

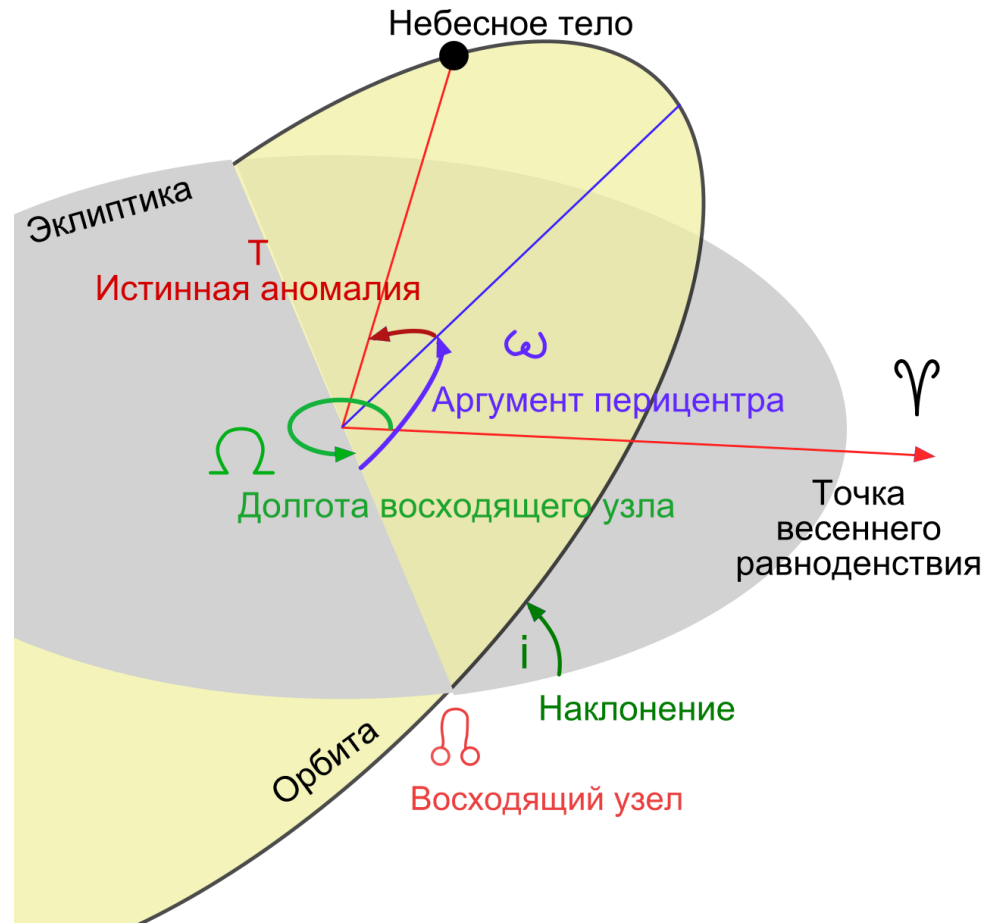


Пассивная навигация межпланетных космических аппаратов

В.В. Сазонов И.А. Самыловский

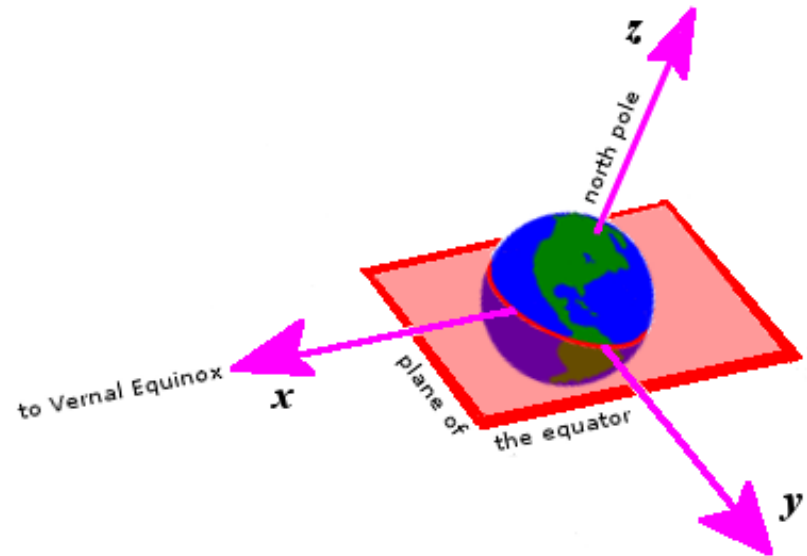
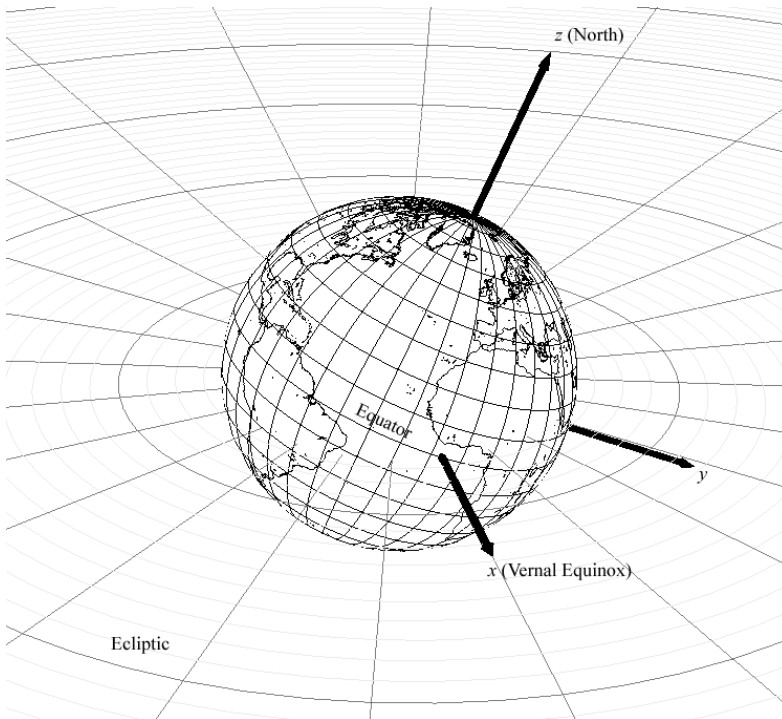
Москва 2020

