

BAB I

PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Pengendalian terhadap satelit dilakukan karena adanya berbagai gangguan yang menyebabkan ketidaksesuaian orientasi/sikap (*attitude*) satelit dengan target sikap-nya. Meskipun tidak ada gangguan, pengendalian satelit tetap dilakukan untuk mencapai tujuan tertentu, misalnya menggerakkan kamera ke suatu daerah di permukaan Bumi. Sebuah satelit dengan sistem kendali aktif, target sikap satelit akan dicapai menggunakan aktuator (*actuator*) yang akan menggerakkan satelit tersebut. Cara dan dengan apa pengendalian dilakukan tergantung pada misi satelitnya. Selain aktuator, pengendalian satelit juga memerlukan sensor untuk mengukur kecepatan sudut dan sikap satelit sehingga galat (*error*) kecepatan sudut dan sikap satelit dapat dihitung. Informasi *error* tersebut menjadi dasar bagaimana aktuator harus bekerja (Swinerd, 2008).

Pergerakan satelit dikendalikan oleh sistem kontrol yang bertujuan untuk menjaga satelit tetap pada orientasi yang diinginkan (target). Salah satu bagian sistem pengendalian satelit yaitu adanya *Attitude Determination and Control System* (ADCS). *Attitude Determination System* berfungsi mengobservasi penentuan sikap (*attitude*) dari satelit dan mengubahnya menjadi sebuah sinyal yang akan diproses oleh *Attitude Control System*. Pengontrolan sikap ini diperlukan untuk mempertahankan orientasi satelit. Sebagai contoh, pada satelit NS-2, magnetometer digunakan dasar sebagai penentuan sikap satelit. Sehingga, ADS pada satelit tersebut berfungsi untuk mengambil data atau informasi dari hasil pengukuran magnetometer untuk digunakan sebagai penentuan attitude dan angular rate satelit (You, 2018).

Dengan adanya gangguan yang terjadi pada lingkungan satelit, sistem kontrol aktif diperlukan untuk mengatasi permasalahan tersebut. Aktuator merupakan bagian penting dari sistem kontrol aktif (Bouwmeester & Guo, 2010). Beberapa contoh aktuator satelit yaitu *reaction wheel*, *magnetorquers* dan *thruster* (gas). Dalam beberapa kondisi, sistem kontrol satelit akan mengkombinasikan

penggunaan beberapa aktuator yang disesuaikan dengan tujuan dari penggunaan satelit tersebut. Pengkombinasian tersebut juga didasarkan pada efektifitas biaya, efisiensi, keakuratan dan massa keseluruhan satelit.

Konfigurasi aktuator yang paling banyak digunakan yaitu menggabungkan *reaction wheel* dan *magnetorquers*. Dalam prinsipnya, momentum sudut yang dapat disimpan oleh *reaction wheel* (RW) dapat mencapai kondisi maksimal. Kondisi inilah yang dinamakan saturasi dan perlu dilakukan desaturasi dengan menggunakan aktuator lain. Dalam kondisi ini, *magnetorques* mampu untuk mengubah momentum total satelit dan dapat digunakan untuk desaturasi dari RW. Prinsip dari *magnetorquers* adalah memanfaatkan interaksi dengan medan magnet yang akan membangkitkan momentum magnetik sehingga dapat menghasilkan torsi (Tréguët et al., 2013). Pada keadaan lain, *Thruster* juga dapat digunakan untuk mengatasi saturasi tersebut dengan menghasilkan torsi eksternal pada setiap *axis* RW (Olivares & Staffetti, 2018).

Penelitian ini akan berfokus pada sistem kontrol satelit dengan menggunakan aktuator *reaction wheel* (RW). Banyak satelit modern yang menggunakan tiga atau lebih RW, yang terpasang pada satelit (Alcorn et al., 2018). *Reaction wheel* banyak digunakan karena kinerja dan akurasinya yang baik. Namun dalam penggunaannya, ada beberapa aspek yang perlu dipertimbangkan atau diperhitungkan. Selain saturasi (diatasi dengan aktuator lain) terdapat masalah lainnya yaitu adanya getaran (*jitter*) yang dapat mempengaruhi perangkat keras atau komponen satelit, bagian-bagian yang fleksibel dan keseluruhan dinamika satelit. Hal tersebut menjadi hal yang perlu diperhitungkan karena komponen atau bagian tersebut mungkin akan menjadi penting untuk beberapa misi (Tkachev et al., 2021).

