

PENGATURAN AUTOPILOT LANDING SYSTEM DENGAN OPTIMAL QUADRATIK PREDICTIVE CONTROL (OQPC)

Mohammad Erik Echsony¹, Muhammad Sadli²

1.Dosen Politeknik Negeri Madiun

Email : erik_sony@pnm.ac.id

2. Dosen Teknik Elektro Universitas Malikussaleh Lhokseumawe

Email : muhammad.sadli@yahoo.com

Abstract

Transportasi udara merupakan alat transportasi yang mutakhir dan tercepat dengan jangkauan yang luas dalam kegiatan penerbangan yang paling terpenting adalah faktor keselamatan merupakan syarat utama bagi dunia penerbangan, kebutuhan performance bertujuan memberikan rasa nyaman dan aman ketika proses landing pesawat yang diberikan sebuah trayektori persamaan desired altitude terhadap waktu.dalam penelitian ini untuk autopilot landing system banyak metode pengaturan yang digunakan baik metode pengaturan cerdas, pengaturan adaptif, metode tersebut hanya mengkondisikan bahwa system dalam kondisi ideal kondisi tersebut bertentangan dengan real system kondisi tersebut dipastikan bahwa sebuah loop tertutup terdapat gangguan baik dari dalam sistem (kesalahan proses) maupun dari luar sistem (pengaruh gejala alam). Dengan melihat metode-metode pengaturan yang ada maka dipilihlah metode optimal predictive control untuk mengatur elevator deflection angle. Metode tuning digunakan untuk mencari nilai dari konstanta (Gain) pengontrol optimal (LQR). Penelitian dilakukan dengan cara

simulasi. Hasil penelitian menunjukkan bahwa metode pengaturan optimal predictive control dapat mengatur elevator deflection angle dengan atau tanpa penambahan gangguan pada plant. pemilihan kontroler LQR sangat tepat karena aksi control mampu meredam gangguan dari luar system berupa angin yang dibangkitkan dengan menggunakan gaussian distributed random (0,10) dengan dan frekuensi 1 sampai 10 Hz. Metode tuning gain mampu bekerja dengan maksimal sehingga input berupa trayektori landing pesawat dapat diikuti oleh output dari plant dengan baik dengan menghasilkan error absolute sebesar 0.001

Kata kunci: - elevator deflection angle, predictive control, tuning gain, LQR

1. Pendahuluan

Transportasi merupakan suatu sistem yang terdiri dari sarana dan prasarana yang didukung oleh tata laksana dan sumber daya manusia membentuk jaringan prasarana dan jaringan pelayanan. Transportasi udara merupakan alat transportasi yang mutakhir dan tercepat dengan jangkauan yang luas[1]. Dalam kegiatan penerbangan yang paling terpenting adalah faktor keselamatan merupakan syarat utama bagi dunia penerbangan, kebutuhan *performance* bertujuan memberikan rasa nyaman dan aman ketika proses landing pesawat yang diberikan sebuah *trajektori* persamaan *desired altitude* terhadap waktu[2]. Pendaratan pesawat ini dibagi menjadi 2 tahap, yaitu *glide-path phase* dan *flare-out phase* bagian pertama *air traffic control* memberikan panduan kepada pilot di mana posisi pesawat yang aman yang nantinya digunakan oleh *instrument landing system (ILS)* untuk bekerja pada saat ketinggian 30 meter diatas *runway* pilot memulai bagian kedua landing pesawat (*flare-out stage*). Bagian flare-out, pada saat ini ILS tidak cocok lagi untuk digunakan sehingga pilot harus mengendalikan pesawat secara manual dengan cara melihat secara langsung *runway* dikarenakan pada saat bagian tersebut nilai dari *altitude* dan *altitude rate* tidak akan cocok lagi digunakan sebagai

panduan pilot karena nilai - nilai tersebut diasumsikan salah dan *air traffic controller* tidak akan cukup waktu untuk mengkoreksinya, hal inilah yang memungkinkan terjadinya faktor kesalahan manusia (*human error*) [4]. Dengan mempertimbangkan tinjauan di atas, dirancang kontroler yang mampu memberikan, ketepatan dan kestabilan *auto landing system* dengan mempertimbangkan kecepatan *landing* , gangguan angin dengan menggunakan *Optimal predictive control (OPC)*. Sasaran atau kriteria pengendalian optimal adalah untuk meminimalkan *error* dan meminimalkan *energy drive*.

2. State Of The Art

Dalam kongres insinyur sedunia di London pada tahun 2007 oleh Kevin lau dan Ronate[5]. Memberikan solusi bagaimana merancang controller dengan menggunakan metode Neural Network, tetapi literature ini hanya mengkondisikan bahwa system dalam kondisi ideal,hal ini sangat bertentangan dengan kondisi real system control yang mana kondisi ini dipastikan bahwa sebuah control loop tertutup ada gangguan baik dari dalam system (kesalahan proses) maupun dari luar system (pengaruh gejala alam)[6]. Yan li et al.[7] merancang sebuah mekanisme controller auto landing yang mampu mengatasi permasalahan akan adanya gangguan proses hal ini telah dibuktikan dengan hasil simulasi yang mana dari hasil simulasi disimpulkan bahwa controller Neuro-Robust lebih baik dari pada controller PID, akan tetapi metode tersebut membutuhkan waktu yang terlalu lama untuk proses landing hal ini terkait dengan perubahan parameter model setiap waktu dan metode yang digunakan tidak akan cukup waktu untuk memberikan update parameter yang cepat.

