

INTISARI

SISTEM KENDALI PESAWAT TANPA AWAK SAYAP TETAP UNTUK MEMPERTAHANKAN LINTASAN PENERBANGAN

Oleh

Hafizna Arsyil Fadhli

14/364033/PA/15877

Pemanfaatan teknologi pesawat tanpa awak sayap tetap atau biasa dikenal dengan *unmanned aerial vehicle* (UAV) berkembang pesat selama dekade terakhir. Penggunaannya tidak lagi terbatas pada bidang militer saja, namun telah mencakup berbagai aspek pekerjaan manusia. Salah satu jenis UAV yang banyak digunakan adalah pesawat tanpa awak sayap tetap. Wahana tersebut memiliki kelebihan berupa kemampuannya untuk melakukan manuver pada enam *Degree of Freedom* (DoF) dengan memanfaatkan defleksi dari aktuatornya. Aktuator wahana tersebut antara lain adalah *elevator*, *rudder* dan *aileron*.

Sistem kendali penelusuran titik koordinat waypoint yang dirancang dan dibuat dalam penelitian ini menggunakan metode *Linear Quadratic Regulator* (LQR) untuk memperoleh *fullstate feedback gain* \mathbf{K} dari sistem kendali sistem. *Fullstate feedback gain* \mathbf{K} tersebut digunakan untuk mendapatkan nilai input proses \mathbf{u} yang akan dikonversikan menjadi nilai sudut defleksi servo dan *Pulse Width Modulation* (PWM). untuk mengatur kecepatan putar motor. Kendali tersebut digunakan untuk mempertahankan kestabilan sikap lateral dan longitudinal wahana selama misi penelusuran titik koordinat waypoint.

Berdasarkan penelitian yang telah dilakukan, didapatkan hasil berupa respon sistem yang sudah sesuai dengan spesifikasi kendali yang diinginkan. Kecenderungan *steady-state* sistem untuk anti-*roll* sebesar $0,29^\circ$, anti-*pitch* $0,37^\circ$ dan anti-*yaw* $-1,52^\circ$. *Rise time* yang dihasilkan anti-*roll* 0,7 detik, anti-*pitch* 0,7 detik dan anti-*yaw* 0,8 detik. Hasil tersebut menunjukkan sistem kendali telah mampu mempertahankan kestabilan sikap wahana selama menyusuri lintasan menuju titik koordinat tujuan.

Kata kunci: LQR, *waypoint*, sudut *bearing*

ABSTRACT

WAYPOINT TRACKING CONTROL SYSTEM OF A FIXED WING UNMANNED AERIAL VEHICLE (UAV)

By

Hafizna Arsyil Fadhli

14/364033/PA/15877

The uses of Unmanned Aerial Vehicle (UAV) has growing rapidly during the last decade. UAV not only used by military purposed, but also being used in every aspect of human activity. UAV capability to maneuver with 6 Degree of Freedom using its actuators is one among it's advantages compared to another vehicle. Those actuators are elevator, rudder and aileron.

The waypoint control system in this thesis uses fullstate feedback gain \mathbf{K} whose value is obtained using Linear Quadratic Regulator (LQR) method. The tuning is done through simulation control at MATLAB and the result of simulation in the value of fullstate feedback gain \mathbf{K} is tested on direct test. Fullstate feedback gain \mathbf{K} obtained is used to obtain the input value of the \mathbf{u} process to be converted to the servo deflection angle and PWM (Pulse Width Modulation) to adjust the motor rotation speed. This control is used to maintain the lateral and longitudinal stability of the UAV during waypoint navigation flight.

Based on the research that has been done, the result obtained is in accordance with the desired specifications. The steady-state error condition of the anti-roll control is $0,29^\circ$, anti-pitch $0,37^\circ$ and anti-yaw $-1,52^\circ$. Rise time of the anti-roll 0,7 second, anti-pitch 0,7 second and anti-yaw 0,8 second. These results indicate the control system has been able to maintain the stability of the UAV during waypoint navigation flight.

Keywords: LQR, waypoint, bearing angle