

Rekonstruksi Trajektori Wahana Antariksa menuju Asteroid Benu

M. Affan^{1*}, R. E. Poetro², dan E. Soegiartini¹

¹Program Studi Astronomi, Institut Teknologi Bandung, Bandung, Indonesia

²Program Studi Teknik Dirgantara, Institut Teknologi Bandung, Bandung, Indonesia

*E-mail: maulanaaffan99@gmail.com

ABSTRAK

Penelitian ini merekonstruksi trajektori OSIRIS-REx menuju asteroid 101955 Benu. OSIRIS-REx diluncurkan pada tanggal 8 September 2016, melakukan *Deep Space Manuever 1* (DSM1) agar dapat *flyby* dengan Bumi pada tanggal 22 September 2018, lalu melakukan *Deep Space Manuever 2* (DSM2) untuk mendekati Benu, dan tiba di Benu pada 3 Desember 2018. Dalam penelitian ini, kami gunakan Simulink dan GMAT untuk melakukan rekonstruksi sebuah wahana menuju Benu dan hasilnya dibandingkan dengan data OSIRIS-REx. Selain itu, penelitian ini juga melakukan simulasi trajektori dengan *direct mission* menggunakan metode *patched conic*, yaitu metode penyederhanaan perhitungan lintasan benda dari masalah n-benda menjadi masalah 2-benda. Wahana tersebut melakukan manuver untuk mengubah orbit parkir menuju orbit hiperbola. Setelah wahana tersebut berada pada lintasan hiperbola dan keluar dari bola pengaruh Bumi, wahana tersebut akan memasuki orbit heliosentrik menuju Benu dengan menggunakan transfer Hohmann. Hasil perhitungan analitis metode *patched conic* akan dibandingkan dengan simulasi *direct mission* menggunakan GMAT. Penelitian ini menggunakan dua perangkat lunak yaitu Simulink dan GMAT. Simulink merupakan bagian tambahan dari MATLAB yang digunakan untuk pemodelan, simulasi, dan analisis sistem dinamik dengan menggunakan antarmuka grafis, sedangkan GMAT merupakan perangkat lunak *open source* yang dikembangkan oleh NASA untuk menganalisis misi antariksa.

Kata Kunci: trajektori – OSIRIS-REx – *patched conic* – Benu

1 PENDAHULUAN

Perkembangan misi antariksa mulai menjangkau tidak lagi planet-planet besar, tapi juga berbagai objek astronomi seperti komet dan asteroid. Pengamatan asteroid melalui wahana antariksa awalnya hanya menjadi bagian tambahan dari sebuah misi antarplanet, seperti saat wahana antariksa Galileo melakukan perjalanan menuju Jupiter dan bertemu dengan asteroid Gaspra. Studi mengenai asteroid berkembang menjadi misi tersendiri. Misi pertama adalah mengorbit dan mendarat di permukaan asteroid yang dilakukan oleh *Near Earth Asteroid Rendezvous* (NEAR), diluncurkan pada tahun 1996 dan mendarat pada tahun 2001 di 433 Eros. Setelah misi tersebut sukses, kemudian bermunculan misi-misi lainnya hingga misi menuju asteroid Benu.

Origins Spectral Interpretation Resource Identification Security Regolith Explorer (OSIRIS-REx) yang merupakan misi *New Frontier* NASA diluncurkan pada tahun 2016. Misi ini menuju asteroid 101955 Benu untuk mempelajari dan memetakan asteroid, menentukan efek gaya Yarkovsky pada orbit Benu, dan kembali ke Bumi pada tahun 2023 dengan membawa sampel permukaan Benu yang mengandung karbon. OSIRIS-REx menjadi misi ketiga yang akan mengunjungi *Near Earth Asteroid* (NEA). Sebelumnya, terdapat misi NEAR yang

mengunjungi 433 Eros dan Hayabusa yang mengunjungi 25143 Itokawa (Beckman et al., 2013).

OSIRIS-REx diluncurkan pada tanggal 8 September 2016 dari Cape Canaveral, Florida. Kemudian, wahana ini keluar dari bola pengaruh Bumi dan melakukan *Deep Space Manuever* (DSM) 1. DSM 1 dilakukan untuk mengubah orbit agar wahana dapat melakukan *flyby* dengan Bumi pada tanggal 22 September 2017. *Gravity assist* dari Bumi saat wahana melakukan *flyby* untuk mengubah energi relatif wahana terhadap Matahari. Wahana melakukan DSM 2 untuk memosisikan jaraknya dekat dengan Benu. Wahana tiba di Benu pada tanggal 3 Desember 2018 (NASA OSIRIS-REx, 2021).

