

INTISARI

SISTEM KENDALI FASE PENDARATAN PESAWT TANPA AWAK SAYAP TETAP

Oleh

Riarsari Meirani Utami

14/364077/PA/15888

Unmanned Aerial Vehicle (UAV) adalah pesawat terbang tanpa awak yang dalam tahap penerbangannya terbagi atas 3 fase, yaitu fase lepas landas, fase terbang jelajah, dan fase pendaratan. Pada fase pendaratan dapat terjadi beberapa gerak rotasi yang tidak diinginkan seperti munculnya *multiovershoot* pada wahana. Sehingga fase pendaratan menjadi salah satu fase paling kritis dalam sebuah misi pesawat tanpa awak sayap tetap.

Sistem kendali fase mendarat yang dirancang dan dibuat dalam penelitian ini menggunakan metode Linear Quadratic Regulator (*LQR*) untuk memperoleh *fullstate feedback gain K*. Penalaan nilai *Q* serta *R* yang didapatkan menggunakan program MATLAB akan menghasilkan nilai *fullstate feedback gain K*. Nilai gain **K** tersebut digunakan sebagai nilai input proses **u** yang akan dikonversikan menjadi nilai sudut defleksi servo dan PWM (*Pulse Width Modulation*) untuk mengatur kecepatan putar motor *brushless*. Wahana mengurangi ketinggian dalam fase pendaratan dengan cara mengendalikan sudut *pitch*. Kendali fase pendaratan terbagi atas tahap *glideslope* serta *flare* dengan memanfaatkan *gain K_p* untuk mengoptimalkan nilai hasil referensi ketinggian.

Berdasarkan penelitian yang telah dilakukan, didapatkan hasil berupa respon sistem yang sudah sesuai dengan spesifikasi yang diinginkan. Respon kendali anti-rotasi yang didapatkan yaitu kecenderungan *steady-state* sistem untuk wahana dengan *rise time* dan *settling time* yang dihasilkan sebesar 0,7 detik dan 1 detik untuk gerak *roll*, 0,5 detik dan 2,9 detik untuk gerak *pitch*, serta 0,8 detik dan 2 detik. Wahana telah mampu meredam *multiovershoot* serta mengurangi waktu tempuh dalam melakukan fase pendaratan dengan nilai *K_p* untuk *K_{glideslope}* sebesar -3 dan *K_{flare}* sebesar 0,5. Hasil tersebut menunjukkan sistem kendali telah mampu mempertahankan kestabilan sikap wahana selama fase pendaratan.

Kata kunci: LQR, UAV, PWM



ABSTRACT

A LANDING CONTROL SYSTEM FOR A FIXED WING UNMANNED AERIAL VEHICLE

By

Riarsari Meirani Utami

14/364077/PA/15888

Unmanned Aerial Vehicle (UAV) in the flight phase divided into 3 phases: takeoff, roaming flight, and landing. In the landing phase there can be some anti-rotation motion such as the multiovershoot on the vehicle. So that the landing phase became one of the most critical phases in UAV mission.

The landing phase control system designed the Linear Quadratic Regulator (LQR) method to obtain \mathbf{K} fullstate feedback gain. The reasoning of the \mathbf{Q} and \mathbf{R} values obtained using the MATLAB program will result in fullstate feedback gain \mathbf{K} value. The \mathbf{K} gain used as the input value of the process u will be converted into the servo deflection angle value and PWM (Pulse Width Modulation) to adjust the rotating speed of the brushless motor. The vehicle reduces the height in the landing phase by controlling the pitch angle. Landing phase control is divided stages into glideslope and flare by utilizing K_p gain to optimize altitude reference values.

Based on the research that has been done, obtained results in the form of a system response that is in accordance with the desired specifications. The anti-rotation control response obtained is the tendency of the steady-state system for the vehicle with rise time and settling time generated by 0.7 seconds and 1 second for roll motion, 0.5 seconds and 2.9 seconds for pitch motion, and 0.8 seconds and 2 seconds. UAV has been able to reduce multiovershoot and reduce travel time in landing phase with K_p values for $K_{glideslope}$ of -3 and K_{flare} of 0.5. These results indicate the control system has been able to maintain the stability of the vehicle during the landing phase.

Keywords: LQR, UAV, PWM