

Manuver Eksentrisitas dalam Strategi *Station Keeping* Timur-Barat Satelit GEO (Studi Kasus: Indostar II/SES-7)

E. Fitri^{1*}, R. Eko Poetro¹, dan E. Soegiartini¹

¹Program Studi Astronomi Institut Teknologi Bandung, Bandung, Indonesia

*E-mail: fitrielisa204@gmail.com

ABSTRAK

Posisi satelit *Geosynchronous Equatorial Orbit* (GEO) dapat bergeser dari posisi awalnya akibat gangguan gaya luar, yaitu tekanan radiasi Matahari dan potensial gravitasi ketidakbulatan Bumi. Kedua gangguan ini mengakibatkan satelit keluar dari batas kotak maya yang diperbolehkan. Untuk mengoreksi orbit satelit akibat gangguan gaya luar dan memastikan bahwa satelit tetap berada dalam kotak maya, diperlukan manuver koreksi orbit atau manuver *station keeping*. Manuver *station keeping* yang dikerjakan pada penelitian ini adalah manuver eksentrisitas. Satelit yang dijadikan studi kasus adalah Indostar II/SES-7 yang berada pada 108,25° BT dan metode yang digunakan adalah simulasi menggunakan perangkat lunak utama *General Mission Analysis Tool* (GMAT) dengan jangka waktu simulasi selama satu tahun. Simulasi dilakukan dengan 3 skenario, skenario 1 (nilai lingkaran kontrol sama dengan radius evolusi eksentrisitas), skenario 2 (nilai lingkaran kontrol 50% dari evolusi eksentrisitas), dan skenario 3 (nilai lingkaran kontrol 30% dari evolusi eksentrisitas). Variasi nilai lingkaran kontrol diperlukan jika stasiun satelit ingin mengontrol evolusi eksentrisitas secara ketat kedalam radius tertentu dan terkait dengan keperluan kolokasi. Urutan kebutuhan ΔV dari yang paling kecil adalah skenario 1, skenario 2, dan skenario 3. Semakin kecil lingkaran kontrol, semakin besar kebutuhan bahan bakar. Namun, jika ketiga skenario tersebut dibandingkan, maka skenario yang paling optimal merupakan skenario 2.

Kata Kunci: Indostar II/SES-7 - Lingkaran Kontrol - Manuver Eksentrisitas

1 PENDAHULUAN

Gangguan alam dapat menggeser posisi satelit GEO dari posisi nominalnya. Gangguan tersebut antara lain disebabkan oleh potensial gravitasi ketidakbulatan Bumi, gravitasi *lunisolar*, dan tekanan radiasi Matahari. Menurut peraturan *International Telecommunication Union* (ITU), satelit diperbolehkan bergeser sebesar kotak mayanya. Kotak maya merupakan sebuah kotak imajiner berukuran $\pm 0,1^\circ$ dalam arah timur-barat dan utara-selatan yang membatasi pergeseran satelit (Li, 2014). Peraturan ini bertujuan untuk menghindari tabrakan antarsatelit dan memastikan bahwa antena di Bumi tetap mengarah ke satelit, agar komunikasi antara satelit dan stasiun penerima dapat selalu berjalan dengan baik. *Station keeping* harus dilakukan dengan efisien agar bahan bakar satelit cukup untuk melakukan aktivitas selama masa operasinya, yaitu sekitar 15 tahun (Romero dkk, 2007).

Pada penelitian ini, diteliti pengaruh tekanan radiasi Matahari terhadap eksentrisitas satelit dan potensial gravitasi ketidakbulatan Bumi. Pengaruh dari gravitasi *lunisolar* belum diperhitungkan. Selanjutnya dilakukan simulasi manuver eksentrisitas untuk mengontrol eksentrisitas yang berubah akibat tekanan radiasi Matahari agar berada dalam lingkaran kontrol tertentu. Satelit yang dijadikan studi kasus adalah Indostar II/SES-7. Manuver eksentrisitas dilakukan bersamaan dengan

manuver bujur yang mengontrol bujur agar tidak keluar kotak maya. Untuk menentukan manuver yang efisien, dilakukan manuver dengan memvariasikan nilai lingkaran kontrol yang kemudian disebut sebagai skenario 1, skenario 2, dan skenario 3. Dari ketiga skenario tersebut, diharapkan besar dari lingkaran kontrol mempengaruhi penggunaan bahan bakar satelit, sehingga bisa ditentukan skenario yang efisien atau hemat bahan bakar. Bagian selanjutnya, dijelaskan mengenai landasan teori, langkah kerja yang dilakukan, hasil yang didapat dan analisis.