3. Kajian Kepustakaan

Identifikasi sistem dilakukan untuk memperoleh model yang memiliki dinamika yang sama dengan hasil pengukuran input output

sistem *aircraft landing*. Kevin Lau dan Ronate memberikan pemaparan tentang kontrol *auto aircraft landing system* dengan menggunakan metode *neural network model perceptron*. Literatur ini digunakan sebagai data referensi di dalam data tersebut terdapat data pendukung berupa persamaan persamaan dinamika plant tentang sistem landing [4].

3.1 Persamaan Dinamik Pesawat

Persamaan *state* ini dapat ditulis dengan persamaan *transfer function* antara *property dynamic* dari pesawat dan *control input* dari *variable* statenya variable tersebut adalah *pitch angle rate* ($\dot{\theta}$), *altitude* (h), *altitude acceleration* (\ddot{h}). dan *control variable* adalah *elevator deflection angle* (u). Parameter nilai yang dibutuhkan oleh dari *transfer function* adalah *gain* (K_s), *frekuensi resonansi* ($\tilde{\zeta}_s$), *factor dumping* (γ), *waktu konstan* (T_s), dan *factor konversi* (C_f) tanda melambangkan turunan terhadap waktu

$$\frac{\partial \dot{\theta}}{\partial t} = \left(\frac{1}{T_s} - 2\gamma\tilde{\zeta}_s \right) \dot{\theta}(t) + \left(\frac{2\gamma\tilde{\zeta}_s}{T_s} - \tilde{\zeta}_s^2 - \frac{1}{T_s^2} \right) \theta(t) + \frac{1}{C_f} \left(\frac{1}{VT_s^2} - \frac{2\gamma\tilde{\zeta}_s}{VT_s} + \frac{\tilde{\zeta}_s^2}{V} \right) \dot{h}(t) + \tilde{\zeta}_s^2 K_s u(t)$$

$$\frac{\partial \dot{\theta}}{\partial t} = \dot{\theta}(t)$$

$$\frac{\partial \dot{h}}{\partial t} = C_f \left(\frac{V}{T_s} \dot{\theta}(t) - \frac{1}{T} \dot{h}(t) \right)$$

$$\frac{\partial \dot{h}}{\partial t} = \dot{h}(t)$$

Variabel V adalah kecepatan pesawat yang mana pada saat Flare-out landing disumsikan nilainya adalah 78 . Parameter yang juga di asumsikan dalam time invariant adalah $K_s = -0.95$

$$s^{-1}, T_s = 2.5 \quad s,$$

$$\tilde{\zeta}_s = -0.95 \text{ rad } s^{-1}, \gamma = 0.5, C_f = 0.3048, V = 78 \text{ ms}^{-1}$$

3.2 Persyaratan Kinerja

Persyaratan kinerja dimaksudkan untuk memberikan nilai - nilai panduan yang dipakai oleh *state*. Hal ini sangat penting karena sebagai acuan dari keberhasilan tesis ini. Sebagai contoh adalah proses *flare-out* waktu yang dibutuhkan pada proses tersebut adalah $t_0 = 0s$, dan waktu akhir dari proses *flare-out* (*touch down*) $t_f = 20s$. Initial kondisi untuk *variable state* diberikan pada Tabel 3.1

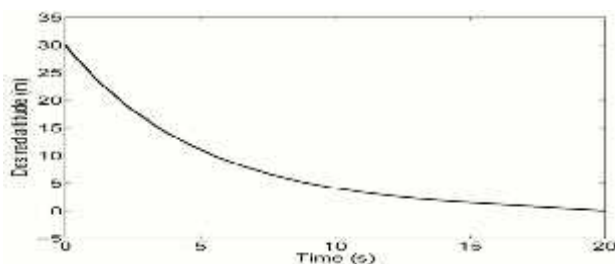
Tabel 1 *initial conditions*

h_0	30 m
h'_0	$6m s^{-1}$
θ_0	$-0.078 rad$
θ'_0	$0 rad s^{-1}$

kinerja dari kontrol input dievaluasi dengan cara membandingkan antara *trajectory* terhadap *output* dari *state variable*. Fungsi dari *trajectory altitude* diberikan persamaan

$$h_d(t) = \begin{cases} 30 \exp\left(-\frac{t}{5}\right), & 0 \leq t \leq 15, \\ 6 - 0.3t, & 15 \leq t \leq 20. \end{cases} \quad 3.5$$

fungsi tersebut sebagai *trajectory safe landing* dari pesawat, sebagaimana ditampilkan pada gambar 1



Gambar 1 *Desired altitude*

syarat yang penting adalah pesawat tidak menyentuh tanah sebelum waktu *touch-down* berakhir (t_f), maka kondisi yang harus dipenuhi adalah:

$$h_d(t_f) = 0 \text{ m}$$

Kondisi *altitude rate* atau *vertical velocity* yang diinginkan adalah turunan dari persamaan 5, maka akan didapatkan persamaan

$$h'_d(t) = \begin{cases} 6 \exp\left(-\frac{t}{5}\right), & 0 \leq t \leq 15, \\ 0.3, & 15 \leq t \leq 20. \end{cases} \quad 3.6$$

pada saat touchdown sudut *pitch* pesawat harus terletak dalam jangkauan $[0^\circ, 10^\circ]$, persyaratan ini digunakan karena adanya keterbatasan fisik dari pesawat. Batas bawah berfungsi untuk memastikan roda depan tidak menyentuh tanah sebelum waktunya, dan batas atas berfungsi untuk memastikan bagian ekor pesawat tidak menyentuh landasan pacu. Maka kondisi sudut *pitch* yang harus dipenuhi adalah

$$\theta_d(t_f) = 2^\circ \quad 3.7$$

untuk memastikan keamanan dan kenyamanan selama proses pendaratan, maka nilai dari *pitch angle rate* dibatasi supaya tidak terjadi fluktuasi yang berlebihan.

