

Interfaz en línea para el análisis, clasificación y generación de órbitas periódicas en el problema de los tres cuerpos

Diego A. Acosta¹, Jorge I. Zuluaga¹, Ricardo L. Restrepo²

Instituto de Física, Universidad de Antioquia, NASA Jet Propulsion Laboratory



diego.acostab@udea.edu.co

En el campo de la exploración espacial y el diseño de misiones, generar órbitas precisas y confiables puede ser una tarea difícil y llevar mucho tiempo además de recursos computacionales. Tener una base de datos que contenga órbitas periódicas pre calculadas puede mejorar este proceso. Esta interfaz implementa filtros, esquemas de clasificación y herramientas de trazado, pero también trae herramientas para desarrollar, modificar y encontrar nuevas órbitas. Al integrar estas características, nuestra interfaz tiene como objetivo mejorar el proceso de generación de órbitas, reducir la sobrecarga computacional y apoyar el desarrollo y el trabajo colaborativo

Interfaz abierta

System

Primary Body

Jupiter

Secondary Body

Europa

Family

Heteroclinic L1 to L2 (0 rev)

Settings

Load orbits

Initial Condition Map

Parametric Map

Orbits chart

Orbit 1

Lagrange

Filter solutions

Physical parameters

Parameter

Min

Max

Jacobi Constant:

3

3.00318

Period:

6.32569

18.9691

Stability Index:

108.252

35332200

Filter solutions

Orbit 0

x

y

z

vx

vy

vz

period

Orbit 1

-0.02798

0

0

0

0.0570724

0

14.1498

Orbit 2

-0.027980

0.057072

0.0000

0.0000

-3.2812e-8

0.0000

14.145

Orbit 3

-0.027980

0.057072

0.0000

0.0000

7.9802e-11

0.0000

14.150

-0.027980

0.057072

0.0000

0.0000

2.1719e-15

0.0000

14.150

-0.027980

0.057072

0.0000

0.0000

0.0000

0.0000

14.150

Force Close

Units

Longitude

UL

Velocity

UV

Time

UT

La interfaz contiene más de 3 millones de orbitas de 26 cuerpos del sistema solar, clasificadas dependiendo de sus parámetros dinámicos. Este proceso apunta hacia un eficiente análisis del problema de los tres cuerpos y la facilidad del trabajo colaborativo en el diseño de misiones.. Cuenta con un corrector diferencial integrado para el cierre de orbitas altamente inestables y con un mapa de condiciones iniciales general para cada sistema con el fin de facilitar la navegación en la base de datos acumulada. Para facilitar la navegacion en los datos, se permiten realizar filtrados por base de datos, por familia de orbitas y manejar filtros diversos durante el tratamiento de los datos