Орбитальные элементы



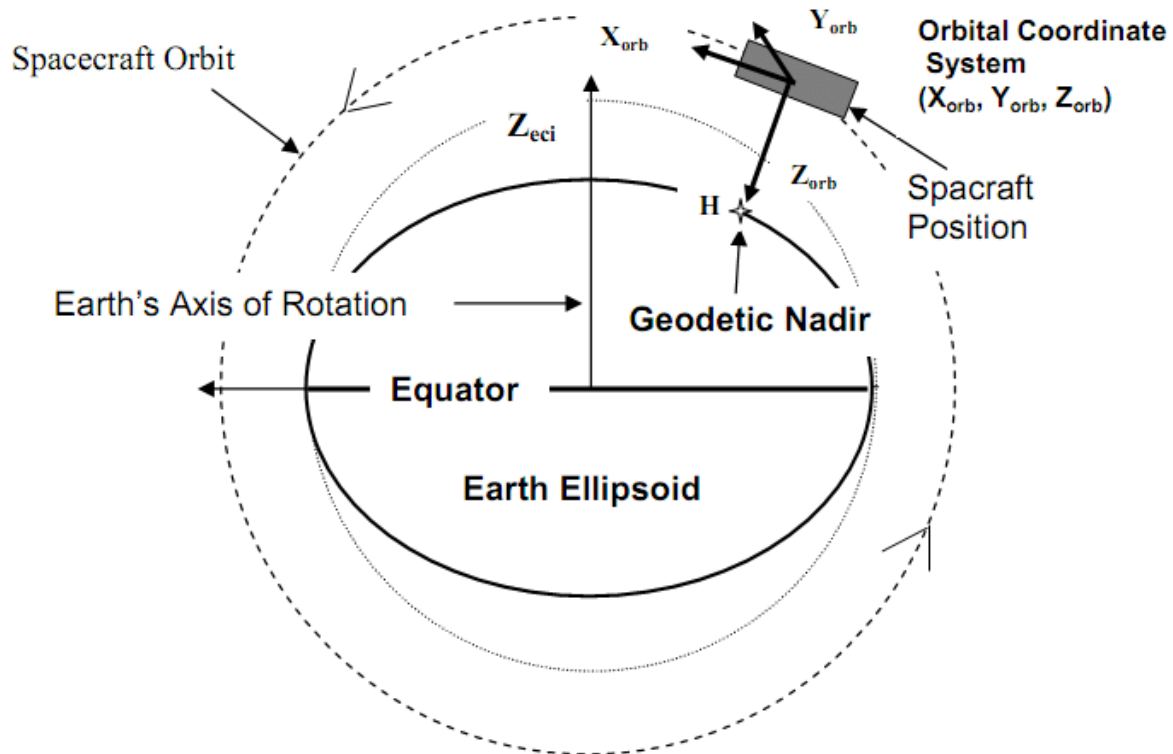
Системы координат

- Earth-Centered Equatorial – to describe spacecraft movement.
 - Vernal Equinox – a point where Sun earth-centered vector moves from $z < 0$ to $z > 0$ set.