Salah satu sumber terbentuknya getaran dari *reaction wheel* (RW) yaitu ketidakseimbangan dari RW itu sendiri. *Angular rate* dari RW yaitu sekian ribu rotasi per menit sehingga ketidakseimbangan kecil mungkin akan memberikan pengaruh yang signifikan terhadap kinerja sistem kontrol sikap satelit. Ketidakseimbangan dari RW secara umum ada dua yaitu ketidakseimbangan statis dan ketidakseimbangan dinamis. Pada model sistem sederhana, ketidakseimbangan tersebut dapat menghasilkan sebuah gaya dan torsi sebagai gangguan eksternal

terhadap dinamika atau pergerakan satelit. Namun, model sistem yang lebih realistis secara fisis telah dibuat dengan menggunakan first-principle based derivation dari persamaan gerak satelit dengan melibatkan ketidakseimbangan statis dan dinamis. Formulasi tersebut menghasilkan model yang sesuai secara fisis dengan ketidakseimbangan tidak dilihat sebagai gangguan eksternal namun gangguan dari sistem (Alcorn et al., 2018).

Dalam perancangan sebuah sistem kontrol, pemodelan sangat diperlukan untuk dapat menggambarkan atau mewakili sistem secara *real*. Oleh karena itu, dalam perancangan sistem kontrol sikap satelit, pemodelan dari pergerakan satelit baik kinematika atau dinamika satelit sangat diperlukan (Murilo et al., 2021). Penggambaran sikap satelit menjadi penting karena akan menjadi objek yang diolah dan dianalisis oleh sistem kontrol. Secara sederhana, satelit menggunakan tiga buah *reaction wheel* (RW) yang diletakkan pada ketiga sumbu putar. Pemodelan dari RW pada satelit didasarkan pada hukum kekekalan momentum dan hukum Newton untuk benda berotasi.

Pemodelan dinamika dan kinematika satelit dengan aktuator berupa Reaction Wheel umumnya dilakukan tanpa melibatkan gangguan eksternal ataupun ketidakseimbangan Reaction Wheel (model ideal) (Terui et al., 2000). Pemodelan tersebut sudah diberikan sistem kendali namun masih belum mempertimbangkan ketidakseimbangan Reaction Wheel. Secara praktisnya, ketidakseimbangan dari Reaction Wheel tidak mungkin dihindari, sehingga dibuatlah pemodelan yang melibatkan ketidakseimbangan tersebut (model fully coupled) (Alcorn et al., 2018). Namun penelitian tersebut belum menggunakan sistem kontrol (*close loop*) sehingga hanya menganalisis sistem dinamika dan kinematika satelitnya saja. Penelitian tersebut dikembangkan dengan menganalisis perbandingan antara solusi analitik dengan simulasi sistem kendali satelit yang melibatkan ketidakseimbangan *reaction wheel* dengan parameter validasi berupa akurasi sikap (*attitude*) dan kestabilan (Tkachev et al., 2021). Namun penelitian tersebut belum menganalisis terkait toleransi ketidakseimbangan terhadap kinerja sistem kendali sikap satelit. Toleransi nilai tersebut diambil dari nilai ketidakseimbangan yang memberikan

dampak terhadap penurunan kinerja (*performance*) sistem kendali yang masih dapat diterima.

Karena model *fully coupled* berupa model yang kompleks maka sistem kendali sikap satelit banyak didesain dengan mengasumsikan tidak adanya ketidakseimbangan. Sehingga pengendali (*controller*) yang dirancang menggunakan pendekatan model ideal tidak akan menunjukkan kinerja yang sama ketika diimplementasikan pada sistem dengan ketidakseimbangan yang hadir secara praktis (model *fully coupled*). Oleh karena itu, model *fully coupled* digunakan untuk mengetahui besar nilai ketidakseimbangan yang penurunan kinerja (*performance*) sistem kendalinya masih dapat diterima.

Sistem kontrol sikap satelit telah banyak dirancang dengan menggunakan beragam representasi kinematik, misalnya adalah euler angles (Dan Dumitriu & Cornel Secar, 2009), quaternion (Kristiansen et al., 2009), MRP (R. Özgür Doruk, 2009) dan DCM (Travis, 2020). Salah satu contoh sistem kontrol sikap satelit dengan menggunakan MRP telah dilakukan dan telah melibatkan pengendalian berupa *sliding mode control* (Septanto & Suprijanto, 2021). Namun, pada referensi tersebut sistem kendali dirancang pada model yang tidak ada pengaruh *Reaction Wheel*. Untuk itu perlu dirancang formulasi sistem kendali pada model yang telah diberikan pengaruh *Reaction Wheel* (model ideal). Sistem kendali satelit tersebut diberikan ke model *fully coupled* untuk mengetahui nilai toleransi ketidakseimbangan terhadap kinerja sistem kendalinya. Kinerja sistem kendali didasarkan pada kerja pengendalian yaitu torsi dan energi yang dihasilkan *Reaction Wheel* serta performansi dari kecepatan sudut dan *attitude* satelit. Analisis kinerja sistem kendali sikap satelit tersebut dapat menggunakan analisis respon transien dan perhitungan indeks performansi pada kecepatan sudut dan *attitude* satelit (Nakano et al., 2018).

