

SISTEM KENDALI POSISI SUDUT ANGGUK UNTUK ROKET RKX-300 DENGAN METODE KENDALI *LINEAR QUADRATIC REGULATOR* (LQR) DAN *POLE PLACEMENT*

Fakhrudin Mangkusasmito, Wahyudi, and Budi Setiyono

Jurusan Teknik Elektro, Universitas Diponegoro Semarang
Jl. Prof. Sudharto, SH, Kampus UNDIP Tembalang, Semarang 50275, Indonesia

Abstrak

Secara umum roket merupakan sistem yang terdiri dari wahana, propulsi, propelan, aerodinamika dan trayektori, pemanduan dan kendali, serta telemetri dan telekomando. Agar sistem roket bisa bekerja dengan baik maka setiap subsistem tersebut harus bekerja secara sinergis untuk mencapai performa yang diharapkan. Secara garis besar pergerakan roket ditentukan oleh sirip-sirip roket. Pada umumnya sirip kendali dapat dibagi menjadi tiga jenis, yaitu sirip kendali angguk, sirip kendali geleng, dan sirip guling. Di Indonesia sendiri melalui Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional (LAPAN) mencoba untuk melakukan pengembangan teknologi kedirgantaraan di Indonesia termasuk di dalamnya roket. Salah satu produknya adalah roket RKX-300 yang diharapkan menjadi sistem wahana peluncur bagi uji coba sistem muatan. Penelitian ini dilakukan dengan mensimulasikan perancangan pengendalian terhadap sirip angguk atau defleksi *elevator* roket untuk mengatur posisi sudut angguk roket. Untuk metode pengendalian defleksi *elevator*, digunakan metode *Linear Quadratic Regulator* (LQR) dan *pole placement* yang diterapkan bersama-sama pada *plant*. Penggunaan metode LQR saja menghasilkan hasil yang tidak optimal, kemudian digunakan metode *pole placement* yang memperlihatkan perbaikan pada respon transien sistem terhadap masukan *step*, yang selanjutnya dengan metode LQR sistem dapat mencapai nilai referensi yang diinginkan.

Kata Kunci : Roket RKX-300, Sirip Angguk, LQR, Pole Placement

Abstract

In general, rocket is a system consist of spacecraft, propulsion, propellant, aerodynamic and trajectory, scouting and control, as well as telemetry and telecommand. In order for rocket system can work well, each subsystem must work synergistically to achieve the expected performance. the system aims to control the movement of rocket, so rocket could move according target given. In general, the control fins can be divided into three types, namely pitch fin, yaw fin, and roll fin. In Indonesia alone through Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional (LAPAN) tries to make development of aerospace technology including rocket. One of its product is RKX-300 that expected to launch vehicle system for payload testing charge. The final task is accomplished by simulating the control design of pitch fin or elevator deflection to position its nod. For elevator deflection control method, used *Linear Quadratic Regulator* (LQR) and *Pole Placement*, applied together on the plant. Using LQR method alone resulting in sub-optimal results, then use *pole placement* method that shows the improvement in the transient response of the system to a step input, the system further with LQR method can achieve the desired reference value.

Key Word : Rocket RKX-300, Pitch Fin, LQR, Pole Placement, MATLAB,

1. Pendahuluan

Dalam dekade terakhir ini sistem pengendali semakin luas digunakan dalam berbagai segi kehidupan manusia. Aplikasi sistem kendali banyak digunakan dalam dunia industri, telekomunikasi, penerbangan, militer dan lain-lain. Salah satu aplikasi sistem kendali yang mengalami perkembangan cukup signifikan ialah roket. Roket pertama digunakan pada awal tahun 1232 ketika bangsa China menggunakan misil tak berpemandu untuk mempertahankan kota Peiping dari gempuran bangsa

mongol[3]. Dr. Robert H. Goddard bertanggung jawab atas meningkatnya ketertarikan pada dunia roket di periode tahun 1920 dengan penemuan roketnya yang memiliki kecepatan lebih dari kecepatan suara[3]. Pada era perang dunia kedua roket V-2 buatan Jerman adalah senjata yang paling ditakuti. V-2 merupakan roket yang menggunakan sensor giroskop untuk mengatur ketinggian roket dan akselerometer untuk mengenali percepatan di sepanjang sumbu misil, sehingga dapat menentukan kecepatan dan dapat mematikan mesin roket saat mencapai kecepatan yang ditentukan. Bisa dikatakan,

sistem roket V-2 ialah contoh awal penggunaan giroskop dan akselerometer untuk panduan inersia. Di Indonesia sendiri melalui Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional (LAPAN) mencoba untuk melakukan pengembangan teknologi kedirgantaraan di Indonesia termasuk di dalamnya roket. Salah satu produknya adalah roket RXX-300 yang diharapkan menjadi sistem wahana peluncur bagi uji coba sistem muatan.

