

## ABSTRAK

Salah satu teknologi yang sedang gencar dikembangkan saat ini oleh berbagai pihak adalah UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*). UAV juga biasa disebut pesawat tanpa awak yang dapat terbang dengan menggunakan gaya *aerodinamika*. pesawat UAV terbagi dalam 2 Jenis yaitu *Fix wing* dan *Rotary wing*. *Fix wing* adalah pesawat yang memiliki bentuk sayap tetap atau tidak bergerak. Sedangkan Pesawat model *Rotary wing* memiliki sayap yang bergerak atau baling-baling yang berputar sehingga menghasilkan gaya angkat. Salah satu jenis UAV yang menggunakan empat buah rotor untuk menggerakkan *propeller* sebagai penggeraknya agar dapat terbang yaitu *quadcopter*. *Quadcopter* memiliki putaran baling-baling searah jarum jam dan berlawanan dengan arah jarum jam. Pada penelitian ini digunakan pengimplementasian PID untuk pengendalian sudut roll dan pitch pada *quadcopter*. Sistem kendali yang digunakan yaitu menggunakan algoritma kontrol PID (*Proportional–Integral–Derivative*) sebagai sistem penstabilnya. Pengujian dilakukan dengan cara *quadcopter* di ikat pada frame bagian bawah menggunakan media tali. Hasil tuning yang telah dilakukan mendapatkan hasil pada sudut *roll* pid dibagi menjadi 2 bagian yaitu *roll* kiri dan *roll* kanan, motor 1 dan 3 bagian kiri dengan nilai  $P = 2,95$ ,  $I = 0,23$ ,  $D = 0,02$ , sedangkan motor 2 dan 4 bagian kanan mendapatkan nilai  $P = 1,45$ ,  $I = 0,20$ ,  $D = 0,02$ . Dan pada bagian sudut pitch pid dibagi menjadi 2 bagian yaitu *pitch* depan dan *pitch* belakang, motor 1 dan 2 bagian depan dengan nilai  $P = 1,60$ ,  $I = 0,20$ ,  $D = 0,01$ , sedangkan motor 3 dan 4 bagian belakang mendapatkan nilai  $P = 1,50$ ,  $I = 0,20$ ,  $D = 0,01$ .

Keywords ; UAV, PID, Sudut *Roll* dan *Pitch*