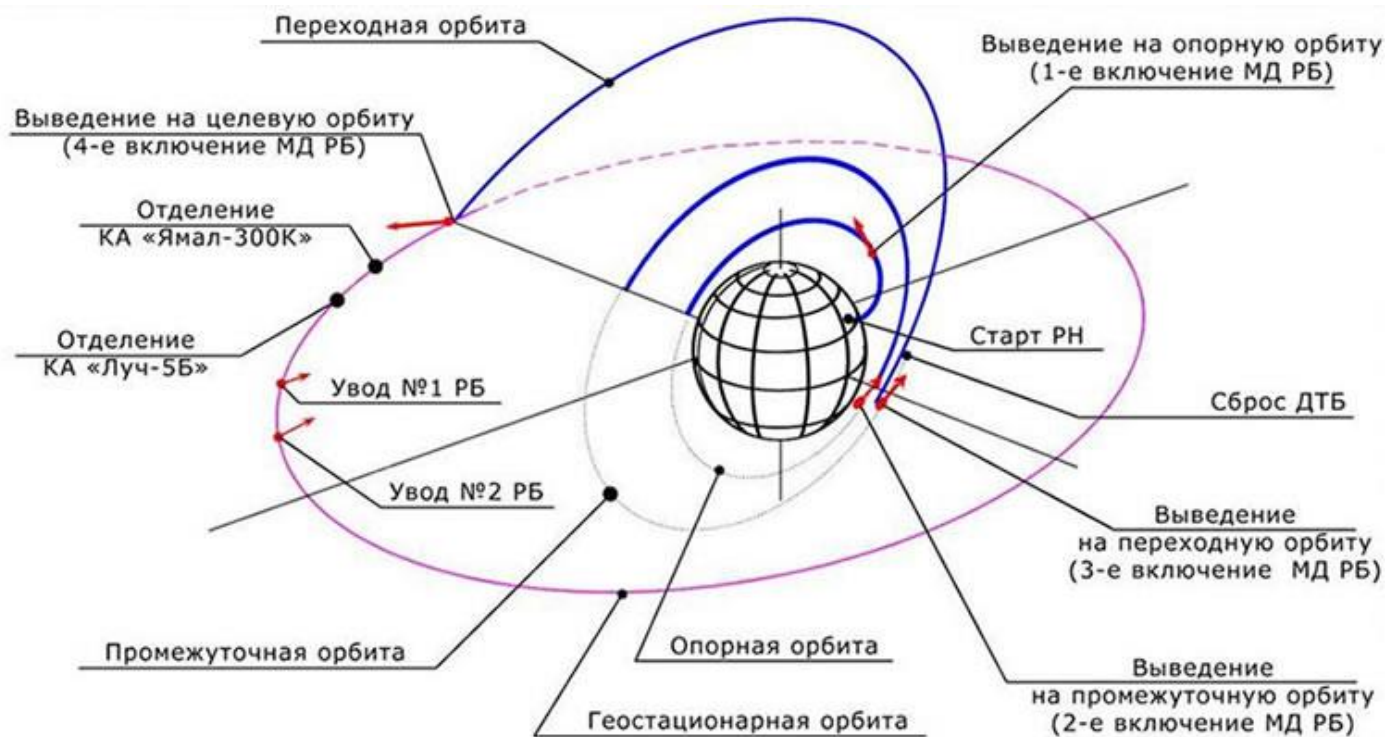


Системы координат

- Orbital, object-centered

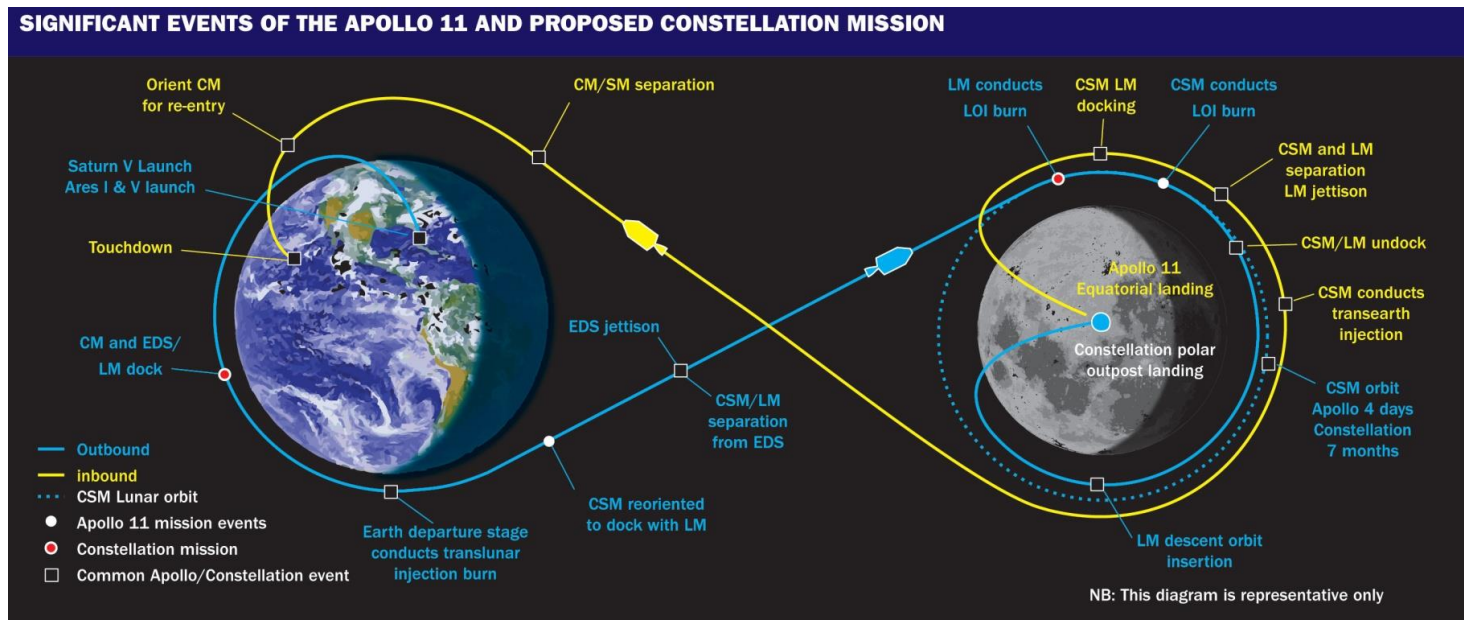


Target orbiting using impulses series



The booster launches a spacecraft with a booster block into a low orbit with an inclination of 51.4° . Then, the accelerating block with a series of