Secara umum roket merupakan sistem yang terdiri dari wahana, propulsi, propelan, aerodinamika dan trayektori, pemanduan dan kendali, serta telemetri dan telekomando[11]. Agar sistem roket bisa bekerja dengan baik maka setiap subsistem tersebut harus bekerja secara sinergis untuk mencapai performa yang diharapkan. Sistem kendali pergerakan roket bertujuan agar roket bisa bergerak sesuai target yang diberikan. Secara garis besar pergerakan roket ditentukan oleh sirip-sirip roket. Pada umumnya sirip kendali dapat dibagi menjadi tiga jenis, yaitu sirip kendali angguk, sirip kendali geleng, dan sirip guling[7]. Pada penelitian sebelumnya oleh Gunawan Setyo Prabowo digunakan metode kendali fuzzy dan untuk penelitian ini dibahas pengontrolan terhadap sirip angguk dengan sistem kendali Linear Quadratic Regulator (LQR) pada plant berupa roket RXX-300 tersebut, lebih spesifik yaitu pada sirip roket yang berfungsi mengatur pergerakan roket ketika meluncur di udara.

2. Metode

2.1 Perancangan Plant Roket RXX-300

Dinamika gerak roket RXX-300 diperoleh dengan mengacu padadata numerik yang merupakan karakteristik dari roket RXX-300 pada kecepatan 170 m/s yang diambil dari hasil uji laboratorium terowongan angin LAPAN, yaitu sebagai berikut:

$$\begin{matrix} X_u = -0,101 & Z_u = -0,2731 & U_0 = 170 \\ Z_w = -1,4552 & Z_{\delta e} = -16,7885 & g = 9,81 \\ M_q = -0,6255 & M_{\delta e} = -71,1916 \\ M_w = -3,5227 & M_u = 0 \\ M_{\dot{w}} = -0,0088 & X_{\delta e} = 0 \end{matrix}$$

Data tersebut digunakan untuk mengisi persamaan *state space* (1)

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g \\ Z_u & Z_w & U_0 & 0 \\ M_u + M_{\dot{w}}Z_u & M_w + M_{\dot{w}}Z_w & M_q + M_{\dot{w}}U_0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_{\delta e} \\ Z_{\delta e} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \delta e \quad (1)$$

sehinggamatriks A pada persamaan dinamika gerak roket dapat dituliskan kembali sebagai persamaan (2)

$$A = \begin{bmatrix} -0.0101 & 0.0577 & 0 & -9.8100 \\ -0.2731 & -1.2552 & 170 & 0 \\ 0.0024 & 0 & -2.1130 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (2)$$

dan matriks B dalam persamaan (3)

$$B = \begin{bmatrix} 0 \\ -16.7885 \\ 0 \\ -71.0447 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

persamaan keluaran sistem adalah (4)

$$y = Cx \quad (4)$$

Untuk mendapatkan posisi sudut angguk (θ) sebagai keluaran maka dipilih (5)

$$C = [0 \ 0 \ 0 \ 1] \quad \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} \quad (5)$$

Dari persamaan (2), (3), (4), dan (5) dapat dibuat fungsi alih($G(s)$) dengan menggunakan rumus (6)

$$G(s) = C [SI - A]^{-1} B \quad (6)$$

maka didapatkan persamaan (7) :

$$G(s) = \frac{8.882 \times 10^{-15} s^3 - 71.04 s^2 - 51.8 s - 5.629}{s^4 + 3.669 s^3 + 598.4 s^2 + 60.44 s + 9.411} \quad (7)$$

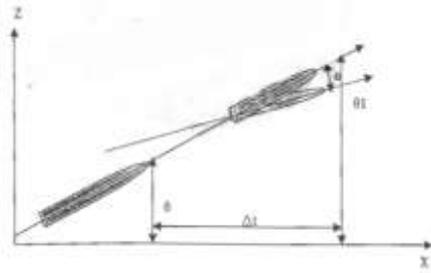
Pada kenyataannya untuk menggerakkan defleksi *elevator* (δe) digunakan *servo elevator* dengan masukkan berupa tegangan (e) yang memiliki pendekatan sistem orde satu, dengan fungsi alih $H(s)$:

$$H(s) = \frac{-12}{s+12} \quad (8)$$

Sehingga fungsi alih total dari sistem pengendalian sudut angguk (θ) tersebut ialah:

$$G(s)H(s) = \frac{-1.066 \times 10^{-13} s^3 + 852.5 s^2 + 621.6 s + 67.55}{s^5 + 15.67 s^4 + 642.4 s^3 + 7241 s^2 + 734.6 s + 112.5} \quad (9)$$

persamaan (9) merupakan sistem yang mempunyai tegangan (e) sebagai *input*, dengan *output* berupa posisi sudut angguk θ (*pitch attitude*) yang diperlihatkan Gambar 1



Gambar 1 Visualisasi posisi sudut angguk θ (pitch attitude) dalam bidang dua dimensi