Dalam makalah ini, kami memberikan gambaran hasil rekonstruksi trajektori wahana antariksa menuju Benu. Rekonstruksi yang kami lakukan menggunakan dua perangkat lunak, yaitu *General Mission Analysis Tools* (GMAT) dan Simulink. Kami menyajikan hasil perbandingan ΔV yaitu selisih kecepatan yang diperlukan untuk manuver pada DSM 1 dan 2, dan kebutuhan propelan antara simulasi dengan misi OSIRIS-REx.

2 LANDASAN TEORI

2.1 Hukum Gravitasi Newton

Hukum Gravitasi Newton menyatakan bahwa setiap benda yang memiliki massa akan muncul gaya tarik menarik dengan benda di sekitarnya. Benda

akan memiliki percepatan yang diakibatkan oleh gaya tarik menarik tersebut. Pernyataan ini diberikan melalui persamaan gerak

$$\sum_{i=1}^n m_i \ddot{\vec{r}}_i = -G \sum_{i=1}^n \sum_{\substack{j=1 \\ j \neq i}}^n \frac{m_i m_j}{r_{ji}^3} \vec{r}_{ji}, \quad (1)$$

dengan m_i adalah massa benda yang ditinjau, m_j adalah massa benda di sekitar benda m_i , G adalah konstanta gravitasi, $\ddot{\vec{r}}$ adalah vektor percepatan, dan $\vec{r}$ adalah vektor posisi (Vallado, 2013).

Persamaan (1) digunakan untuk mendapatkan percepatan wahana antariksa yang diakibatkan oleh gaya tarik menarik terhadap Bumi, Matahari, dan Benu, untuk kemudian dengan proses integrasi didapatkan nilai posisi wahana setiap waktu.

2.2 Metode Patched Conic

Metode *patched conic* adalah metode penyederhanaan perhitungan lintasan benda dari analisis *n-body problem* menjadi *2-body problem*. Dalam perhitungan analitis, wahana akan ditinjau bersama Bumi sebagai masalah dua benda. Kemudian, wahana akan melakukan lintasan menuju target menggunakan transfer Hohmann (Curtis, 2005).

2.3 Persamaan Tsiolkovskys

Wahana antariksa melakukan manuver untuk mengubah orbitnya sesuai dengan tujuannya. Wahana memerlukan gaya dorong yang dihasilkan dari pembakaran bahan bakar (propelan). Perhitungan kebutuhan propelan yang dibutuhkan menggunakan persamaan Tsiolkovsky berikut

$$m_{prop} = m_{awal} \left(1 - e^{\frac{-\Delta V}{g_0 I_{sp}}}\right), \quad (2)$$

dengan m_{prop} adalah massa propelan yang diperlukan, m_{awal} adalah massa awal wahana sebelum dikurangi propelan, g_0 adalah percepatan gravitasi, dan I_{sp} adalah impuls spesifik (Vallado, 2013).

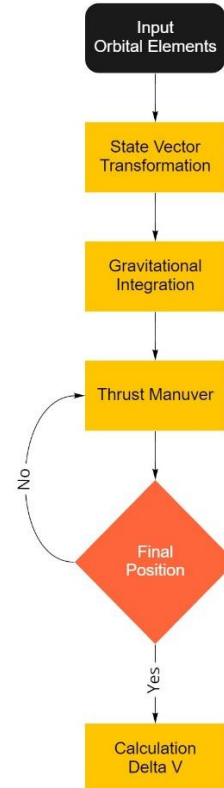
2.4 Metode

Simulink merupakan bagian tambahan dari perangkat lunak MATLAB. Bagian ini terdiri dari kumpulan *toolbox* yang memiliki fungsi tertentu dan harus dihubungkan untuk mendapatkan keluaran dari model perhitungan yang diterapkan. Kami membuat bagian pertama yang berisi elemen orbit dari tiap objek yang akan diubah menjadi vektor posisi dan kecepatan. Vektor tersebut akan menjadi nilai awal dari integrasi yang dilakukan tiap objek

untuk mendapatkan vektor posisi setiap waktu. Khusus untuk wahana ini, simulasi dilakukan dari orbit parkir di Bumi, saat melakukan manuver hingga keluar dari bola pengaruh Bumi, tetapi analisis kami tidak memasukkan aspek orbit parkir dalam bahasan makalah ini. Setelah wahana keluar dari bola pengaruh Bumi dan memasuki orbit heliosentris, wahana akan melakukan DSM 1 dan 2. Proses ini menggunakan percobaan berulang (*try and error*) sampai wahana mendapatkan posisi yang sesuai dalam tiap manuver yang dilakukan. Percobaan dilakukan dengan mengatur waktu dan arah *thrust* (gaya dorong) yang diberikan.

