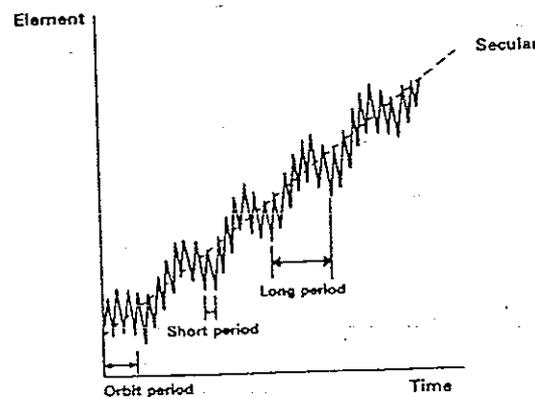


BAB I

PENDAHULUAN

Perambatan (*propagation*) orbit satelit adalah penentuan dan peramalan *ephemeris* satelit yaitu sekumpulan vektor posisi dan kecepatan satelit sebagai fungsi waktu, serta menemukan lintasannya didalam ruang [7]. Orbit satelit merupakan suatu model gaya yang memberikan percepatannya sebagai fungsi posisi suatu saat dan kecepatan, ditambah dengan beberapa kondisi awal, yaitu vektor posisi dan kecepatan pada *epoch* awal (saat mulai perhitungan yang dianggap sebagai t_0).

Model gaya melukiskan berbagai gaya pengganggu (*perturbation*) yang bereaksi pada satelit. Jumlah vektor dari gaya-gaya ini memberikan resultante gaya serta percepatan pada satelit. Hal ini mengakibatkan variasi pada parameter-parameter/eleman-elemen orbitalnya sebagaimana diperlihatkan pada gambar di bawah ini.



Gambar 1.1. Variasi sekuler dan periodik pada parameter-parameter orbit satelit.

Dari gambar 1.1 diatas terlihat adanya tiga macam variasi pada parameter-parameter orbit satelit, yaitu :

1. *Variasi sekuler*, menyatakan variasi linier dari perubahan parameter-parameter orbit.
2. *Variasi periode pendek*, yaitu variasi parameter-parameter orbit dengan periode kurang dari atau sama dengan periode satelit.
3. *Variasi periode panjang*, yaitu variasi parameter-parameter orbit dengan lebih besar dari periode orbitalnya.

Dalam upaya untuk melakukan kontrol orbit serta pengendalian orbit yang lebih akurat, perlu diketahui dinamika serta variasi pada parameter-parameter orbit akibat pengaruh berbagai gaya pengganggu yang ada.

Permasalahannya adalah bagaimana bentuk model persamaan differensial dari parameter-parameter orbit satelit yang dapat untuk mengetahui dinamika serta variasi pada parameter-parameter orbit akibat pengaruh gaya gangguan yang ada.

Tugas akhir ini bertujuan untuk melakukan studi pustaka tentang model persamaan differensial dari parameter-parameter orbit satelit terhadap waktu dan fungsi gangguannya, yang disebut persamaan *Planetary Lagrange*. Kemudian dikembangkannya sehingga dapat diaplikasikan dan lebih mudah untuk perhitungan numerik

Adapun pembahasan dibatasi pada model persamaan

differensial dari perambatan parameter-parameter orbit satelit dan elemen-elemen dari percepatan pengganggu, kemudian diaplikasikan pada pengaruh gaya gravitasi bulan terhadap parameter-parameter orbit satelit.

Metodologi yang digunakan dalam penulisan tugas akhir ini adalah dengan :

1. Studi literatur tentang model persamaan differensial Planetary Lagrange kemudian diperluas sehingga dapat diaplikasikan dan lebih mudah untuk perhitungan numerik.
2. Mengaplikasikan rumus yang diperoleh pada data sekunder satelit untuk melihat gangguan gaya tarik bulan yang muncul terhadap parameter-parameter orbit satelit.

Adapun sistematika penulisan meliputi lima bab, dengan pokok bahasan pada bab III dan bab IV. Secara singkat dapat dijelaskan sebagai berikut.

Bab I merupakan bab pendahuluan. Bab II menguraikan materi penunjang yaitu pengertian persamaan differensial, metode variasi parameter, metode Newton, metode Runge-Kutta orde keempat, rotasi matrik, Lagrange's brackets, segitiga bola, persamaan normal orbit satelit serta fungsi gangguan pada satelit. Dan selanjutnya bab III membahas mengenai proses pembentukan model persamaan differensial *Planetary Lagrange* dengan metode variasi parameter pada persamaan gerak dua titik massa dalam ruang, dilanjutkan dengan proses Lagrange's brackets. Kemudian dihitung nilai dari Lagrange's brackets dalam

parameter-parameter orbit satelit.

Bab IV adalah aplikasi dari persamaan differensial bab III dengan mengambil gaya gravitasi bulan sebagai pengganggu terhadap parameter-parameter orbit satelit Palapa B2P dan salah satu rencana orbit Satelit Navigasi, untuk mengetahui perambatan dari parameter-parameter orbit satelit tersebut. Dan terakhir bab V yaitu kesimpulan.