Untuk keperluan perancangan pengendali optimal LQR, fungsi alih tersebut perlu dikembalikan ke dalam bentuk *state space* yang terdiri dari matriks A, B, C dan D. Dengan bantuan MATLAB maka langsung didapat persamaan (10), (11), (12), dan (13)

$$A = \begin{bmatrix} -15.670 & -642.40 & -7241 & -734.600 & -112.90 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (10)$$

dan matriks B

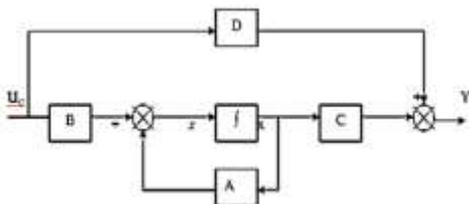
$$B = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} U \quad (11)$$

dan matriks C yang baru ialah

$$C = [0 \quad -1.0060 \times 10^{-13} \quad 852.5 \quad 621.6 \quad 67.55] \quad (12)$$

$$D = 0 \quad (13)$$

Gambar 2 menunjukkan diagram blok dari *plant* roket RXX-300. Matriks A, B, C, dan D secara bersama-sama menyatakan parameter dinamika *plant*.



Gambar 2 Diagram blok ruang keadaan *plant* roket RXX-300

Masukan *step* berupa posisi sudut 45^0 . Performa sistem dianalisis dengan analisis respon transien pada respon

sistem terhadap masukan *step* yang diberikan, meliputi waktu tunda (*delay time, t_d*), waktu naik (*rise time, t_r*), waktu puncak (*peak time, t_p*), lewat maksimum (*maximum overshoot, M_p*), dan waktu penetapan (*settling time, t_s*). Analisis *settling time* diambil nilai $\pm 2\%$ dari nilai referensi dan untuk analisis *rise time* digunakan waktu naik dari 10% sampai 90%.

2.2 Perancangan *Controller* LQR dengan Tracking Sytem

Pada perancangan pengendali optimal LQR, terlebih dahulu yaitu menentukan matriks bobot Q dan R yang selanjutnya digunakan untuk menentukan indeks performansi sistem, harga matriks Q dan R ditentukan sesuai dengan kriteria yang diinginkan. Dengan menggunakan indeks performansi[2]

$$J = \int_0^{\infty} \tilde{x}^T Q \tilde{x} + \tilde{u}_c^T R \tilde{u}_c, \quad Q \geq 0, \quad R > 0 \quad (13)$$

untuk menyelesaikan solusi persamaan Riccati[2]

$$0 = A^T S + SA - SBR^{-1}B^T S + Q \quad (14)$$

maka konstanta umpan balik keadaan dapat dicari dengan menggunakan persamaan(12) [2]

$$K = R^{-1}B^T S \quad (15)$$

sehingga sinyal kontrol adalah persamaan (16)[2]

$$\begin{aligned} u_c(t) &= -Kx(t) + KA^{-1}[CA^{-1}B]^{-1}r - [CA^{-1}B]^{-1}r \\ &= -Kx(t) + (KA^{-1}B - I)[CA^{-1}B]^{-1}r \\ &= -Kx(t) + Fr \end{aligned} \quad (16)$$

dengan nilai F sesuai persamaan (17) [2]

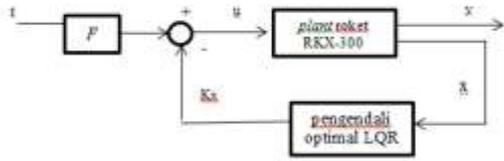
$$F = (KA^{-1}B - 1)[CA^{-1}B]^{-1} \quad (17)$$

untuk titik awal proses *trial-error* nilai *q* dan *rguna* mendapatkan performa yang baik digunakan persamaan Brytson.[6]

$$Q = \frac{1}{(\text{nilai maksimum } y)^2} \quad (18)$$

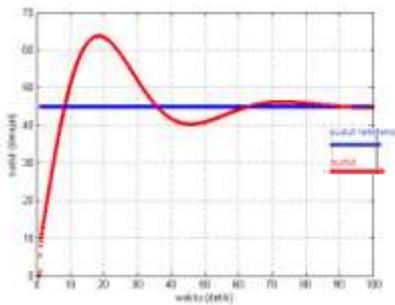
$$R = \frac{1}{(\text{nilai maksimum } u)^2} \quad (19)$$

dari persamaan tersebut dengan asumsi *output* maksimal sistem (*y*) = 60 dan *input* maksimal sistem (*x*) = 12, maka didapat nilai *q* = 0,0003 dan *r* = 0,0070. Kemudian dapat dibangun diagram blok *controllery* yang ditunjukkan oleh Gambar 3



Gambar 3 Sistem kendali sudut angguk roket RKX-300 dengan skema kontrol LQR dengan tracking system

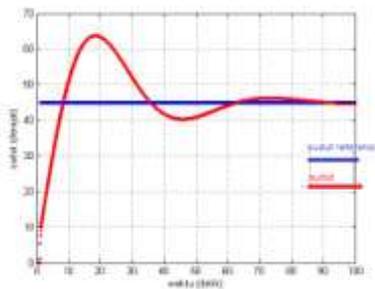
Pada kendali optimal LQR dengan *Tracking system*, variabel yang perlu dicari adalah nilai konstanta penguatan umpan balik K dan konstanta F . Nilai K dan F yang diperoleh kemudian digunakan sebagai parameter kontrol. Untuk nilai $q=0,5$ dan $r=0,1$ didapat hasil yang ditunjukkan Gambar 4.