Penelitian ini akan memaparkan hasil simulasi dalam Matlab/Simulink dari kinerja sistem kontrol sikap satelit dengan adanya ketidakseimbangan statis dan dinamis *reaction wheel*. Pemodelan sistem kontrol akan dilakukan dengan mengasumsikan tanpa adanya ketidakseimbangan statis dan dinamis dari *reaction*

wheel. Tujuan penelitian ini yaitu untuk mengetahui toleransi ketidakseimbangan yang penurunan kinerja (*performance*) sistem kendalinya masih dapat diterima.

1.2 Rumusan Masalah

Berdasarkan latar belakang permasalahan, dapat dirumuskan masalah penelitian sebagai berikut:

1. Bagaimana cara membuat simulasi numerik dan memvalidasi simulasi sistem satelit dengan menggunakan tiga *reaction wheel*?
2. Bagaimana cara merancang sistem kontrol sikap dengan tiga *reaction wheel* menggunakan *linear sliding mode control*?
3. Bagaimana cara mensimulasikan sistem kontrol sikap satelit dengan menggunakan tiga *reaction wheel*?
4. Bagaimana pengaruh konstanta pengendalian terhadap kinerja sistem kendali satelit?
5. Bagaimana menentukan nilai ketidakseimbangan statis dan dinamis *reaction wheel* terhadap penurunan kinerja sistem kontrol sikap satelit yang masih dapat diterima?

1.3 Batasan Masalah

Dari perumusan masalah di atas, diperlukan suatu batasan permasalahan untuk penelitian ini, yaitu:

1. Parameter ketidakseimbangan statis adalah *offset center of mass reaction wheel*.
2. Parameter ketidakseimbangan dinamis adalah *an asymmetric distribution of mass about the reaction wheel spin axis*.
3. Model dinamika satelit direalisasikan dalam MATLAB/Simulink.
4. Sistem diasumsikan tidak ada gangguan eksternal.
5. Sensor yang digunakan pada sistem kontrol sikap satelit diasumsikan sempurna (tidak ada *noise*) dan tidak dimodelkan.

6. Nilai konstanta pengendalian (k_1 , k_2 dan k_3) yang digunakan adalah nilai tertentu dengan range 0.01 - 0.2 yang mengacu pada nilai yang menghasilkan torsi *reaction wheel* di bawah torsi maksimum.

1.4 Tujuan Penelitian

Penelitian ini diharapkan menghasilkan tujuan, antara lain:

1. Mengetahui cara membuat simulasi numerik dan memvalidasi simulasi sistem satelit dengan menggunakan tiga *reaction wheel*.
2. Mengetahui cara merancang sistem kontrol sikap satelit dengan tiga *reaction wheel* menggunakan *linear sliding mode control*.
3. Mengetahui cara mensimulasikan sistem kontrol sikap satelit dengan menggunakan tiga *reaction wheel*.
4. Mengetahui pengaruh konstanta pengendalian terhadap kinerja sistem kendali satelit.
5. Mengetahui cara menentukan nilai ketidakseimbangan statis dan dinamis *reaction wheel* terhadap penurunan kinerja sistem kontrol sikap satelit yang masih dapat diterima.

1.5 Manfaat Penelitian

Penelitian ini diharapkan memberikan manfaat, antara lain:

1. Memberikan informasi terkait cara membuat simulasi numerik dan memvalidasi simulasi sistem satelit dengan menggunakan tiga buah *reaction wheel* yang akan diimplementasikan pada sistem kontrol satelit.
2. Memberikan informasi terkait cara merancang sistem kontrol sikap satelit dengan tiga *reaction wheel* menggunakan *linear sliding mode control* yang hasilnya akan digunakan untuk penelitian ini.
3. Memberikan informasi terkait cara mensimulasikan sistem kontrol sikap satelit dengan menggunakan tiga buah *reaction wheel* sebagai dasar proses pengendalian satelit.

4. Memberikan informasi terkait pengaruh konstanta pengendalian terhadap kinerja sistem kendali satelit sebagai acuan untuk melakukan optimasi terhadap sistem kontrol sikap satelit.
5. Memberikan informasi tentang penentuan nilai ketidakseimbangan statis dan dinamis *reaction wheel* pada penurunan kinerja sistem kontrol sikap satelit yang masih dapat diterima sebagai bahan pertimbangan dalam penggunaan *reaction wheel* untuk peneliti-peneliti lainnya.