2 LANDASAN TEORI

Satelit GEO merupakan satelit yang orbitnya berada pada GEO (*Geosynchronous Equatorial Orbit*). Orbit satelit GEO ideal berhimpit dengan ekuator Bumi dan periode orbitnya dalam mengelilingi Bumi sama dengan periode rotasi Bumi. Satelit GEO dimanfaatkan sebagai *relay* komunikasi.

Gangguan pada GEO berasal dari gaya luar. Gangguan ini mengubah elemen-elemen orbit satelit sehingga menggeser posisi orbit satelit dari posisi GEO ideal. Berikut merupakan gangguan luar pada satelit GEO (Kleanthis, 2007), yaitu (1) gangguan akibat variasi dari gravitasi Bumi yang menyebabkan pergeseran bujur (2) Gangguan akibat benda ketiga yang berukuran besar, yaitu Bulan dan Matahari (*lunisolar*) yang menyebabkan perubahan inklinasi (3) Gangguan akibat tekanan radiasi Matahari yang menyebabkan perubahan eksentrisitas

yang selanjutnya berdampak terhadap osilasi bujur harian. Untuk satelit Indostar II yang berada pada bujur 108,25° BT mengalami pergeseran bujur ke arah barat.

Manuver *station keeping* merupakan serangkaian proses untuk mengoreksi orbit satelit geostasioner dengan menggunakan sistem propulsi satelit. Manuver dilakukan dengan cara memberikan tambahan atau pengurangan kecepatan sebesar ΔV . Semakin kecil kotak maya satelit, semakin sulit untuk melakukan *station keeping* (Beroual dkk., 2015). *Station keeping* dilakukan pada dua arah, yaitu timur-barat (*station keeping* timur-barat) dan utara-selatan (*station keeping* utara-selatan), sesuai dengan arah pergeseran orbit satelit.

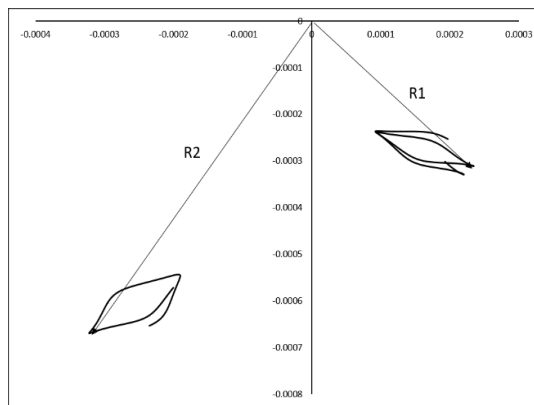
Setiap manuver mempunyai strategi masing-masing. *Station keeping* timur-barat bertujuan untuk mengoreksi bujur (manuver koreksi bujur) dan dilakukan dengan teknik *drift symmetry*. Manuver eksentrisitas bertujuan untuk mengoreksi eksentrisitas. Terdapat dua strategi untuk melakukan manuver eksentrisitas, yaitu *sun-pointing perigee* dan *solar-lagged target*. *Sun-pointing perigee* dilakukan dengan mengarahkan perigee satelit ke arah Matahari. Sedangkan *solar-lagged target* dilakukan dengan membiarkan vektor eksentrisitas untuk mendahului Matahari sebesar sudut tertentu, setelah itu dilakukan manuver. Kelebihannya, *solar-lagged target* dapat digunakan jika radius evolusi eksentrisitas lebih besar dari radius lingkaran kontrol.

Selain itu, terdapat jenis manuver berdasarkan waktu kontrol, yaitu *single maneuver*, *double maneuver*, dan *triple maneuver*. *Single maneuver* dapat dilakukan jika radius kontrol hampir sama dengan radius evolusi alami eksentrisitas. Sedangkan *double maneuver* dan *triple maneuver* dilakukan jika radius kontrol lebih kecil dibandingkan radius evolusi alami eksentrisitas.