Gambar 4 Grafik respon sudut angguk roket dengan skema LQR dengan nilai $q = 0,5$ dan $r = 0,1$

Gambar 4 menunjukkan respon sistem yang tidak baik, karena sistem mengalami *overshoot* sekitar 45% dan sistem dapat mencapai nilai referensi yang diinginkan, yaitu sudut 45° pada detik ke 80.

Untuk nilai $q=0,0003$ dan $r=0,0070$ didapat hasil yang ditunjukkan Gambar 5.



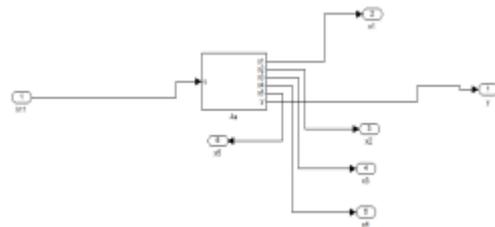
Gambar 5 Grafik respon sudut angguk roket dengan skema LQR dengan *Tracking System*, dengan nilai $q = 0,0003$ dan $r = 0,007$

Gambar 5 menunjukkan respon sistem yang hampir identik dengan simulasi sebelumnya yaitu sistem mengalami *overshoot* sekitar 45% dan dapat mencapai

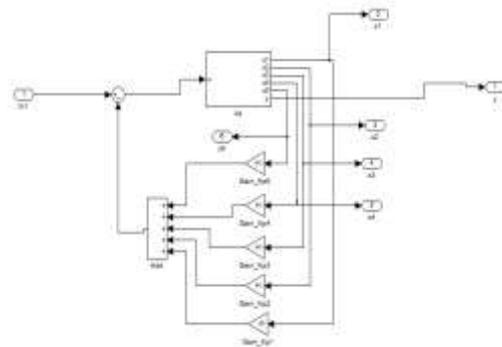
nilai referensi yang diinginkan, yaitu sudut 45° pada detik ke 80. Disimpulkan bahwa, penggunaan skema LQR saja pada sistem ini menunjukkan performa yang tidak memuaskan, dan untuk memperbaiki hal tersebut diberikan metode *pole placement* yang digunakan untuk memperbaiki respon natural sistem.

2.2 Perancangan *Controller LQR* dengan *Tracking System* dan *Pole Placement*

Pada skema kendali optimal LQR dengan *tracking system* dan *pole placement* secara umum sama dengan skema kendali optimal LQR dengan *tracking system* pada Gambar 4, perbedaannya terletak pada penambahan konstanta-konstanta umpan balik *state* untuk menempatkan *pole* baru yang diinginkan pada plant sistem. Perbandingan *plant* sistem tersebut ditunjukkan pada Gambar 6 dan Gambar 7.

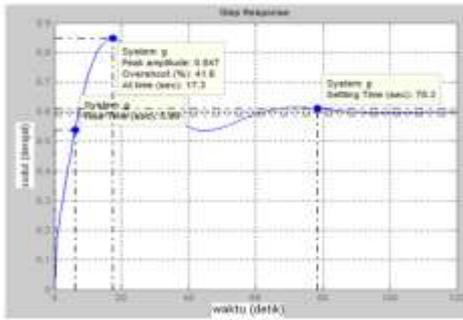


Gambar 6. *Plant* sistem pada skema kendali optimal LQR dengan *tracking system*

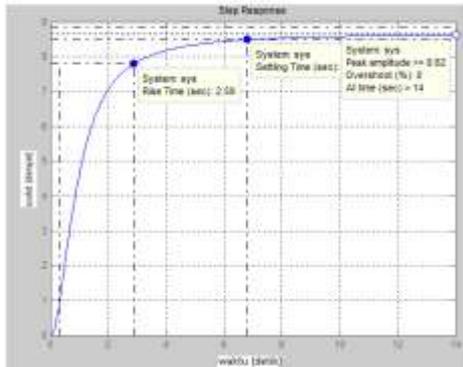


Gambar 7 *Plant* sistem pada skema kendali optimal LQR dengan *tracking system* dan *pole placement*

Gambar 6 dan Gambar 7 menunjukkan perbedaan *plant* sistem pada skema kendali optimal LQR dengan *tracking system* saja, dengan skema yang ditambah metode *pole placement*. Pengujian dengan memberikan masukan step bernilai 1 akan memperlihatkan respon natural sistem tanpa kontroler, sehingga dapat dibandingkan efek dari penempatan *pole* terhadap respon natural sistem tersebut yang ditunjukkan oleh Gambar 8 dan Gambar 9.