$$\theta'_d(t) = 0, \quad 0 \leq t \leq t_f \quad 3.8$$

pergerakan *longitudinal* dari *elevator* sebagai sinyal kontrol

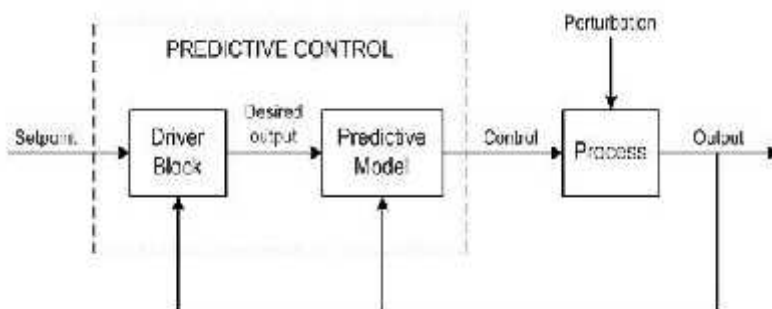
mempunyai jangkauan

$$-35^{\circ} \leq \delta(t) \leq +15^{\circ}, v_0 \leq t \leq t_f \quad 3.9$$

3.3 Sistem Kontrol Prediksi

Kontrol prediksi merupakan jenis kontroler yang didesain berdasarkan model suatu proses. Model tersebut digunakan untuk menghitung sejumlah nilai prediksi keluaran proses. Berdasarkan sejumlah nilai prediksi tersebut, sinyal kontrol yang akan diberikan ke proses dihitung dengan melakukan minimalisasi suatu fungsi kriteria sehingga selisih antara jumlah nilai prediksi keluaran proses tersebut dengan set masukan referensi yang bersesuaian adalah minimal.

Kontrol prediksi dapat digeneralisasi dan diimplementasikan dengan sebuah model prediksi dan blok pengarah, sebagaimana yang ditampilkan pada Gambar 2.



Gambar 2 Blok diagram predictive control (Martin Sanchez, 1996)

untuk memprediksi keluaran proses pada setiap waktu sampling tertentu, kita dapat mempergunakan model matematika untuk menggambarkan dinamika dari loop terbuka yang kita harapkan untuk dikendalikan.

Ada beberapa macam perbedaan dari model matematika yang dapat digunakan untuk menghubungkan keluaran $y(k)$ menuju masukan $u(k)$. Bentuk persamaan yang digunakan disini adalah:

$$y(k) = \sum_{i=1}^n \hat{a}_i y(k-i) + \sum_{i=1}^m \hat{b}_i u(k-i) + \Delta(k) \quad 3.10$$

Secara umum berdasarkan teori kita tidak dapat mengetahui kenyataan yang sebenarnya dinamika yang tepat dari loop terbuka dari yang diuraikan dalam Gambar 2.3, kita akan menggunakan sebuah estimasi dalam bentuk persamaan berikut sebagai model prediksi:

$$\hat{y}(k+1|k) = \sum_{i=1}^{\hat{n}_1} \hat{\hat{a}}_i y(k+1-i) + \sum_{i=1}^{\hat{m}_1} \hat{\hat{b}}_i u(k+1-i) \quad 3.11$$

Dimana $\hat{y}(k+1|k)$ adalah prediksi keluaran pada waktu k untuk saat waktu $k+1$ berikutnya, tidak memasukkan sinyal gangguan $\Delta(k)$ selama tidak diketahui. Jumlah parameter $\hat{\hat{a}}_i$ dan $\hat{\hat{b}}_i$ dan keluarannya dapat berbeda dari yang diberikan pada persamaan tersebut.

$$\hat{y}(k|k) = \hat{\theta}_r^T(k) \phi_r(k-d) \quad 3.12$$

Dimana,

$$\phi_r(k-d)^T = [y(k-d), y(k-d-1), \dots, y(k-d-n_r+1), y(k-d), u(k-d-1), \dots, u(k-d-m_r+1), w(k-d), w(k-d-1), \dots, w(k-d-p_r+1)] \quad 2.13$$

Dan

$$\begin{aligned} \bar{\theta}_r(k) \\ = [\bar{a}_1(k), \bar{a}_2(k), \dots, \bar{a}_{nr}(k), \bar{b}_1(k), \bar{b}_2(k), \dots, \bar{b}_{mr}(k), \bar{c}_1(k), \bar{c}_2(k), \dots, \bar{c}_{pr}(k)] \end{aligned}$$

Dimensi dari $\bar{\phi}_r$ dan $\bar{\theta}_r$ biasanya kurang dari atau sebanding dengan dimensi dari $\bar{\phi}$ dan $\bar{\theta}$. $\bar{\phi}_r(k-d)$ mengandung suatu subset dari proses masukan dan keluaran yang terbaru termasuk dalam $\bar{\phi}(k-d)$. Asumsi nilai ini untuk hipotesa (H_1) dari kasus yang sesungguhnya, dimana dipertimbangkan bahwa persamaan proses dan model mempunyai orde yang berbeda. Estimasi parameter vektor $\bar{\theta}_r(k)$ dihasilkan dengan mekanisme adaptasi menggunakan informasi yang ada pada proses masukan dan keluaran sampai dengan waktu k .

