C$ yaitu:

$$\begin{bmatrix} -0.9109 & 0.8333 & -15.8965 & -9.1653 \\ -0.0899 & -2.3594 & 1.2081 & 0.2611 \\ 1.0957 & 0.2131 & -16.9697 & -9.7438 \\ 0 & 1 & 0.05406 & 0 \end{bmatrix}$$

Desain Kontrol untuk K_3 . Akan dicari nilai $A - BK_3C$ yaitu:

$$\begin{bmatrix} -0.9111 & 0.8982 & -15.8892 & -9.0276 \\ -0.0549 & -9.5664 & 0.3422 & -15.0789 \\ 1.0975 & -0.2651 & -17.0202 & -10.757 \\ 0 & 1 & 0.05406 & 0 \end{bmatrix}$$

Desain Kontrol untuk K_4 . Akan dicari nilai $A - BK_4C$ yaitu:

$$\begin{bmatrix} -1.3060 & 0.7037 & -10.5305 & -5.7612 \\ -0.3809 & -18.09 & 4.3136 & -29.8052 \\ 7.2592 & 3.3845 & -100.6018 & -60.4447 \\ 0 & 1 & 0.05406 & 0 \end{bmatrix}$$

Desain Kontrol untuk K_5 . Akan dicari nilai $A - BK_5C$ yaitu:

$$\begin{bmatrix} -3.9026 & -1.1263 & -11.2155 & -7.4275 \\ -29.361 & -23.913 & 34.6339 & -11.2815 \\ 49.7474 & 32.256 & -92.1823 & -35.9062 \\ 0 & 1 & 0.05406 & 0 \end{bmatrix}$$

E. Analisis dan Hasil Simulasi

Kondisi awal sistem adalah $(\beta, p, r, \phi) = (5.7; 5.7; 5.7; 11.4)$ dalam satuan degree. Berikut adalah simulasi pada saat sistem dalam kondisi diskrit $\Delta t = 0.01$ satuan waktu:

1) Simulasi sudut selip(β)

Simulasi pada sudut slip dilakukan pada saat K_1 yang hasilnya tertera pada Gambar 2. Pada Gambar 3 tertera simulasi sudut slip pada saat K_2 . Simulasi sudut slip pada saat K_3 tertera pada Gambar 4. Simulasi sudut slip pada saat K_4 tertera pada Gambar 5. Dan simulasi sudut slip pada saat K_5 tertera pada Gambar 6.

Dari Gambar 2 sampai Gambar 6 terlihat bahwa dari grafik simulasi sudut selip setelah dikontrol menggunakan *Output Feedback Control* yang telah diberi *pole placement* menjadi stabil dan konvergen.

Dari Gambar 7, terlihat bahwa simulasi sudut selip pada sistem dengan *feedback gain* K_1 stabil pada waktu 830 s, sistem dengan *feedback gain* K_2 stabil pada waktu 476 s, sistem dengan *feedback gain* K_3 stabil pada waktu 412 s, sistem dengan *feedback gain* K_4 stabil pada waktu 322 s, sistem dengan *feedback gain* K_5 stabil pada waktu 374 s.

Dari hasil analisis di atas, maka *feedback gain* terbaik pada simulasi sudut selip adalah K_4 karena pada waktu 322 s sudah stabil dimana nilai eigen positif yang menyebabkan sistem tidak stabil dipindahkan dengan *pole placement* ke -100 dan bagian imajiner dari nilai eigen kompleks dihilangkan.

2) Simulasi sudut roll(ϕ)

Dari Gambar 8, Gambar 9, Gambar 10, Gambar 11, dan Gambar 12 terlihat bahwa dari grafik simulasi sudut roll setelah dikontrol menggunakan *Output Feedback Control* yang telah diberi *pole placement* menjadi stabil dan konvergen.

Dari Gambar 13, terlihat bahwa simulasi sudut selip pada sistem dengan *feedback gain* K_1 stabil pada waktu 1608 s, pada sistem dengan *feedback gain* K_2 stabil pada waktu 1579 s, sistem dengan *feedback gain* K_3 stabil pada waktu 202 s, sistem dengan *feedback gain* K_4 stabil pada waktu 172, sistem dengan *feedback gain* K_5 stabil pada waktu 183 s.