Gambar 8 Respon natural sistem tanpa kontroler



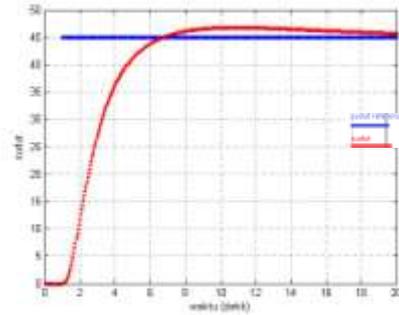
Gambar 9 Respon natural sistem tanpa kontroler dengan pole placement

Gambar 8 menunjukkan respon natural sistem tanpa metode *pole placement* menunjukkan sistem mengalami *overshoot* sebesar 41,6% dan *settling time* sistem mencapai 78,3 detik. Pada Gambar 9 sistem diberi gain kompensasi agar letak *pole* sistem pada -0,13, -1,5, -10, -0,5, dan -4 dan hasilnya respon natural sistem menjadi lebih baik dengan tidak mengalami *overshoot* serta *settling time* sistem 6,81 detik sehingga secara umum lebih baik dari sistem plant sebelumnya. Dari Gambar 7 ditunjukkan letak *gain* kompensasi agar *plant* memiliki *pole* baru sesuai yang ditentukan sebelumnya dan persamaan sinyal kontrol u_c menjadi

$$u_c(t) = -Kx - K_p x + Fr$$

$$= -(K + K_p)x + Fr \quad (20)$$

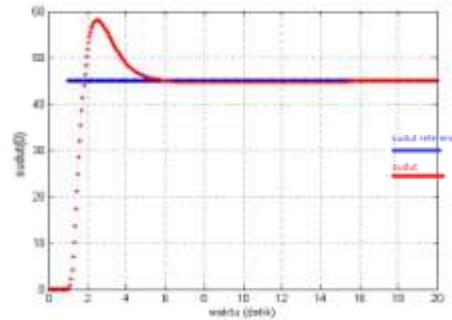
Untuk letak *pole* sistem -0,13 -1,5 -10 -0,5 -1 diperoleh hasil simulasi yang ditunjukkan gambar 10



Gambar 10 Grafik respon sudut angguk roket dengan skema LQR dengan tracking system dan poleplacement, dengan nilai $q = 0,0003$ dan $r = 0,007$ serta *pole* -0,13, -1,5, -10, -0,5 dan -1

Gambar 10 sistem mengalami *overshoot* sebesar 3,8891%, waktu penetapan sistem ialah 17,1 detik, *delay time* sistem (t_d) ialah 1,7 detik, untuk *rise time* sistem ialah 3,25 detik dan *peak time* sistem ialah 9,85 detik.

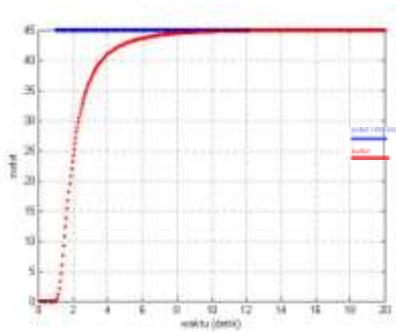
Untuk letak *pole* sistem -0,13 -1,5 -10 -0,5 -1 diperoleh hasil simulasi yang ditunjukkan Gambar 11.



Gambar 11 Grafik respon sudut angguk roket dengan skema LQR dengan Tracking system dan Pole Placement, dengan nilai $q = 0,0003$ dan $r = 0,007$ serta *pole* -0,13, -1,5, -10, -2 dan -3

Gambar 11 menunjukkan sistem mengalami *overshoot* sebesar 29,0662%, waktu penetapan sistem ialah 4 detik, *delay time* sistem (t_d) ialah 0,5 detik, untuk *rise time* sistem ialah 0,5 detik dan *peak time* sistem ialah 1,5 detik.

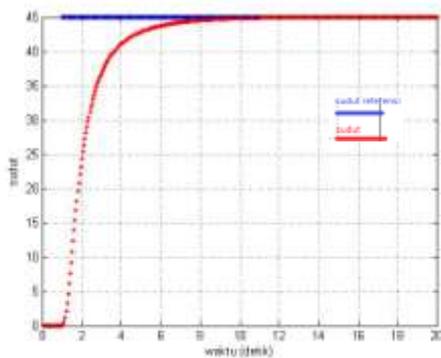
Untuk letak *pole* sistem -0,13 -1,5 -10 -0,5, dan -4 diperoleh hasil simulasi yang ditunjukkan Gambar 12.



Gambar 12 Grafik respon sudut angguk roket dengan skema LQR dengan *Tracking system* dan *Pole Placement*, dengan nilai $q = 0,0003$ dan $r = 0,007$ serta *pole* -0,13, -1,5, -20, -0,5 dan -4

Gambar 12 menunjukkan respon *plant* roket RKX-300, dengan masukan sudut 45^0 , dan dengan penambahan metode *pole placement* dan pemilihan *pole* yaitu -0,13, -1,5, -20, -0,5 dan -4, serta nilai $q = 0,0003$ dan $r = 0,007$, didapatkan waktu penetapan sistem (t_s) ialah 6,05 detik, dan sistem tidak mengalami *overshoot* ($M_p = 0\%$). *Delay time* sistem (t_d) ialah 0,95 detik, untuk *rise time* sistem ialah 2,55 detik dan *peak time* sistem ialah 19 detik.