Notasi berikut diadopsi untuk estimasi error, perbedaan antara proses keluaran dan modelnya :

$$e(k|k) = y(k) - \hat{y}(k|k) = y(k) - \bar{\theta}_r(k)^T \bar{\phi}_r(k-d) \quad 3.13$$

$e(k|k)$ disebut posteriori estimation error sebab dihitung setelah parameter model disesuaikan pada waktu k .

Estimasi error yang lain sangat penting dalam analisa dan sintesa dari sistem adaptive didefinisikan dengan persamaan:

$$e(k|k-1) = y(k) - \hat{y}(k|k-1) = y(k) - \bar{\theta}_r(k)^T \bar{\phi}_r(k-d) \quad 3.14$$

model predictive mengkalkulasikan aksi control $u(k)$ dengan tujuan membuat prediksi keluaran pada waktu $k+d$ yang sama untuk mengendalikan keluaran yang diinginkan pada waktu yang sama. Dengan menggunakan persamaan (2.12) kita dapat menampilkan prediksi ini dalam bentuk:

$$\hat{y}(k|k+d) = \bar{\theta}_r(k)^T \bar{\phi}_r(k) \quad 3.15$$

Ketika $r > r_1$, beberapa istilah dalam $\bar{\phi}_r(k)$ terhubung kepada gangguan w tidak akan terukur pada waktu k , dan selama ia tidak diketahui secara umum nilai akan ditentukan sama dengan nol. Untuk

kemudahan diasumsikan bahwa $r \leq r_1$. Sekarang ditentukan trayektory kendali yang diinginkan sebagai $y_d(k+d)$, prinsip dari kontrol predictive dapat dirubah kedalam bentuk persamaan:

$$y_d(k|k+d) = \ddot{\theta}_r(k)^T \phi_r(k) \quad 3.16$$

Peramaan ini dapat juga ditulis dalam bentuk:

$$y_d(k|k+d) = \ddot{\theta}_{r_o}(k)^T \phi_{r_o}(k) + \ddot{\theta}_1(k)u(k) \quad 3.17$$

Dimana $\ddot{\theta}_1(k)$ adalah parameter yang masuk dalam vector $\ddot{\theta}_r(k)$ yang berhubungan dengan sinyal control $u(k)$. $\ddot{\theta}_{r_o}(k)$ dan $\phi_{r_o}(k)$ diakibatkan oleh tidak termasuknya parameter $\ddot{\theta}_1(k)$ dan sinyal control $u(k)$, berturut-turut dari $\ddot{\theta}_r(k)$ dan $\phi_r(k)$

Hukum kontrol prediktif dapat ditulis dalam bentuk :

$$u(k) = \frac{y_d(k|k+d) - \ddot{\theta}_{r_o}(k)^T \phi_{r_o}(k)}{\ddot{\theta}_1(k)} \quad 3.18$$

3.4 System Kontrol Optimal LQR

Sebuah kontrol optimal dirancang berdasarkan optimasi untuk meminimalkan fungsi kriteria tertentu yang disebut sebagai indeks performance. Kontroler bekerja dengan mengatur sinyal kontrol (u_k) untuk meminimalkan indeks performance (J). Penyelesaian analitik untuk mendapatkan solusi pada masalah kontrol optimal (solvable) adalah linieritas sistem, sedangkan indeks performance mengacu pada indeks performance kuadratik yang disebut dengan kontroler LQR (*Linier Quadratic Regulator*).

Dalam bentuk persamaan *state* dinamika sistem linier model diskrit ditunjukkan pada persamaan (10) [4].

$$x(k+1) = A.x(k) + B.u(k)$$

3.19

dengan,

$x(k)$ = Vektor State (n - vektor)

$u(k)$ = Vektor Kontrol (r - vektor)

A = ($n \times n$, matrik non singular)

B = ($n \times r$ matrik)

Indeks performance kuadratik pada interval waktu finit ($0 \leq k \leq N$) ditunjukkan pada persamaan (11).

$$J = x'(N)Sx(N) + 0.5 \sum_{k=0}^{N-1} [x'(k)Qx(k) + u'(k)Ru(k)],$$

3.20

dimana,

Q = $n \times n$ (positive definit atau positive semi definit, matrik hermitian / matrik simetrik real)

R = $r \times r$ (positive definit, matrik hermitian),

S = $n \times n$ (positive definit atau positive semi definit, matrik hermitian).

Matrik Q , R , dan S dipilih sebagai bobot pada indeks performance. Untuk memperoleh urutan sinyal kontrol $u(0)$, $u(1)$, $u(2)$, ..., $u(N-1)$ yang memenuhi kriteria indeks performance kuadratik (J) dilakukan dengan penyelesaian persamaan Ricati. Oleh karenanya, persamaan state (13) dan indeks performance (14) ditransformasikaan dalam bentuk persamaan Ricati. Vektor kontrol optimal (u_k) diperoleh dalam bentuk state feedback, ditunjukkan pada persamaan (12),

$$u(k) = -K(k).x(k),$$

3.21

dimana, $K(k)$ = gain matrik state feedback.