impulses in the direction of the orbital speed forms a strongly elongated elliptical orbit so that its apogee is in the equatorial plane at the height of the geostationary satellite (36 thousand km). The orbital velocity at the apogee decreases in proportion to the distance, i.e. approximately 5 times, respectively, decreases the impulse of speed necessary to “turn” this speed into the plane of the equator. The impulse for correcting the direction of speed is combined with the second impulse for turning the elliptical orbit into a circular one.

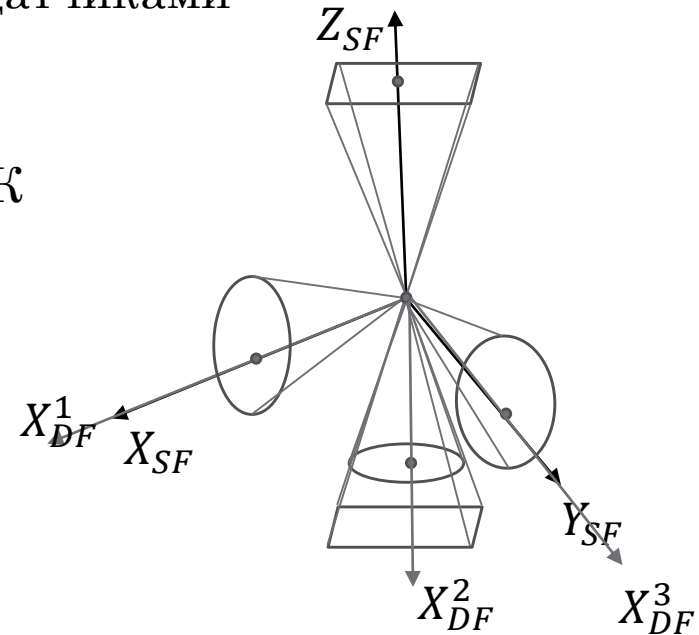
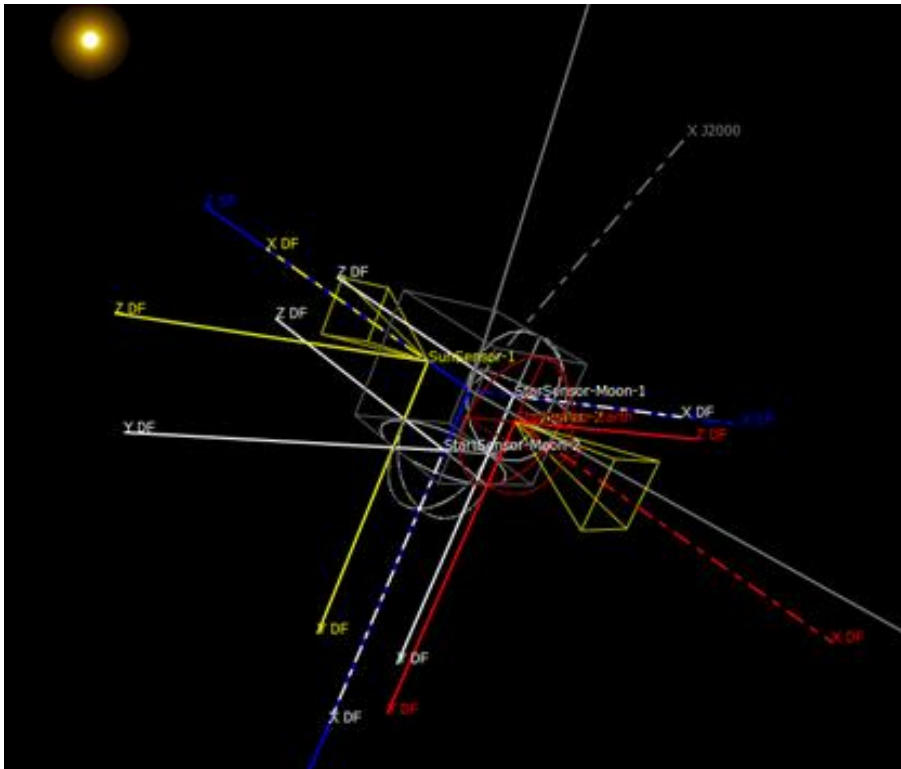
Перелет Земля-Луна