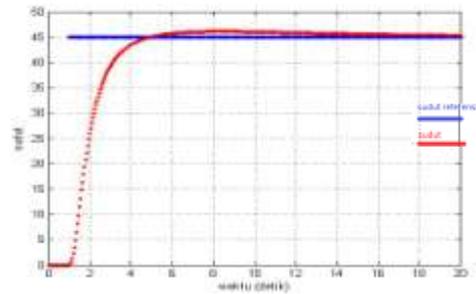
Untuk variasi matriks bobot Q dan bobot R dengan nilai $q = 0,005$ dan $r = 0,01$, diperoleh hasil yang ditunjukkan Gambar 13.



Gambar 13 Grafik respon sudut angguk roket dengan skema LQR dengan *Tracking system* dan *Pole Placement*, dengan nilai $q = 0,005$ dan $r = 0,01$ serta *pole* -0,13, -1,5, -20, -0,5 dan -4

Gambar 13 menunjukkan respon *plant* roket RKX-300, dengan masukan sudut 45^0 , dan dengan penambahan metode *pole placement* dan pemilihan *pole* yaitu -0,13, -1,5, -20, -0,5 dan -4, serta nilai $q = 0,0003$ dan $r = 0,007$, didapatkan waktu penetapan sistem (t_s) ialah 6,05 detik, dan sistem tidak mengalami *overshoot* ($M_p = 0\%$). *Delay time* sistem (t_d) ialah 0,95 detik, untuk *rise time* sistem ialah 2,55 detik dan *peak time* sistem ialah 19 detik.

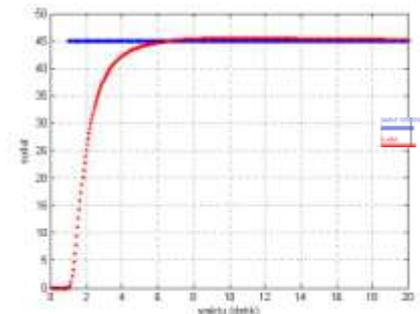
Untuk variasi matriks bobot Q dan bobot R dengan nilai $q = 50$ dan $r = 5$, diperoleh hasil yang ditunjukkan Gambar 14.



Gambar 14 Grafik respon sudut angguk roket dengan skema LQR dengan *Tracking system* dan *Pole Placement*, dengan nilai $q = 50$ dan $r = 5$ serta *pole* -0,13, -1,5, -20, -0,5 dan -4

Gambar 14 menunjukkan respon *plant* roket RKX-300 pada perubahan nilai $q = 50$ dan $r = 5$, ditunjukkan bahwa respon sistem lebih cepat, dan mengalami *overshoot* sebesar 2,4011%, waktu penetapan sistem ialah 10,3 detik, *delay time* sistem (t_d) ialah 0,9 detik, untuk *rise time* sistem ialah 1,9 detik dan *peak time* sistem ialah 7,4 detik

Untuk variasi matriks bobot Q dan bobot R dengan nilai $q = 0,5$ dan $r = 0,1$, diperoleh hasil yang ditunjukkan Gambar 15.



Gambar 15 Grafik respon sudut angguk roket dengan skema LQR dengan *Tracking system* dan *Pole Placement*, dengan nilai $q = 0,5$ dan $r = 0,1$ serta *pole* -0,13, -1,5, -20, -0,5 dan -4

Gambar 15 menunjukkan respon *plant* roket RKX-300, dengan masukan sudut 45^0 , dan dengan penambahan metode *pole placement* dan pemilihan *pole* yaitu -0,13, -1,5, -20, -0,5 dan -4, serta nilai $q = 0,5$ dan $r = 0,1$, ditunjukkan bahwa respon transien sistem menjadi lebih baik, waktu penetapan sistem (t_s) ialah 4,25 detik, selain itu sistem tidak mengalami *overshoot* ($M_p = 0\%$), *delay time* sistem (t_d) ialah 0,9 detik, untuk *rise time* sistem ialah 2,15 detik dan *peak time* sistem ialah 9,3 detik.

Dari hasil pengujian yang dilakukan diperoleh Tabel 1.