Bentuk persamaan Ricati hasil transformasi adalah,

$$p(k) = Q + A' p(k+1)A [I + BR^{-1}B' p(k+1)]^{-1} A,$$

3.22

$p(k+1)$ adalah matrik positive definit atau matrik positive semi definit. Parameter $p(k+1)$ diperoleh melalui penyelesaian persamaan Ricati dengan melakukan iterasi $p(k)$ menggunakan persamaan (13), sedangkan Matrik *gain state feedback* $K(k)$ diperoleh menggunakan persamaan (14),

$$K(k) = R^{-1} B' [P^{-1}(k+1) + BR^{-1}B']^{-1} A,$$

3.23

Kontrol optimal (u_k) diperoleh dengan substitusi persamaan 2.20 dengan persamaan 2.23.

4. Metode Penelitian

Tahapan yang dilakukan untuk mendapatkan response *auto landing system* dengan menggunakan optimal quadratic predictive control (OQPC) adalah:

1. Memodelkan persamaan dinamika plant menjadi persamaan *state space continue* yang kemudian dimodifikasi menjadi *state space discrete*.
2. Disain *Optimal predictive control* (OPC).
3. Pengujian *Optimal predictive* untuk mendapatkan response dinamik dari kontroler

4.1 Pemodelan Dinamik Plant

Persaman 1, 2, 3, 4 tersebut dimodifikasi sehingga terjadi keterkaitan antara semua *state* yang dikendalikan dengan sinyal kendali itu sendiri sehingga dibuatlah persamaan *continue state space model*. menjadi :

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \\ \dot{x}_3 \\ \dot{x}_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -0.1219 & 9.5098 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0.3168 & -1.4425 & 1.35 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ -2.1434 \end{bmatrix} u(t)$$

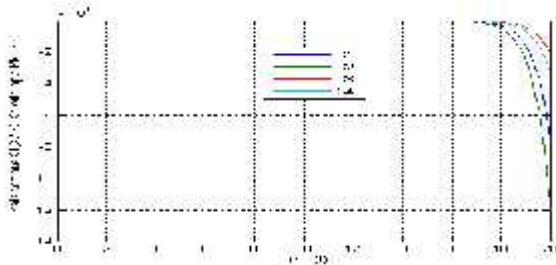
$$\begin{bmatrix} h(t) \\ \dot{h}(t) \\ \ddot{h}(t) \\ \dddot{h}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \end{bmatrix}$$

tetapi kontroler yang dirancang berupa kontroler yang berdasarkan fungsi diskrit sehingga model *state space* tersebut harus dirubah dalam bentuk model diskrit, dengan bantuan *tool matlab* dan *sampling time* 0.1 sekon sehingga model *state space* *matricks* menjadi

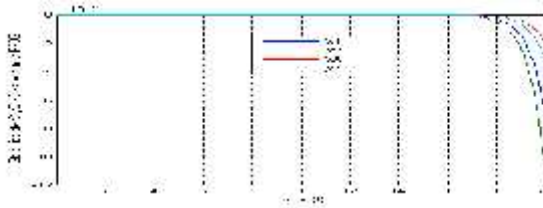
$$\begin{bmatrix} x_1(k+1) \\ x_2(k+1) \\ x_3(k+1) \\ x_4(k+1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0.0994 & 0.0473 & 0.0016 \\ 0 & 0.9884 & 0.9430 & 0.0495 \\ 0 & 0.0016 & 0.9930 & 0.1068 \\ 0 & 0.0336 & -0.1384 & 1.1372 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1(k) \\ x_2(k) \\ x_3(k) \\ x_4(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -0.0035 \\ -0.1061 \\ -0.2290 \\ -2.4373 \end{bmatrix} u(k)$$

$$\begin{bmatrix} h(k) \\ \dot{h}(k) \\ \ddot{h}(k) \\ \dddot{h}(k) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1(k) \\ x_2(k) \\ x_3(k) \\ x_4(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ -2.1434 \end{bmatrix} u(k)$$

Untuk mengetahui model *state space* kontinyu dan diskrit adalah model yang identik maka di berikan sinyal uji yang sama berupa sinyal PRBS dari hasil pengujian diperoleh bahwa respon *state space* kontinyu untuk semua *state* menuju ketidakstabilan, sebagaimana ditampilkan pada Gambar 4



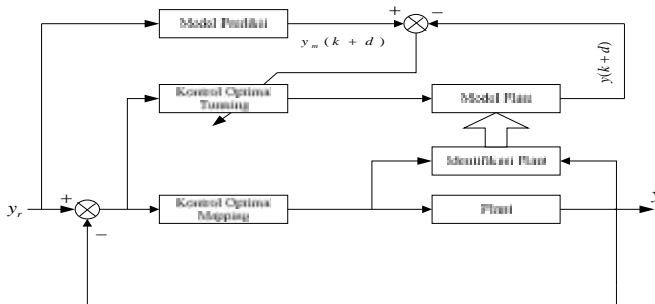
Gambar 3. Respon *state space* kontinyu dengan input PRBS
Begitu juga respon yang diperoleh dari *state space* diskrit, dari hasil pengujian diperoleh bahwa respon *state space* diskrit untuk semua *state* menuju ketidakstabilan, sebagaimana ditampilkan pada Gambar 5



Gambar 4. Respon state space diskrit dengan input PRBS
 Dengan membandingkan respon dari kedua state space tersebut maka dapat dinyatakan bahwa kedua state space tersebut adalah identik dan selanjutnya model *state space* diskrit dipakai untuk proses perancangan kontroler.