3 HASIL DAN PEMBAHASAN

Gambar 1 menunjukkan alur simulasi yang dibuat menggunakan Simulink dengan langkah awal memasukkan elemen orbit awal dari wahana, Bumi, dan Benu. Kemudian, elemen orbit diubah ke dalam bentuk vektor posisi dan kecepatan awal. Vektor tersebut akan menjadi nilai awal dalam proses integrasi pada persamaan (1) untuk mendapatkan vektor posisi dan kecepatan setiap waktu. Apabila wahana akan melakukan manuver, maka bagian *thruster* akan diaktifkan dengan mengatur waktu dan arah gaya dorong untuk



Gambar 1. Alur program simulasi yang dibangun menggunakan Simulink

Tabel 1. Nilai parameter DSM 1, DSM 2, dan propelan yang dibutuhkan dalam rekonstruksi menggunakan GMAT dan Simulink dan dibandingkan dengan misi OSIRIS-REx

Data	DSM 1 (m/s)	DSM 2 (m/s)	Total ΔV (m/s)	Propelan 1 (kg)	Propelan 2 (kg)	Total propelan (kg)
OSIRIS-REx	431	16,7	447,7	354	12,8	366,8
GMAT	489,61	30,39	520	411,6	22,72	434,32
Simulink	1047,77	122,82	1170,59	729,09	121,90	850,99

bermanuver. Pemberian waktu *thruster* dan arah gaya dorong dilakukan menggunakan metode *try and error* hingga wahana mencapai target posisi akhir yang diinginkan.

Hasil simulasi yang dilakukan berfokus pada saat wahana keluar dari bola pengaruh Bumi dan berada di orbit heliosentrik. Wahana melakukan DSM 1 dan 2 saat berada di orbit heliosentrik. Pada GMAT, manuver yang digunakan menggunakan konsep *impulsive burn* yaitu pembakaran tiba-tiba, sedangkan pada program yang kami modelkan pada Simulink menggunakan *finite burn* atau pembakaran terbatas.

Tabel 1 menunjukkan parameter hasil rekonstruksi trajektori wahana menuju Benu. Nilai DSM 1 untuk kedua simulasi dibandingkan dengan misi OSIRIS-REx (Neal, 2017 & 2018). GMAT menunjukkan hasil yang mendekati misi OSIRIS-REx. Hasil pada Simulink menunjukkan nilai yang jauh lebih besar disebabkan perbedaan nilai *semi major axis* ketika wahana memasuki orbit heliosentrik. Nilai tersebut lebih kecil sehingga wahana membutuhkan manuver lebih besar untuk mengubah *semi major axis*. Selain itu, program yang dimodelkan pada Simulink masih menggunakan *try and error* untuk memberikan *thrust* saat manuver.

Parameter DSM 2 pada Simulink memiliki perbedaan yang besar disebabkan kondisi wahana saat melakukan *flyby* dengan Bumi. Saat dilakukan *try and error* pada *thrust* untuk melakukan manuver agar mendapatkan inklinasi yang sesuai dengan Benu, selalu terjadi perubahan nilai *semi major axis* sehingga akan dipilih posisi setelah wahana *flyby* yang memiliki *semi major axis* mirip dengan hasil di GMAT tapi berakibat pada inklinasi yang menjadi

lebih besar. Setelah wahana mendapatkan *gravity assist* dari Bumi, orbit wahana akan berubah. Ketika wahana melakukan DSM 2, disebabkan posisi inklinasinya yang berbeda dengan inklinasi Benu, maka manuver yang dilakukan memerlukan nilai perubahan kecepatan lebih besar.

Perhitungan kebutuhan propelan dari tiap manuver dilakukan menggunakan persamaan (2). Massa total wahana sebesar 2110 kg. Nilai I_{sp} dan

g_0 yang digunakan dalam perhitungan masing-masing bernilai 230 detik dan $9,87 \text{ m/s}^2$. Perbedaan kebutuhan propelan berdasarkan persamaan (2) disebabkan oleh variasi ΔV yang dihasilkan saat wahana melakukan manuver. Semakin besar nilai ΔV akan menyebabkan propelan yang dibutuhkan semakin besar.