Dari hasil analisis di atas, maka *feedback gain* terbaik pada simulasi sudut roll adalah K_4 karena pada waktu 172 s sudah stabil dimana nilai eigen positif yang menyebabkan sistem tidak stabil dipindahkan dengan *pole placement* ke -100 dan bagian imajiner dari nilai eigen kompleks dihilangkan.

IV. PENUTUP

Dari pembahasan dan simulasi dapat disimpulkan beberapa hal sebagai berikut sistem dinamik pada model gerak lateral-direksional UAV bersifat tidak stabil, terkontrol, dan teramati.

Telah didesain kontrol untuk model gerak lateral-direksional UAV dengan menggunakan metode *Output Feedback Control* setelah diberi *Pole Placement* dengan 5 skenario *pole* dan didapatkan *feedback gain*:

$$K_1 = \begin{bmatrix} -0.5633 & 0.0778 & 0.0058 & 0.0072 \\ -0.1558 & 0.0331 & -0.1551 & -0.1091 \end{bmatrix}$$

$$K_2 = \begin{bmatrix} -0.293 & 0.0875 & -0.0083 & 0.0054 \\ -0.1227 & 0.0086 & -0.1742 & -0.118 \end{bmatrix}$$

$$K_3 = \begin{bmatrix} -0.2968 & 0.0418 & -0.0137 & -0.0917 \\ -0.1236 & -0.0036 & -0.1756 & -0.1440 \end{bmatrix}$$

$$K_4 = \begin{bmatrix} 0.2208 & -0.0138 & 0.0440 & -0.1661 \\ -1.3898 & 0.0330 & -1.1863 & -0.7601 \end{bmatrix}$$

$$K_5 = \begin{bmatrix} 3.1938 & -0.0621 & 0.2336 & -0.0578 \\ -9.7159 & 0.3782 & -1.0571 & -0.4458 \end{bmatrix}$$

Berdasarkan simulasi yang telah dilakukan pada variabel sudut selip (β) dan variabel sudut roll (ϕ) setelah diberi kontrol menggunakan *Output Feedback Control* baik menggunakan *feedback gain* K_1, K_2, K_3, K_4, K_5 menjadi stabil dan konvergen. *Feedback gain* terbaik pada simulasi sudut selip (β) adalah K_4 karena pada waktu 322 s sudah stabil, begitu pula dengan simulasi pada sudut roll (ϕ), *feedback*

gain terbaik adalah K_4 dimana pada waktu 172 s sudah stabil.

Semakin negatif nilai eigen, sistem akan semakin stabil dan cepat menuju konvergen, begitu pula dengan nilai eigen yang tidak memuat bagian imajiner akan menyebabkan sistem UAV menjadi stabil

Pada penelitian berikutnya dapat diterapkan metode lain untuk membangun *feedback gain* sebagai pembanding, serta dapat dilakukan pengamatan terhadap variabel gerak lateral direksional yang lain, juga dapat dilakukan analisis pengaruh masing-masing *variabel state* terhadap sistem gerak lateral direksional UAV.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] D. M. Rosyid, "Perancangan dan Implementasi Kontroler PID Independent dan Metode Decoupling Pada Gerakan Lateral UAV (Unmanned Aerial Vehicle) untuk Tracking Waypoints," Departemen Matematika: Institut Teknologi Sepuluh Nopember, 2012.
- [2] D. McLean, *Automotive Flight Control System*. New Jersey: Prentice Hall, 1990.
- [3] A. K. Khotimah, "Estimasi dan Perancangan Sistem Kendali Robust untuk Tracking Posisi pada Gerak Unmanned Aerial Vehicle (UAV)," Departemen Matematika: Institut Teknologi Sepuluh Nopember, 2020.
- [4] A. K. Khotimah and Mardijah, "Control strategy of unmanned aerial vehicle (UAV) by using sliding mode control method," *Int. J. Eng. Trends Technol.*, 2020.
- [5] Subiono, *Sistem Linear dan Kontrol Optimal*. Surabaya: ITS Press, 2016.
- [6] A. S. Prasetya, "Pengaturan Tracking Daya Maksimum dalam Sistem Pembangkitan Listrik Tenaga Surya dengan Fuzzy Takagi Sugeno," Departemen Teknik Elektro: Institut Teknologi Sepuluh Nopember, 2017.