Tabel 1 Hasil pengujian skema kendali LQR dan pole placement

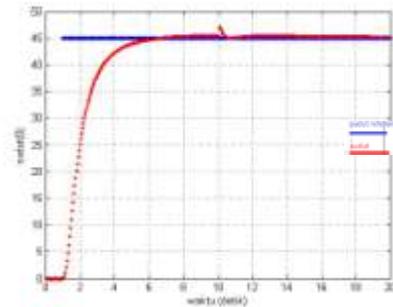
Uj i	Nilai Q dan R	Pole yang Diinginkan	ts (s)	Mp (%)	td (s)	tr (s)	tp (s)
1	Q = 0,0003 R = 0,007	-0,13 -1,5 -10 -0,5 -1	17,1	38,891	1,7	3,25	9,85
2	Q = 0,0003 R = 0,007	-0,13 -1,5 -10 -2 -3	4	29,066 2	0,5	0,5	1,5
3	Q = 0,0003 R = 0,007	-0,13 -1,5 -20 -0,5 -4	6,05	0	0,9 5	2,55	19
4	Q = 0,005 R = 0,01	-0,13 -1,5 -20 -0,5 -4	6,05	0	0,9 5	2,55	19
5	Q = 50 R = 5	-0,13 -1,5 -20 -0,5 -4	10,3	2,4011	0,9	1,9	7,4
6	Q = 0,5 R = 0,1	-0,13 -1,5 -20 -0,5 -4	4,25	0	0,9	2,15	9,3
7	Q = 0,5 R = 1	-0,13 -1,5 -10 -0,5 -4	4,85	0	2	2,45	11,6 5
8	Q = 5 R = 1	-0,13 -1,5 -10 -0,5 -4	15,6 5	6,36	0,9	1,6	5,8
9	Q = 5 R = 0,1	-0,13 -1,5 -10 -0,5 -4	15,7 5	54,158	0,6	0,7	2,8
10	Q = 0,5 R = 0,5	-0,13 -1,5 -10 -0,5 -4	4,35	0	0,9 5	1,25	9,3

Hasil pengujian yang dilakukan menunjukkan bahwa untuk letak pole 0,13, -1,5, -20, -0,5, dan -4, serta nilai $q = 0,5$ dan $r = 0,1$ memiliki indeks performansi yang relatif paling bagus, dan selanjutnya parameter tersebut digunakan untuk keperluan analisis lebih lanjut.

3. Hasil dan Analisa

3.1 Sistem Kendali Sudut Angguk Roket RXX-300 dengan Skema Kendali LQR dengan Tracking system dan Pole Placement dengan Pemberian Gangguan

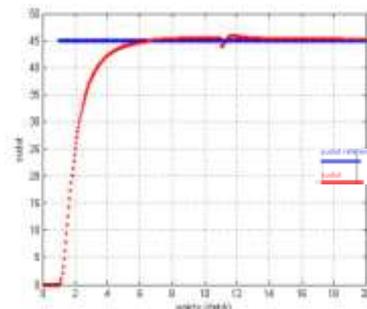
Untuk melihat robustness skema kendali LQR dengan tracking system dan pole placement pada nilai optimal yang telah didapat. Disimulasikan pemberian gangguan berupa gain sebesar 10 yang berasal dari perubahan nilai state x_1 pada detik ke 10. Respon sistem ditunjukkan Gambar 16.



Gambar 16 Simulasi gangguan pada skema LQR dengan tracking system dan pole placement, dengan nilai $q = 0,5$ dan $r = 0,1$ serta pole -0,13, -1,5, -20, -0,5, dan -4

Gambar 16 menunjukkan bahwa gangguan pada detik ke 10 menyebabkan output sistem bergeser dan mencapai sudut 47^0 , namun dalam waktu 0,5 detik, kontroler mampu mengembalikan output pada nilai referensi yang dikehendaki, yaitu 45^0 . Ini menunjukkan sistem cukup robust dalam menangani gangguan yang terjadi pada sistem.

Simulasi selanjutnya, diberikan kembali gangguan internal berupa gain sebesar -10 pada detik ke 10, hasil simulasi ditunjukkan pada Gambar 17.

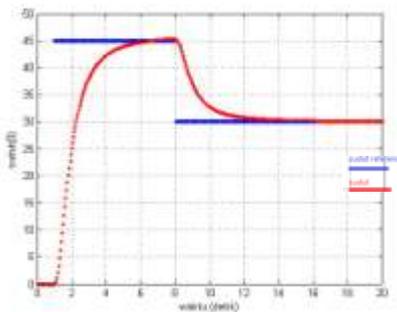


Gambar 17 Simulasi gangguan dari state x_1 sebesar -10 pada skema LQR dengan tracking system dan pole placement, dengan nilai $q = 0,5$ dan $r = 0,1$ serta pole -0,13, -1,5, -20, -0,5, dan -4

Gambar 17 menunjukkan bahwa gangguan pada detik ke 11 menyebabkan output sistem bergeser dan mencapai sudut $43,85^0$, namun dalam waktu 0,15 detik, kontroler mampu mengembalikan output pada nilai referensi yang dikehendaki, yaitu 45^0 . Dari hasil pengujian menunjukkan sistem cukup robust dalam menangani model gangguan tersebut.