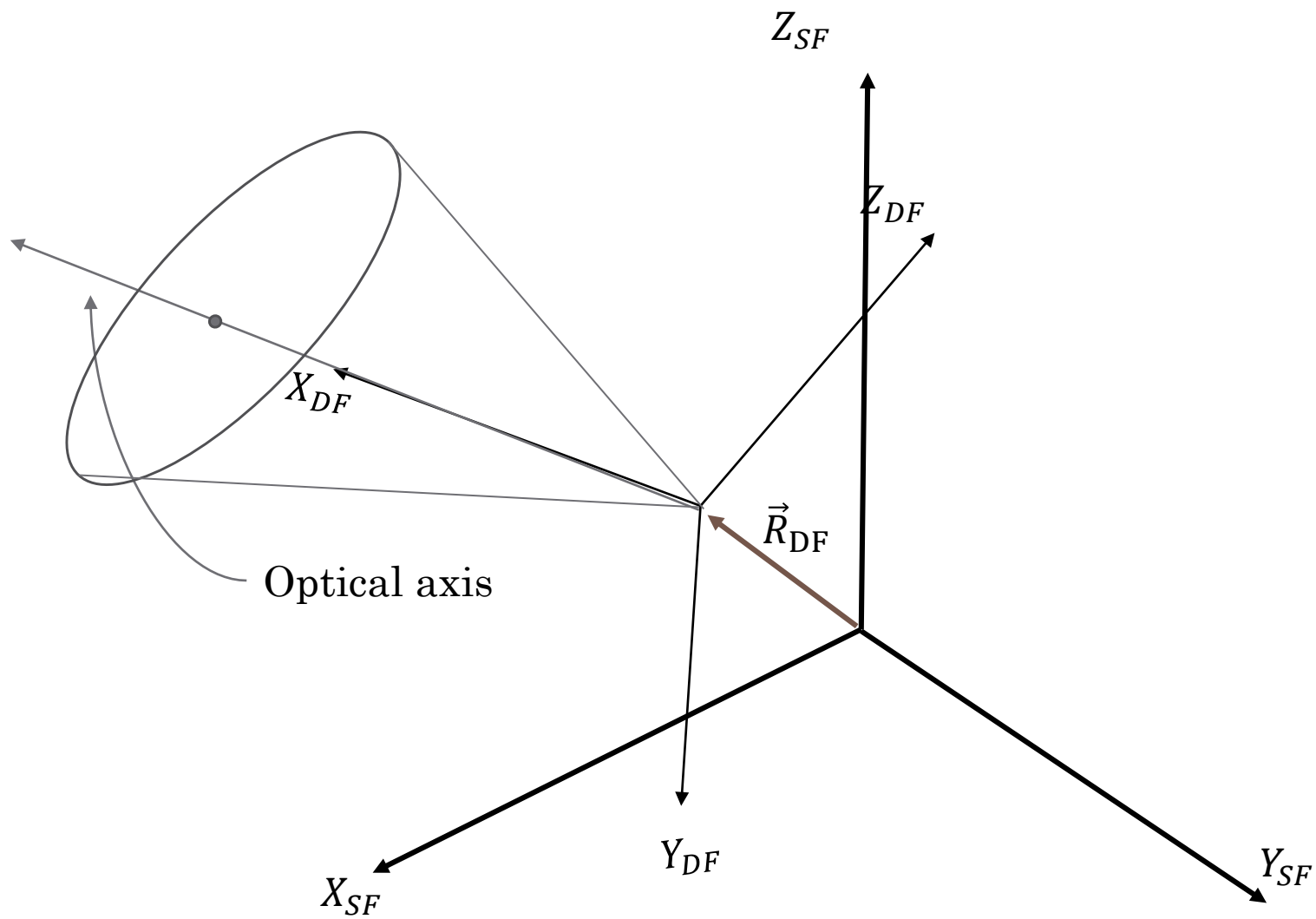


Mission stages	ΔV
Переход с околоземной орбиты на траекторию Земля-Луна	3200 м/с
Переход на окололунную орбиту	700 м/с
Посадка на Луну	1800 м/с
Старт с Луны и выход на окололунную орбиту	1800 м/с
