

## ABSTRACT

Rocket technology is used for various missions ranging from research rockets to commercial rockets. In carrying out its various missions, the rocket flies following a certain trajectory. A robust control design is necessary for rocket flight missions because many disturbances can occur during the flight mission. These disturbances can cause accidents due to changes in the rocket's flight trajectory if the control design is not appropriate. This can be observed from the results of the rocket flight test, which shows that the rocket's trajectory differs from the flight simulation prediction.

This research will design a control system for trajectory correction on ballistic rockets. The proposed design method of ballistic rocket attitude control system for flight trajectory correction missions is MRAC (Model Reference Adaptive Control). The design begins with the analysis of controllability and observability in linear form at various rocket flight conditions. Furthermore, a simulation of the control system design is carried out to observe the control performance against changes in pitch angle.

The controllability and observability analysis results show that the linear model of the rocket is controllable and observable. The results of pitch tracking against the input signal will be observed for the determination of possible deviations of the rocket trajectory. By using the LQR control design, the pitch tracking results are obtained according to various forms of reference input signals with an overshoot value of less than 10%. For the MRAC control design, the best pitch tracking results are obtained in one of the flight conditions and it is necessary to adjust the value of the control adaptation parameters in each flight condition.

**Keywords:** control system, linear model, rocket trajectory, pitch tracking.

## INTISARI

Teknologi roket digunakan untuk berbagai misi mulai dari roket penelitian hingga roket komersial. Dalam menjalankan berbagai misinya, roket terbang mengikuti suatu lintasan atau trayektori tertentu. Desain kendali yang andal atau *robust* sangat diperlukan dalam misi terbang roket karena banyak gangguan yang dapat terjadi selama menjalankan misi terbang. Gangguan yang terjadi dapat menyebabkan kecelakan karena perubahan lintasan terbang roket apabila desain kendali yang digunakan tidak sesuai. Hal tersebut dapat diamati dari hasil uji terbang roket yang menunjukkan terdapat selisih lintasan terbang jika dibandingkan dengan prediksinya dari simulasi.

Pada penelitian ini akan dilakukan perancangan sistem kendali untuk koreksi lintasan terbang pada roket balistik. Perancangan sistem pengendalian sikap roket balistik untuk misi koreksi lintasan terbang yang diusulkan adalah MRAC (*Model Reference Adaptive Control*). Perancangan dimulai dengan analisis *controllability* dan *observability* dalam bentuk linier pada berbagai kondisi terbang roket. Selanjutnya dilakukan simulasi rancangan sistem kendali untuk pengamatan kinerja kendali terhadap perubahan sudut *pitch*.

Hasil analisis *controllability* dan *observability* menunjukkan bahwa model linier roket *controllable* dan *observable*. Hasil *pitch tracking* terhadap sinyal input akan diamati untuk penentuan kemungkinan penyimpangan trayektori roket. Dengan menggunakan desain kendali LQR, didapatkan hasil *pitch tracking* sesuai dengan berbagai bentuk sinyal input *reference* dengan nilai *overshoot* kurang dari 10%. Untuk hasil desain kendali MRAC, didapatkan hasil *pitch tracking* paling baik pada salah satu kondisi terbang dan diperlukan penyesuaian nilai parameter adaptasi kendali di setiap kondisi terbang.

**Kata kunci** – Sistem kendali, model linier, trayektori roket, *pitch tracking*.