3.2 Sistem Kendali Sudut Angkuk Roket RXX-300 dengan Skema Kendali LQR dengan *Tracking system* dan *Pole Placement* dengan Perubahan Nilai Referensi

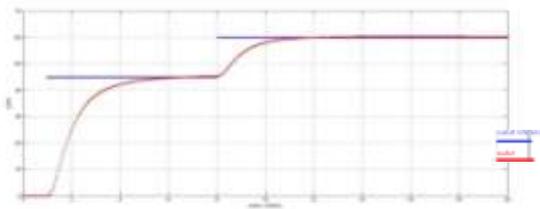
Dilakukan variasi pada nilai referensi, untuk melihat apakah sistem kontrol mampu mengakomodir perubahan nilai referensi tersebut. Perubahan nilai referensi turun dilakukan pada detik ke 8 dengan mengubah nilai referensi dari 45^0 menjadi 30^0 yang ditunjukkan oleh Gambar 18.



Gambar 18 Skema Kendali LQR dengan *tracking system* dan *pole placement* dengan perubahan nilai referensi dari 45^0 menjadi 30^0

Gambar 18 menunjukkan bahwa sistem dapat merespon perubahan nilai referensi dari 45^0 menjadi 30^0 dengan baik. Sistem mampu merubah nilai referensi yang diberikan tersebut dalam waktu 4,45 detik

Selanjutnya dilakukan perubahan nilai referensi naik yang dilakukan pada detik ke 8 dengan mengubah nilai referensi dari 45^0 menjadi 60^0 yang ditunjukkan oleh Gambar 19.



Gambar 19 Skema kendali LQR dengan *tracking system* dan *pole placement* dengan perubahan nilai referensi dari 45^0 menjadi 60^0

Gambar 19 menunjukkan bahwa sistem dapat merespon perubahan nilai referensi dari 45^0 menjadi 60^0 dengan baik. Sistem mampu merubah nilai referensi yang diberikan tersebut dalam waktu 4,40 detik.

4. Kesimpulan

Skema kendali LQR dengan *tracking system* dan *pole placement* dengan beberapa variasi nilai q dan r , memiliki respon transien yang paling baik pada nilai $q = 0,5$ dan $r = 0,1$ serta letak pole $-0,13, 1,5, -20, -0,5$ dan -4 . Skema kendali LQR dengan *tracking system* dan *pole placement* dapat mengatasi gangguan internal berupa *gain* yang berasal dari *state* x_1 baik yang memiliki nilai *gain* positif maupun negatif. Skema kendali LQR dengan *tracking system* dan *pole placement* dapat merespon perubahan nilai referensi turun dan perubahan nilai referensi naik. Skema kendali LQR dengan *tracking system* dan *pole placement* secara umum mampu mencapai nilai referensi dan tidak mengalami *overshoot*. Model dinamika roket yang digunakan dapat dikembangkan dengan memperhitungkan efek *coupling* pada pergerakan sirip roket lainnya. Pengendalian roket dapat dikembangkan dengan mensimulasikan adanya gangguan pada sistem. Variasi perubahan matriks bobot Q dan R dapat diperbanyak untuk mendapatkan performa sistem sesuai dengan yang diinginkan.

Referensi

- [1]. C., Richard Dorf, *Electrical Engineering Textbook Series: Optimal Control System*, CRC Press, Idaho, 2002
- [2]. Lewis FL & Syrmos, VL., *Optimal Control 2nd Edition*, Wiley, 1995.
- [3]. M, George Sioris, *Missile Guidance and Control System*, Springer-Verlag, New York, 2004
- [4]. Nelson, R. C, *Flight Stability and Automatic Control*, Mc. Graw-Hill Book Co., Singapore, 1990
- [5]. Ogata, Katsuhiko, *Teknik Kontrol Otomatik (Sistem Pengaturan) Jilid 1*, Erlangga, 1989.
- [6]. P., Joao hespana, *Lecture Notes on LQR/LQG Controller Design*, 2005.
- [7]. Setyo, Gunawan Prabowo, *Aplikasi Pengendali Logika Fuzzy pada Gerak Longitudinal Roket RXX-300*, Program Studi Teknik Elektro, Program Pasca Sarjana Universitas Indonesia, 1998
- [8]. Santoso, Fendy, *Desain Sistem Kontrol Dengan Metode Penempatan Kutub (Pole Placement) Pada Motor DC Servo*, Program Studi Teknologi Industri Universitas Kristen Petra, 2009
- [9]. Sumardi, *Bahan Ajar Sistem Kontrol Multivariabel*, Teknik Elektro Universitas Diponegoro, 2005.
- [10]. Wahid, Nurbaiti, dkk, *Comparative Assesment Using LQR and Fuzzy Logic Controller for a Pitch Control System*, European Journal of Scientific Research, 2010.
- [11]. Wahyuni, Astrid dan Pranata Humas, *Aspek-Aspek Terkait dalam Merancang Roket Kendali RXX pada Tahap Awal*, Jurnal Lapan, 2010
- [12]. Yoel, Dista, dkk, *Simulasi Kendali Daya Reaktor Nuklir dengan Teknik Kontrol Optimal*, Jurnal Transmisi Universitas Diponegoro, 2010
- [13]. -----, http://en.wikipedia.org/wiki/Full_state_feedback