4.2 Perancangan Kontroler

Kontroler dirancang sedemikian rupa hingga diperoleh respon sistem sesuai dengan spesifikasi yang diinginkan. Desain kontroler *Optimal predictive* dalam penelitian ini adalah sebagaimana yang dipelihatkan pada *block diagram* pada Gambar 5



Gambar 5. *Block diagram* kontroler *Optimal Prediktive* berbasis *tuning gain*

dari gambar 6 tersebut ketika kontroler diberikan nilai input berupa sebuah *trajektori* maka untuk sesaat *controller Optimal mapping* bekerja untuk memberikan sinyal kontrol ke plant jika nantinya output dari plant tidak sesuai dengan nilai input dalam hal ini *trajektori* maka akan diumpangkan ke model prediksi yang nantinya akan dibuat sebagai acuan untuk *controller tuning gain Optimal* bekerja jika nilai dari

$y_m(k+d) \approx y(k+d)$, dan dengan memperhatikan nilai error yang telah diseting maka *tunning gain Optimal* akan berhenti dan selanjutnya nilai dari *tunning gain* tersebut diumpankan ke nilai *gain robust mapping* dan selanjutnya memberikan sinyal kontrol ke plant secara terus menerus.

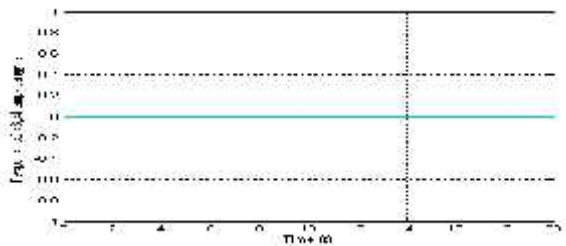
4.3 Pengujian Kontroler LQR

Berdasarkan rancangan struktur kontroler yang telah dibuat pada gambar 3.2, maka langkah selanjutnya adalah mengimplementasikan rancangan kontroler, pada penelitian ini disimulasikan dengan menggunakan program Matlab. Pengujian yang dilakukan meliputi:

1. Pengujian kontroler tanpa penambahan gangguan.
2. Pengujian kontroler dengan penambahan gangguan.
3. Pengujian kontroler dengan input berupa *trajektory*

4.3.1 Pengujian kontroler tanpa penambahan gangguan dan penambahan angin.

Pengujian ini dimaksudkan dengan adanya kontroler diharapkan respon dari semua state menuju *steady-state*, dari hasil simulasi dengan input berupa sinyal *step* membuktikan bahwa kontroler telah bekerja dengan baik karena mampu menjadikan respon semua *state* menuju *steady-state*, seperti yang ditampilkan pada Gambar 6.

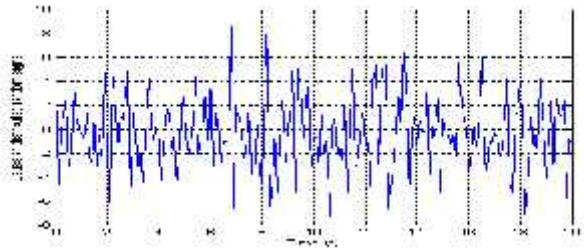


Gambar 6. respon state X_1, X_2, X_3, X_4 , tanpa penambahan gangguan
Tetapi pengujian tersebut belum memberikan gambaran secara umum yang menunjukkan bahwa kontroler telah terbukti kekokohnya

(*robustness*) karena belum menyertakan gangguan dari luar sistem berupa penambahan *noise input* yang diidentikkan sebagai gangguan angin oleh karena itu penambahan *noise input* dipakai *gaussian distributed random signal* yang diperoleh dari *tool matlab*.

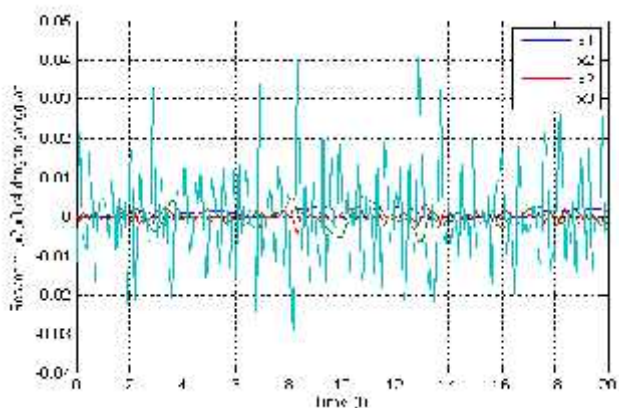
4.4.2 Pengujian kontroler tanpa penambahan gangguan.

Pengujian ini dimaksudkan dengan adanya kontroler diharapkan respon dari semua state menuju *steady-state* walaupun terdapat penambahan gangguan berupa pembangkitan gelombang *gaussian distributed random signal*, seperti yang ditampilkan pada Gambar 7



Gambar 7. Sinyal Gaussian distributed Random (0,10) yang dibangkitkan sebagai gangguan state

Gambar 7 adalah sinyal random yang dibangkitkan sebagai gangguan, gangguan ini diidentikkan sebagai gangguan angin yang mempengaruhi plant secara umum. Dari hasil simulasi dengan input berupa sinyal *step* dan dengan penambahan gangguan membuktikan bahwa kontroler telah bekerja dengan baik karena mampu menjadikan respon untuk state X_1, X_2, X_3, X_4 bertahan pada posisi kestabilanya walaupun terjadi fluktuasi nilai tetapi masih dalam batas kewajaran, seperti yang ditampilkan pada Gambar 8.

