

INTISARI

KENDALI PENGHINDAR HALANGAN PADA PESAWAT TANPA AWAK SAYAP TETAP MENGUNAKAN METODE LQR

Oleh
Wahyu Agung Wicaksono
15/379595/PA/16653

Pesawat tanpa awak sayap tetap atau *fixed wing* dalam melakukan misi penerbangan umumnya akan terdapat banyak halangan didepan wahana sehingga dapat mengganggu penerbangan, oleh karena itu wahana membutuhkan sistem kendali yang cepat untuk menghindari halangan tersebut. Namun respon cepat ini biasanya menghasilkan *multi overshoot* yang tidak diinginkan, sehingga mengakibatkan wahana tidak stabil.

Sistem kendali menghindari halangan pada penelitian skripsi ini menggunakan *fullstate feedback gain* **K** yang nilainya diperoleh menggunakan metode *Linear Quadratic Regulator* (LQR) melalui hasil simulasi. Simulasi dilakukan untuk mendapatkan hasil nilai *gain* **K** yang optimal sehingga tidak menghasilkan *multi overshoot*. Nilai *gain* **K** tersebut digunakan sebagai nilai masukan sistem wahana yang dikonversi terlebih dahulu menjadi nilai sudut defleksi servo dan sinyal *Pulse Width Modulation* (PWM) untuk mengatur kecepatan putar motor *brushless*. Kendali fase menghindari halangan dibagi menjadi tiga yaitu *cruise*, *climb* serta *descent*. Wahana akan menjaga sudut serangnya pada nilai 10 derajat saat melakukan *climb*. Nilai tersebut merupakan batas kritis sudut serang yang dapat dilakukan wahana agar tidak terjadinya *stall*. Nilai acuan sudut *pitch* diatur sebesar 20 derajat ke arah atas, di mana nilai 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 dan tidak adanya *multi overshoot*. Selain itu, wahana juga sudah mampu mempertahankan sudut serang pada nilai (10 ± 3) derajat.. Hasil tersebut menunjukkan sistem kendali sudah mampu melakukan fase menghindari halangan dengan mempertahankan sudut serang pada nilai yang ditentukan.

Kata kunci: LQR, Sudut serang, Fullstate feedback

ABSTRACT

OBSTACLE AVOIDANCE CONTROL ON FIXED WING UNMANNED AERIAL VEHICLE USING LQR METHOD

By

Wahyu Agung Wicaksono

15/379595/PA/16653

A fixed wing unmanned aerial vehicle will generally encounter many obstacles in its course during a mission which can cause problems inflight, thus a fast and efficient control system is needed to avoid those obstacles. But a fast response often leads to unwanted multi-overshoots which results to instability on the aircraft

The obstacle avoidance control system used in this thesis uses a fullstate feedback gain of \mathbf{K} that is obtained through a simulation using the Linear Quadratic Regulator Method. The simulation is done to find the optimal value of gain \mathbf{K} that does not result in a multi overshoot, the gain \mathbf{K} is used as an input for the aircraft after being converted into a servo deflection angle and a Pulse Width Modulation (PWM) signal used to regulate the speed of the brushless motor. The control of the obstacle avoidance phase is separated into cruise, climb, and descent. The aircraft will maintain an angle of attack of 10 degrees when doing the climb phase, the angle is taken from the maximum angle the aircraft can maintain without entering stall. A pitch reference angle is set to 20 degrees upwards, of which the number is calculated from a relationship between the lift and the angle of attack of the aircraft.

This research's finding found that the system's response is as expected within specifications and that no multi overshoot occurred. Apart from that the aircraft also showed the capability to maintain an angle of attack of (10 ± 3) Degrees. These results show that the control system is now capable of obstacle avoidance phase by maintaining a certain angle of attack.

Keyword: LQR, Angle of Attack, Fullstate feedback