ABSTRAK

Nano satelit telah dikembangkan untuk kebutuhan monitoring dan eksplorasi kekayaan alam. Nano satelit umumnya meggunakan sistem kendali sikap aktif ataupun pasif untuk mengarahkan instrumen yang digunakan. Beberapa aktuator yang umumnya digunakan adalah *reaction wheel*, *magnetic torque* atau *magnetorque*, dan jet. *Reaction wheel* merupakan aktuator yang sering dipilih karena akurasinya relatif lebih baik dibandingkan dengan aktuator yang lainnya. *Reaction wheel* merupakan roda yang berputar, berporos pada badan nano satelit. Karena adanya pengaruh inersia dari perputaran motor, nano satelit akan bergerak berlawanan arah dengan arah perputaran motor. Konsumsi daya motor pada *reaction wheel* harus diminimalisir, karena proses pengisian baterai oleh panel surya relatif lambat. Jika baterai yang digunakan habis, maka sistem akan mati secara total dan nano satelit akan hilang di luar angkasa. Oleh karena itu, sistem kendali sikap nano satelit harus dirancang dengan metode kontrol yang optimal.

Pada tugas akhir ini, penulis merancang sistem kendali sikap nano satelit dan menganalisa sistem tersebut. sistem yang dirancang akan menggunakan *reactionwheel* sebagai aktuator dan menggunakan kontroller LQR (*linear quadratic regulator*). Sensor yang akan digunakan untuk mengukur posisi nano satelit IMU (*inertial measurement unit*) MPU6050.

Pada simulasi yang dilakukan posisi awal nano satelit berada pada sudut dua puluh derajat. dalam waktu 37 detik, nano satelit dapat kembali ke posisi nol derajat. Pada proses kalibrasi didapatkan error pembacaan sudut *pitch* sebesar -2,88^o dan sudut roll sebesar -0,635^o. *Reaction wheel* akan berotasi berlawanan arah untuk merubah posisi nano satelit untuk mencapai posisi nol derajat. Kecepatan sudut motor sebanding dengan selisih sudut nano satelit dari posisi nol derajat.

Kata kunci: LQR (*linear quadratic regulator), Nano Satellite, Attitude Control System, Reaction Wheel*