Orbitas resonantes

Resonant orbits Sun-Neptune system

Neptune

L1

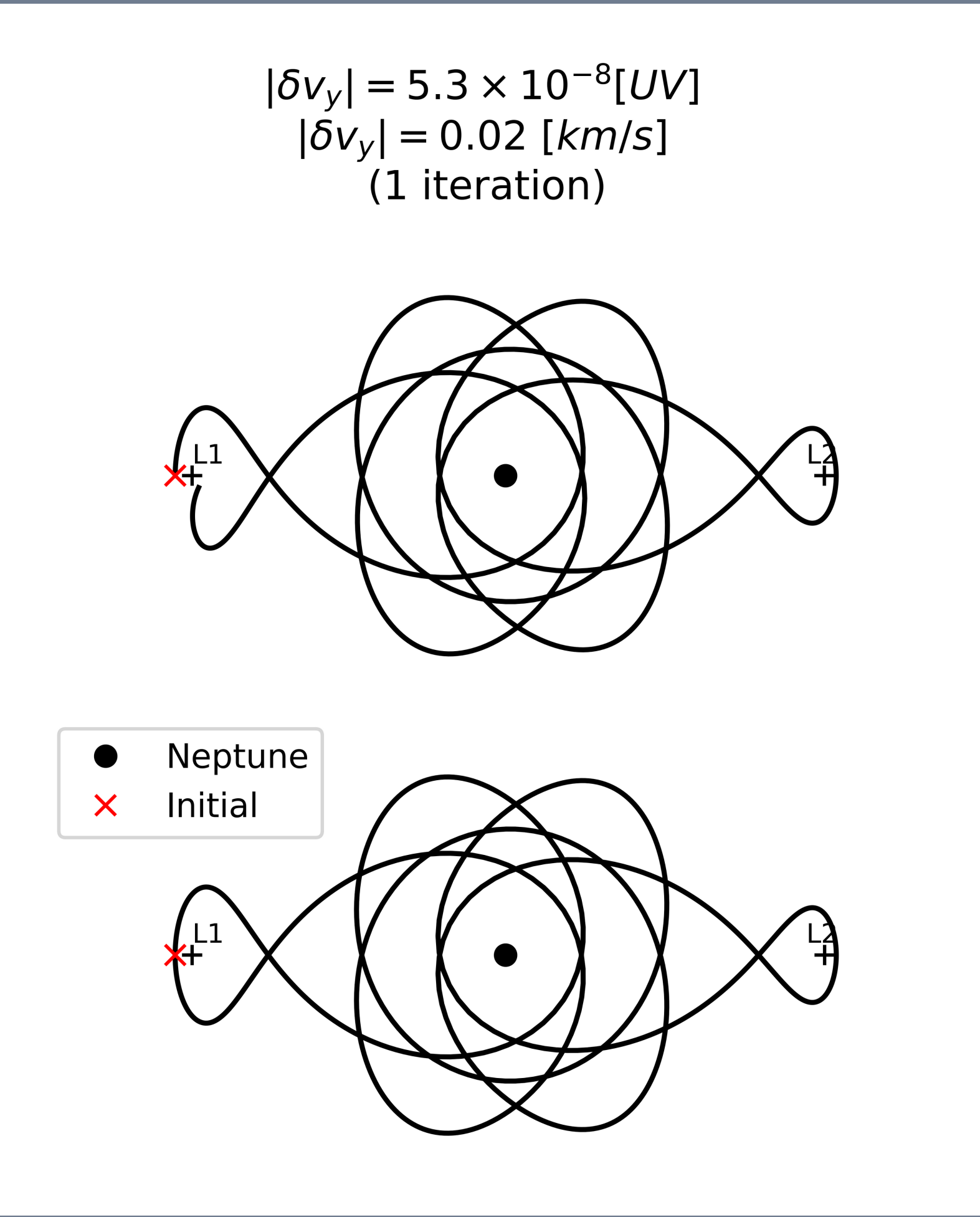
L2

Classic

Heteroclinic

sun

Se realizo una clasificacion de orbitas resonantes simples y de conexiones heteroclinicas entre orbitas resonantes y orbitas alrededor del cuerpo secundario, estas conexiones dan paso a la creación de trayectorias más complejas y transportes naturales entre las regiones del sistema de manera quasi-balística. Como continuación a la interfaz, se busca la implementación del diseño de orbitas, utilizando como pieza fundamental las diferentes conexiones que existen entre orbitas resonantes y orbitas “ligadas” ,mediante el método de Patched Periodic Orbits.



Corrector diferencial

Las condiciones iniciales en el CRTBP pueden ser altamente inestables, para propagar las orbitas de diferentes bases de datos se implementó un método de corrección iterativo hasta cumplir parámetros de periodicidad. El corrector diferencial no solo es útil al ajustar condiciones ya encontradas, si no que forma parte fundamental de la generación y extensión de familias mediante la continuación de las condiciones iniciales, y como componente base de la creación de trayectorias más complejas que deben utilizar este método y otros métodos de control como el *multiple shooting method* utilizado para trayectorias extendidas.

Matriz de Transicion de Estado

La propagación y corrección de las orbitas requiere de altos grados de precisión en sus ajustes, además de ser un proceso costoso a nivel computacional por las operaciones matriciales requeridas, para hacer más eficiente el proceso se hacen cálculos de la matriz de transición de estado con diferentes métodos en busca de reducir los tiempos de cómputo y la precisión obtenida. Se obtuvo como mejor método la propagación de las ecuaciones mediante las ecuaciones analíticas tanto en tiempo como en precisión

REFERENCES

- [1] Restrepo, R. L., & Russell, R. P. (2018).. Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy, 130, 1-24.
[2] Russell, R.P. a. J of Astronaut Sci 54, 199–226 (2006).



Grupo de Física y Astrofísica Computacional

Instituto de Física - Universidad de Antioquia