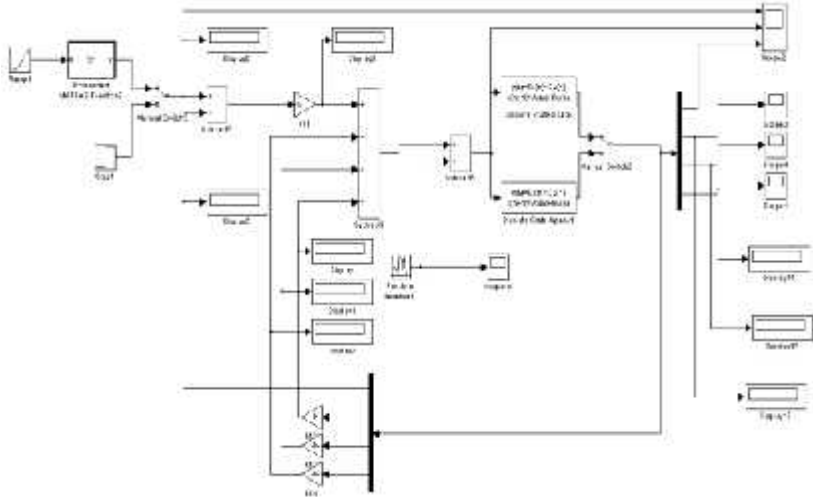


Gambar 8. Respon X_1, X_2, X_3, X_4 dengan penambahan gangguan

Gambar 8 menunjukkan bahwa pengujian tersebut telah memberikan gambaran secara umum yang menunjukkan bahwa kontroler telah terbukti kekokohnya (*robustness*) karena dengan menyertakan gangguan dari luar sistem berupa penambahan *noise input* yang diidentikkan sebagai gangguan angin, respon dari *state* X_3 terjadi fluktuasi, nilai dari fluktuasi tersebut dengan simpangan atas 0.0033 dan simpangan bawah -0.0046

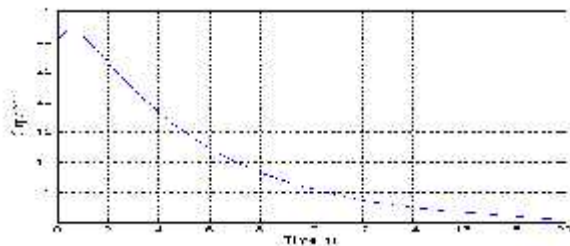
4.3.3. Pengujian kontroler dengan input trayektori dan penambahan gangguan angin.

Pengujian ini dimaksudkan dengan adanya *controller* diharapkan respon dari X_1 mengikuti trayektori yang telah diberikan walaupun terdapat penambahan gangguan berupa *Gaussian distributed Random*, maka untuk mengetahui hal tersebut dibuatlah rangkaian simulink matlab, seperti yang ditampilkan pada Gambar 9.



Gambar 9 Rangkaian simulasi kontroler simulink matlab input *trajectory landing* pesawat

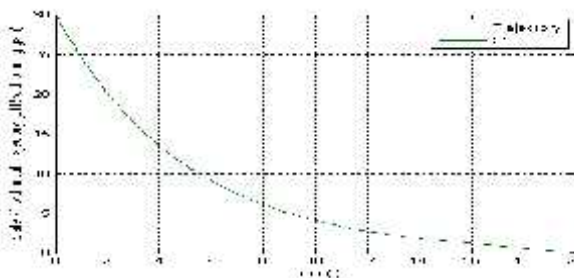
Dari hasil simulasi terlihat bahwa *output* dari Y1 tidak bisa mengikuti *trajectory landing* pesawat, sebagai persyaratan kinerja bahwa kontroler telah bekerja dengan baik dengan input berupa *trajectory*, seperti yang ditampilkan pada Gambar 10.



Gambar 10 Output state Y1 dengan input trayektori landing pesawat

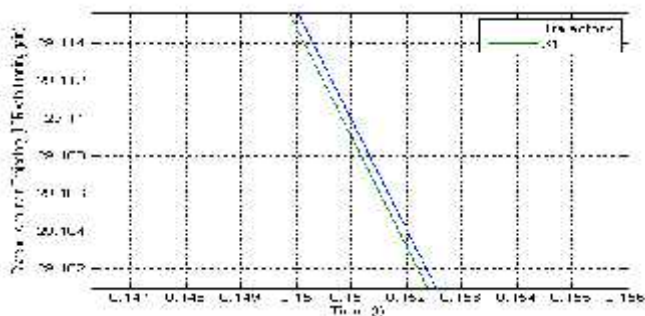
Untuk mengatasi permasalahan tersebut maka dibuat suatu *tuning gain* yang mana gain yang sudah didapatkan dari perhitungan LQR tersebut dikalikan dengan suatu variabel nilai dengan

metode *tuning* sehingga diharapkan nilai dari gain akan berubah secara otomatis untuk mencari nilai gain yang tepat agar nilai dari output mengikuti nilai *trajectory landing* pesawat yang telah diberikan. Dari hasil simulasi terlihat bahwa *output* dari Y1 mengikuti *trajectory landing* pesawat, sebagai persyaratan kinerja bahwa kontroler telah bekerja dengan baik dengan input berupa *trajectory*, seperti yang ditampilkan pada Gambar 11.