3 LANGKAH KERJA

Data dalam penelitian ini berbentuk *Two Line Element* (TLE). TLE merupakan dua baris data yang berisi informasi mengenai satelit, seperti epoch dan elemen orbit satelit. TLE dapat diunduh pada halaman <https://www.space-track.org>.

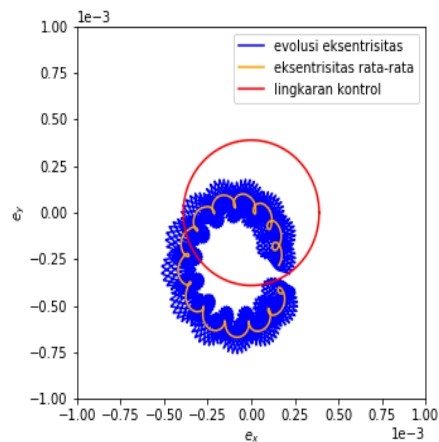
Perangkat lunak utama yang digunakan dalam penelitian ini adalah *General Mission Analysis Tool* (GMAT) versi R2018a. GMAT merupakan perangkat lunak analisis dan desain orbit yang diluncurkan oleh NASA dan beberapa lembaga antariksa lainnya. Input dan keluaran pada GMAT dapat berupa elemen orbit, epoch, lintang, dan bujur



Gambar 1. Vektor eksentrisitas R1 dan R2

satelit. Sebelum melakukan simulasi, GMAT divalidasi terlebih dahulu dengan cara membandingkan data keluaran GMAT dengan data yang didapat oleh salah seorang operator satelit SES-7. Hasilnya, galat relatif kedua data kurang dari 1%. Langkah kerja singkat dari penelitian ini, yaitu melakukan konversi data TLE menjadi elemen-elemen orbit, mempropagasikan orbit selama satu tahun mengetahui karakteristik gerak satelit secara alami atau tanpa manuver *station keeping*, menentukan skenario manuver eksentrisitas dan melakukan simulasi manuver eksentrisitas. Berikut merupakan langkah kerja singkat dari penelitian ini.

1. *Menentukan pengaruh Tekanan Radiasi Matahari terhadap Evolusi Eksentrisitas.* Eksentrisitas dengan tekanan radiasi Matahari membentuk elips atau mendekati lingkaran dengan radius 0,00039. Pola ini terbentuk mengikuti orbit Bumi mengelilingi Matahari dalam waktu satu tahun. Sedangkan evolusi eksentrisitas tanpa tekanan radiasi Matahar tidak mengalami gangguan jangka panjang oleh tekanan radiasi, sehingga cenderung menumpuk pada satu nilai dan tidak membentuk pola elips.

