

## INTISARI

### **SISTEM KENDALI FASE *LOITER* PADA PENERBANGAN PESAWAT TANPA AWAK SAYAP TETAP**

oleh

Ajeng Putri Pratiwi

14/364118/PA/15901

Pesawat sayap tetap yang memiliki karakteristik *non zero airspeed* mengharuskan pesawat untuk dapat terus bergerak tanpa adanya gerak rotasi yang tidak diinginkan pada sumbu *roll*, *pitch*, dan *yaw* ketika pesawat sedang melakukan suatu misi. pesawat juga diharuskan untuk dapat melakukan terbang secara melingkar untuk dapat melakukan pemantauan pada suatu wilayah atau disebut dengan *loiter*. Oleh karena itu perlu dibuat sebuah kendali yang mampu mengoptimalkan sudut rotasi pada gerak *loiter*. Kendali yang akan digunakan untuk mengoptimalkan gerak tersebut salah satunya adalah kendali *full-state feedback* menggunakan metode LQR.

Penelitian ini menggunakan metode kendali *Linear Quadratic Regulator* (LQR) untuk memperoleh *gain full-state feedback* **K** pada sistem kendali. Metode LQR diterapkan pada simulasi MATLAB untuk mendapatkan nilai **K**. Nilai *gain*  $K_1$ ,  $K_2$ , dan  $K_3$  digunakan untuk menghitung nilai torsi  $u_1$ ,  $u_2$ , dan  $u_3$  yang diubah menjadi *pulse width modulation* (PWM) untuk mengendalikan keluaran sudut-sudut servo.

Penelitian ini menghasilkan respons kendali yang didapatkan sesuai dengan spesifikasi yang diinginkan. *Rise time* yang dihasilkan sistem kendali *anti-roll*, *anti-pitch*, dan *anti-yaw* sebesar : 0,3, 0,4, dan 0,5 detik. *Settling time* sistem kendali *anti-roll*, *anti-pitch*, dan *anti-yaw* sebesar : 0,9, 0,7, dan 1,5 detik. Nilai maksimum *overshoot* pada kendali *anti-roll*, *anti-pitch*, dan *anti-yaw* sebesar : 9,52, 8,81, dan 277 derajat. Nilai *steady state error* kendali *anti-roll*, *anti-pitch*, dan *anti-yaw* sebesar : 0,46, 0,2, dan 1,53 derajat. Kendali gerak *loiter* pada pesawat tanpa awak sayap tetap memiliki maksimum *overshoot* sebesar 7 meter.

**Kata kunci** - LQR, anti-rotasi, UAV, *circle*

## **ABSTRACT**

### ***LOITERING PHASE CONTROL SYSTEM FOR FIXED-WING UNMANNED AERIAL VEHICLE***

by

Ajeng Putri Pratiwi

14/364118/PA/15901

*A fixed wing aircraft that has non-zero airspeed characteristics requires the aircraft to continue to move without unwanted rotational motion on the roll, pitch and yaw axes when the aircraft is carrying out a mission. airplanes are also required to be able to fly in a circle to be able to monitor the area or called loiter. Therefore it is necessary to make a control that is able to optimize the rotation angle of the locomotive motion. The controls used to optimize the motion are full-state feedback control using the LQR method.*

*This study uses the Linear Quadratic Regulator (LQR) control method to obtain full-state  $\mathbf{K}$  gain control on the control system. The LQR method is applied to the MATLAB simulation to get the  $\mathbf{K}$  value. The gain values  $K_1$ ,  $K_2$ , and  $K_3$  are used to control the torque values  $u_1$ ,  $u_2$ , and  $u_3$  which are converted to pulse width modulation (PWM) to control the output of servo angles.*

*This study produces a control response obtained according to the desired specifications. Rise time generated by the anti-roll, anti-pitch and anti-yaw control systems is: 0,3, 0,4, and 0,5 seconds. Settling time anti-roll, anti-pitch, and anti-yaw control systems are: 0,9, 0,7, and 1,5 seconds. The maximum value of overshoot on the anti-roll, anti-pitch and anti-yaw controls is: 9,52, 8,81 and 277 degrees. The steady state error values of anti-roll, anti-pitch, and anti-yaw controls are: 0,46, 0,2, and 1,53 degrees. Ground motion control on unmanned aircraft has a maximum overshoot of 7 meters.*

**Keywords**—*LQR, anti-rotation, UAV, circle*