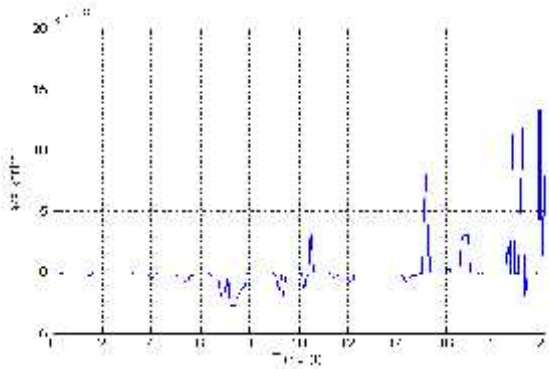
Gambar 11. Output Y1 menggunakan tuning gain dengan input trajectory landing pesawat

Gambar 11 menunjukkan bahwa *output* Y1 saling berimpit dengan nilai *input* berupa *trajectory landing* pesawat, seperti yang ditampilkan pada Gambar 12



Gambar 12. Perbesaran output Y1 menggunakan tuning gain dengan input trajectory landing pesawat

Dengan memperhatikan Gambar 14. bisa dinyatakan kontroler LQR dengan *tuning gain* hasilnya adalah *output* dari plant dapat mengikuti *trajektori landing* pesawat tersebut dengan error absolut ($|e| = 0.001$), maka perancangan kontroler yang telah dibuat bekerja dengan baik. Dengan memperhatikan Gambar 4.14 bisa dinyatakan kontroler LQR dengan *tuning gain* hasilnya adalah *output* dari plant dapat mengikuti *trajektori landing* pesawat tersebut dengan error absolut ($|e| = 0.001$), maka perancangan kontroler yang telah dibuat bekerja dengan baik.



Gambar 12 Nilai aksi kontrol dengan input trajektory landing pesawat

Gambar 12 di atas menunjukkan bahwa perancangan kontroler yang telah dibuat menghasilkan aksi kontrol yang telah memenuhi spesifikasi persyaratan performance berupa gerakan dari *elevator deflection angle* yang seminim mungkin sehingga *energy drive* yang digunakan menjadi kecil.

5. Kesimpulan

Secara umum metode *Optimal predictive control* dengan penambahan *tuning gain* telah mampu bekerja dengan baik untuk mengikuti

trajektori landing pesawat, dari uraian-uraian sebelumnya dapat di tarik beberapa kesimpulan

- 1 Pemilihan Kontroler LQR sangat tepat karena aksi kontrol mampu meredam gangguan dari luar system berupa angin yang dibangkitkan menggunakan *gaussian distributed random signal* dengan Amplitudo 10 dan frekuensi 1 sampai 1000 Hz.
- 2 Metode *tuning gain* mampu bekerja dengan maksimal sehingga input berupa *trajektori landing* pesawat dapat diikuti oleh *output* dari plant dengan baik dengan menghasilkan *error absolute* sebesar 0.001.

Referensi.

- [1]. Zazili,ahmad., Perlindungan Hukum Terhadap Penumpang Pada Transportasi Udara Niaga Berjadwal Nasional, Thesis,Universtas Diponegoro,2008
- [2]. R,Patrick., J.R, Azinheira, Visual Auto-landing of an Autonomous Aircraft, INRIA, France, 2002
- [3]. Y.J. Huang and T.C. Kuo, Robust Vertical Takeoff and Landing aircraft Control Via Integral Sliding Mode, IEE Proceedings online,2003
- [4]. M.M. van Paassen, M. Mulder, J. Groeneweg and R.R.D. Arents, Predictive Landing Guidance in Synthetic Vision Displays, Navigation and Control conference, Chicago, U.S.A., 11 August, 2009.
- [5]. Lau, Kevin.,Lopez,R.,Onate,E, Neural Networks For Optimal Control Of Aircraft Landing System, Proceedings Of The World Congress On Engineering, London , United Kingdom, 2007.
- [6]. Maciejowski,J.M, Multivariable Feedback System, Cambridge University and Pembroke College,Cambridge 1989.

- [7]. Yan li., N sundararajan., P saratchandran., Zhifeng wang, Robust neuro- H_∞ controler design for aircraft auto-landing , IEE Transaction On Aerospace And Electronic systems,2004
- [8]. Jiang,Xianhua, Motai,Yuichi, Zhu,Xingquan , Predictive Fuzzy Logic Controller for Trajectory Tracking of Mobile Robot, IEEE Mid-Summer Workshop on Soft Computing in Industrial Applications, Espoo, Finland, June 28-30, 2005
- [9]. Y. L. Huang, Helen H. Lou, J. P. Gong, and Thomas F. Edgar, Fuzzy Model Predictive Control, IEEE Transaction on Fuzzy Systems, 6, December 2000
- [10].Andr´e S. Fialho, Federico Cismondi, Susana M. Vieira, Jo˜ao M. C. Sousa, Shane R. Reti, Leo A. Celi, Michael D. Howel and Stan N. Finkelstein, Fuzzy Modeling to Predict Administration of Vasopressors in Intensive Care Unit Patients, IEEE International Conference on Fuzzy Systems, Taipei, Taiwan, June 27-30, 2011
- [11].Radu Bˆalan, Vistrian Mˆatieş, Victor Hodor, Olimpiu Hancu, and Sergiu Stan, (2007), Applications of a Model Based Predictive Controlto Heat-Exchangers, Proceeding of The 15th Mediterranean Conference On Control And Automation, Athens-Greece, T27-010.
- [12].Juan M. Marthin Sanchez, Jose Rodellar, (1996), "Adaptive Predictive Control: From the Concepts to Plant Optimization", Prentice Hall, London.
- [13].Katsuhiko Ogata, Ir. Edi Leksono, Teknik Kontrol Otomatik , jilid II , Penerbit Erlangga, Jakarta, 1993.