

## ABSTRAK

### SISTEM KENDALI UNTUK PENDARATAN JARAK PENDEK PESAWAT TANPA AWAK SAYAP TETAP

Oleh  
I Made Tresnayana  
15/377988/PA/16463

Pesawat tanpa awak sayap tetap atau *fixed wing* memiliki tiga fase penerbangan, yaitu lepas landas, terbang jelajah dan pendaratan. Pada fase pendaratan dibutuhkan jarak landasan yang cukup panjang. Ketika wahana melakukan pendaratan pada landasan yang pendek dapat mengakibatkan terjadinya gerak rotasi yang tidak diinginkan. Pengendalian gerak rotasi *pitch* merupakan yang paling sering ditemui adanya *overshoot* saat melakukan pendaratan. Oleh karena itu, fase pendaratan jarak pendek merupakan suatu fase kritis dalam sebuah misi penerbangan pesawat tanpa awak sayap tetap.

Pada penelitian ini menggunakan sistem kendali *fullstate feedback gain K* yang nilainya diperoleh menggunakan metode *Linear Quadratic Regulator* (LQR). Nilai *gain K* tersebut digunakan sebagai masukan sistem wahana yang dikonversi terlebih dahulu menjadi nilai defleksi sudut servo dan sinyal *Pulse Width Modulation* (PWM) untuk mengatur kecepatan putar motor *brushless*. Kendali fase pendaratan dibagi menjadi dua yaitu *glideslope* serta *flare*. Pendaratan dikatakan memiliki jarak pendek ketika wahana mampu menjaga sudut serang pada nilai kritisnya saat melakukan *glideslope*. Nilai  $9^\circ$  merupakan batas kritis sudut serang yang dapat dilakukan wahana agar tetap berada pada jalur pendaratan dan tidak terjadinya *stall*. Nilai acuan sudut *pitch* diatur sebesar  $17^\circ$  ke arah bawah, di mana nilai *pitch* tersebut didapatkan dari hubungan antara gaya angkat dan sudut serang kritis wahana.

Berdasarkan penelitian yang telah dilakukan, didapatkan hasil berupa respon sistem yang sudah sesuai dengan spesifikasi yang diinginkan. Selain itu, wahana juga sudah mampu mempertahankan sudut serang pada nilai  $9^\circ$  dengan toleransi  $\pm 3^\circ$ . Hasil tersebut menunjukkan sistem kendali sudah mampu melakukan fase pendaratan jarak pendek dengan mempertahankan sudut serang pada nilai yang ditentukan.

Kata kunci: LQR, Sudut serang, *Fullstate feedback*

## ABSTRACT

### ***SHORT LANDING CONTROL SYSTEM FOR A FIXED WING UNMANNED AERIAL VEHICLE***

By

I Made Tresnayana

15/377988/PA/16463

*Fixed wing Unmanned Aerial Vehicle or fixed wing UAV has three flight phases: takeoff, cruise and landing. During the landing, a fairly long runway is needed. When a UAV does landing on a short runway, undesired rotational motion could happen. Control of pitch rotation is the most frequently encountered multiovershoot when landing. Therefore, a short distance landing phase is a critical phase in a fixed-wing flight mission.*

*In this thesis uses a fullstate feedback **K** gain whose value is obtained using the Linear Quadratic Regulator (LQR) method. The **K** gain value is used as the vehicle system input value which is first converted to a servo deflection angle value and Pulse Width Modulation (PWM) signal to adjust the brushless motor rotation speed. Control of the short distance landing phase is divided into two, called as glideslope and flares. The UAV will maintain the angle of attack at value of  $9^\circ$  when doing the glideslope. This value is the critical limit of the angle of attack that can be carried out by the vehicle so that it remains on landing line and preventing from stalling. The reference value of the pitch angle is set to  $17^\circ$  downward, where the value is obtained from the relationship between the lift force and the critical attack angle of the vehicle.*

*Based on this research, the results show that there is a response system that is already in accordance with the desired specifications. In addition, the vehicle has also been able to maintain angle of attack at value of  $9^\circ$  with a tolerance of  $\pm 3^\circ$ . These results indicate that the control system has been able to perform a short distance landing phase by maintaining the angle of attack at the specified value.*

**Keywords:** *LQR, Angle of attack, Fullstate feedback.*