Selain merekonstruksi trajektori wahana seperti yang dilakukan pada misi OSIRIS-REx, kami juga melakukan perhitungan analisis menggunakan *patched conic* dan transfer Hohmann untuk kasus trajektori wahana ketika berangkat dari Bumi saat di aphelion dan perihelion lalu tiba di Benu saat di perihelion dan aphelion. Perhitungan analisis ini akan menghasilkan keluaran berupa ΔV dengan sekali manuver (*direct mission*). Perhitungan ini menggunakan asumsi bahwa orbit Bumi dan Benu sebidang (*co-planar*). Kemudian, hasil tersebut akan dibandingkan menggunakan GMAT sesuai kondisi asli.

Tabel 2 menunjukkan perbandingan hasil trajektori *direct mission* dari metode *patched conic* dengan simulasi GMAT. Manuver pada *patched conic* menunjukkan nilai yang lebih kecil disebabkan karena wahana hanya melakukan manuver pada bidang yang sama. Wahana tidak melakukan manuver yang mengubah inklinasi. Sebaliknya, simulasi GMAT menggunakan kondisi asli untuk tiap objek. Pada simulasi GMAT, wahana akan menyesuaikan posisi akhir ketika mencapai Benu, di perihelion atau aphelion sehingga wahana perlu melakukan manuver pada sumbu z. Wahana akan mengubah kecepatannya termasuk kecepatan pada sumbu z dan perubahan ini memberikan kontribusi besar dalam besarnya nilai ΔV .

Tabel 2. Perbandingan nilai manuver dan propelan untuk kasus *direct mission* menggunakan perhitungan *patched conic* dan GMAT.

	Patched Conic		GMAT	
	Perihelion ke Aphelion	Aphelion ke Perihelion	Perihelion ke Aphelion	Aphelion ke Perihelion
Manuver (m/s)	290	90	1656,04	1903,06
Propelan (kg)	254,5	82,51	1097,19	1202,22

Direct mission memiliki kelebihan dalam hal waktu terbang (*time of flight*) yang lebih cepat dibandingkan jika wahana melakukan *flyby* dengan objek lain sebelum mencapai target. Data NASA menunjukkan peluang peluncuran (*launch opportunity*) wahana jika di masa depan akan melakukan perjalanan kembali ke Benu. *Launch opportunity* dengan ΔV minimum antara 2024 hingga 2036 terjadi pada tahun 2024, 2030, dan 2036 dengan masing-masing bernilai 5,1 km/s, 5,1 km/s dan 5,2 km/s. Waktu tempuh yang dibutuhkan berkisar 565-570 hari.

4 KESIMPULAN

Penelitian ini melakukan simulasi trajektori wahana dari Bumi ke Benu menggunakan Simulink dan GMAT. Simulasi yang telah dilakukan menunjukkan bahwa GMAT memberikan hasil kebutuhan propelan yang cukup baik dengan galat 18,41% sedangkan Simulink 132%. Hasil Simulink tersebut menunjukkan perlu dilakukan perbaikan pada program yang dirancang terutama bagian manuver.

Selain itu, penelitian ini membandingkan perhitungan analitis metode *patched conic* dengan GMAT untuk kasus *direct mission*. Hasil yang didapat menunjukkan bahwa metode *patched conic* tidak dapat digunakan untuk mengaproksimasi

trajektori wahana dari Bumi ke Benu karena keterbatasan asumsi yang digunakan. *Direct mission* menjadi pilihan alternatif apabila di masa depan wahana akan melakukan perjalanan ke Benu dengan ΔV *launch opportunity* minimum terjadi di 2024, 2030 dan 2036.

5 DAFTAR PUSTAKA

- Beckman, M., et al. 2013, *Planetary Defense Conference*, 4-16
- Curtis, H. D. 2005, *Orbital Mechanics for Engineering*, Elsevier Butterworth Heinemann, Amsterdam
- NASA. 2021, *OSIRIS-REx: In depth, Solar System Exploration*.
<https://solarsystem.nasa.gov/missions/osiris-rex/in-depth/>.
- NASA. 2021, *Small-Body Mission-Design Tool*.
<https://ssd.jpl.nasa.gov/tools/mdesign.html>.
- Neal, N. J. 2017, *Successful Deep Space Maneuver for NASA's OSIRIS-REx Spacecraft*.
<https://www.nasa.gov/feature/goddard/2017/successful-deep-space-maneuver-for-nasa-s-osiris-rex-spacecraft>
- Neal, N. J. 2018 *Successful Second Deep Space Maneuver for OSIRIS-REx Confirmed*.
<https://www.nasa.gov/feature/goddard/2018/osiris-rex-executes-second-deep-space-maneuver>
- Vallado, D. A. 2013, *Fundamental of Astrodynamics and Applications 4th Edition*, Micrososp Press, California