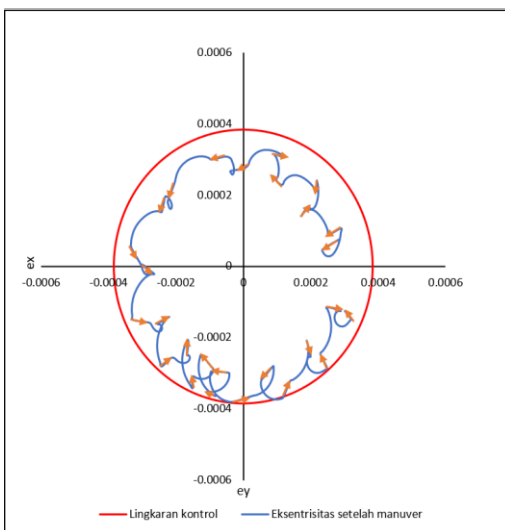


Gambar 2. Eksentrisitas keluar linekaran

2. *Menganalisis evolusi bujur dan eksentrisitas secara alami.* Untuk mengetahui evolusi, dilakukan propagasi selama satu tahun. Arah pergeseran bujur satelit adalah ke arah barat. Dalam satu tahun, satelit yang awalnya berada pada bujur 108, 25° BT mengalami pergeseran ke sekitar bujur 40° BT. Sedangkan untuk evolusi eksentrisitas, awalnya eksentrisitas berada di dalam lingkaran kontrol, namun setelah beberapa bulan, eksentrisitas sudah keluar dari lingkaran kontrol seperti yang ditunjukkan oleh Gambar 2. Oleh karena itu, diperlukan manuver eksentrisitas untuk mengembalikan eksentrisitas ke dalam lingkaran kontrol.
3. *Menentukan pengaruh Eksentrisitas terhadap Osilasi Bujur Harian.* Untuk mengetahui pengaruh eksentrisitas terhadap osilasi bujur harian, ditinjau dua vektor eksentrisitas yang memiliki besar dan arah yang berbeda seperti Gambar 1 dan didapatkan bahwa semakin besar eksentrisitas, semakin besar juga osilasi bujur harian.
4. *Penentuan Skenario.* Romero dkk., 2007 melakukan simulasi manuver timur-barat dengan memvariasikan radius lingkaran kontrol. Oleh karena itu pada penelitian ini ditetapkan tiga skenario yaitu berdasarkan radius lingkaran kontrol yaitu 0,000393 (skenario 1), 0,000195 (skenario 2), dan 0,000117 (skenario 3).

4 HASIL DAN ANALISIS

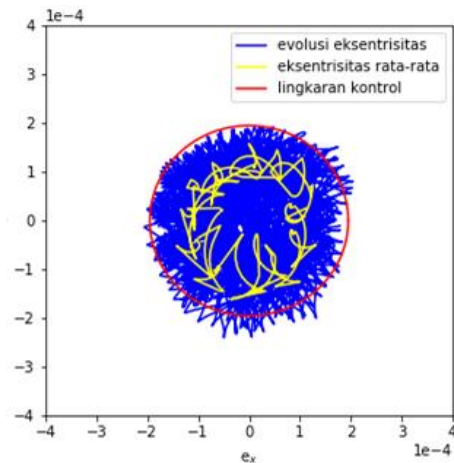
Hasil simulasi dari masing-masing skenario ditampilkan pada bagian ini.



Gambar 3. Evolusi eksentrisitas skenario 1

1. *Skenario 1.* Manuver dilakukan dengan *single maneuver* dan strategi *sun pointing perigee*.

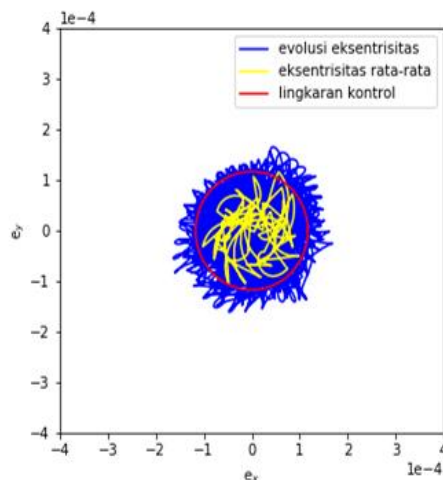
Eksentrisitas berhasil dikontrol dalam lingkaran kontrol seperti yang disajikan pada Gambar 3.



Gambar 4. Evolusi eksentrisitas skenario 2.

Pada dasarnya, besarnya eksentrisitas cenderung tidak berubah, karena ΔV manuver hanya bergantung kepada ΔV_d (tambahan kecepatan manuver bujur). Nilai ΔV_d terlalu kecil untuk mengubah radius eksentrisitas. Namun, dipilih waktu manuver yang sesuai agar pergerakan evolusi eksentrisitas tetap mengikuti lingkaran kontrol setelah manuver dilakukan. ΔV total untuk skenario 1 adalah 2,0169 m/s. Sedangkan osilasi bujur harian adalah 0,0609°/hari.

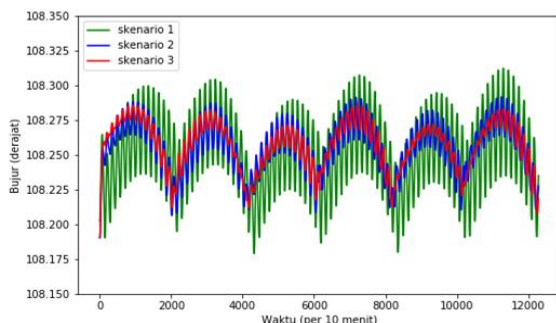
2. *Skenario 2.* Skenario 2 dilakukan dengan *double maneuver* dan *solar-lagged target*. Nilai radius eksentrisitas yang kecil membuat osilasi bujur harian juga kecil, sehingga pergerakan satelit dalam kotak maya dalam arah bujur juga semakin kecil. Eksentrisitas sudah berada di dalam lingkaran kontrol seperti yang ditunjukkan oleh Gambar 4. Total ΔV selama satu tahun adalah 3,016297 m/s dan terdapat kecenderungan waktu



Gambar 5. Evolusi eksentrisitas skenario 3.

untuk melakukan manuver, yaitu pukul 12:00 - 13:30 dan pukul 19:00 - 21:00 waktu lokal satelit. Manuver yang dilakukan pada rentang waktu ini dapat menjaga arah pergerakan vektor eksentrisitas tetap berada di dalam lingkaran kontrol. Osilasi bujur harian skenario 2 adalah $0,033^\circ/\text{hari}$.

3. *Skenario 3*. Skenario 3 dilakukan dengan *double maneuver* dan *solar-lagged target*. Hasil evolusi eksentrisitas dapat dilihat pada Gambar 5. Selama satu tahun, total ΔV yang dibutuhkan untuk 26 kali manuver adalah 3,8796 m/s. Waktu untuk melakukan manuver berkisar pada pukul 12:00 - 14:30 dan 18:00 - 21:00 waktu lokal satelit. Sedangkan osilasi bujur harian adalah $0,03^\circ/\text{hari}$.
4. *Perbandingan bujur ketiga skenario*. Merujuk kepada Gambar 6, dapat dilihat bahwa osilasi bujur harian semakin kecil dengan mengecilnya radius lingkaran kontrol.



Gambar 6. Perbandingan bujur ketiga skenario dalam waktu 3 bulan.

5 DISKUSI DAN KESIMPULAN

Skenario 1 dapat digunakan jika satelit tidak berkolokasi dengan satelit yang lain, karena bujur masih dapat dikontrol dalam kotak maya berukuran $\pm 0,1^\circ$ dengan nilai lingkaran kontrol 0,00039 tersebut. Sedangkan skenario 2 dan skenario 3,

memiliki ΔV lebih besar dari skenario 1, namun radius eksentrisitas dapat dikontrol secara ketat ke dalam suatu radius tertentu.

Skenario ini digunakan jika ada kolokasi dengan satelit lain. Osilasi bujur harian skenario 2 dan 3 hanya berbeda sekitar $0,03^\circ/\text{hari}$, padahal perbedaan radius lingkaran kontrol kedua skenario tersebut cukup besar. Hal ini disebabkan oleh osilasi eksentrisitas harian skenario 3 melebihi diameter lingkaran kontrolnya pada waktu tertentu, sehingga sulit untuk mengontrol eksentrisitas agar tetap berada di dalam lingkaran kontrol. Meninjau skenario 2 dan skenario 3 serta osilasi eksentrisitas harian dan osilasi bujur harian satelit, lebih menguntungkan untuk melakukan skenario 2 dibandingkan dengan skenario 3 dilihat dari kebutuhan ΔV dan kesulitan pengontrolan. Radius lingkaran kontrol yang optimum tentu saja berada di antara skenario 2 dan 3 dan perlu untuk diteliti lebih lanjut.

Ucapan Terima Kasih

Kami menyampaikan terima kasih kepada Qun Riadhy Arisyatmaja, S.T selaku operator satelit SES-7 atas saran dan diskusi selama pengerjaan Tesis.

6 PUSTAKA

- Beroual, L., Benatia, D., dan Hedjazi, H. 2015. High Thrust Station Keeping Maneuvers for Geostationary Satellites. 8. hlm. 401–414.
- Neokleous, Kleanthis. 2007. Modeling and control of a satellite's geostationary orbit. Tesis Master. Luleå University of Technology.
- Romero, P., Gambi, J. M., Patiño, E. (2007). Stationkeeping manoeuvres for geostationary satellites using feedback control techniques. Aerospace Science and Technology, 11(2–3), 229–237. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2006.08.003>.
- Li, H. 2014. Geostationary Satellites Collocation. Springer: New York