Переход на околоземную орбиту	650 м/с

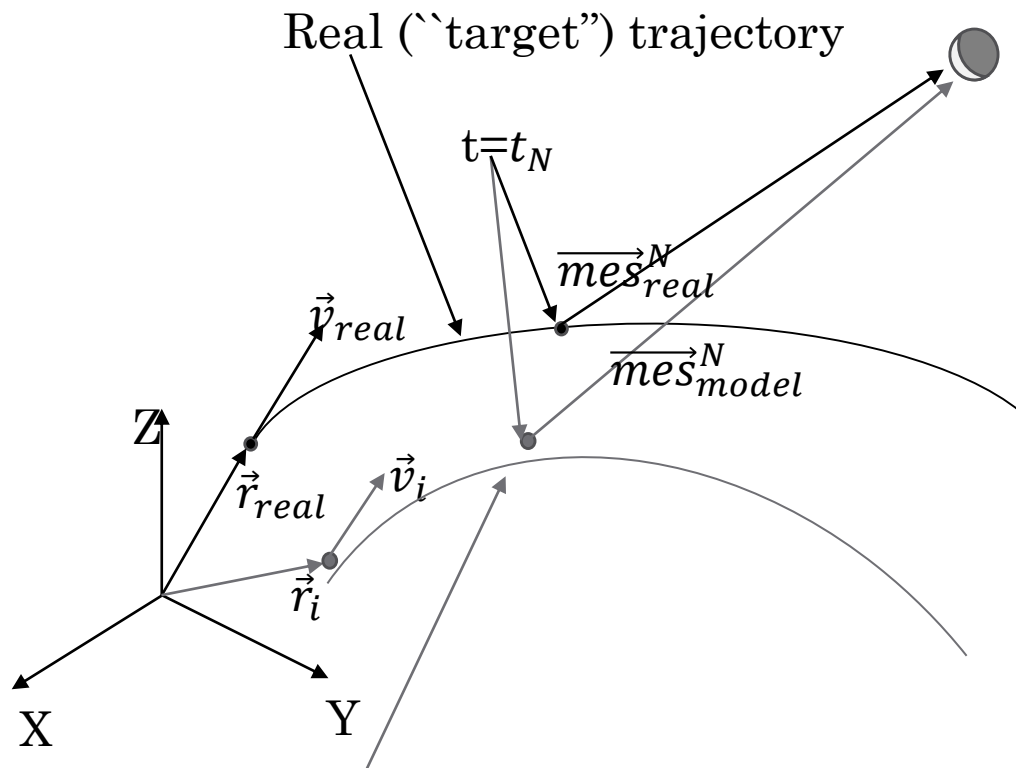
Пассивная навигация

- Рассматриваем КА с оптическими датчиками
- Есть собственная СК КА
- Каждый датчик работает в своей СК



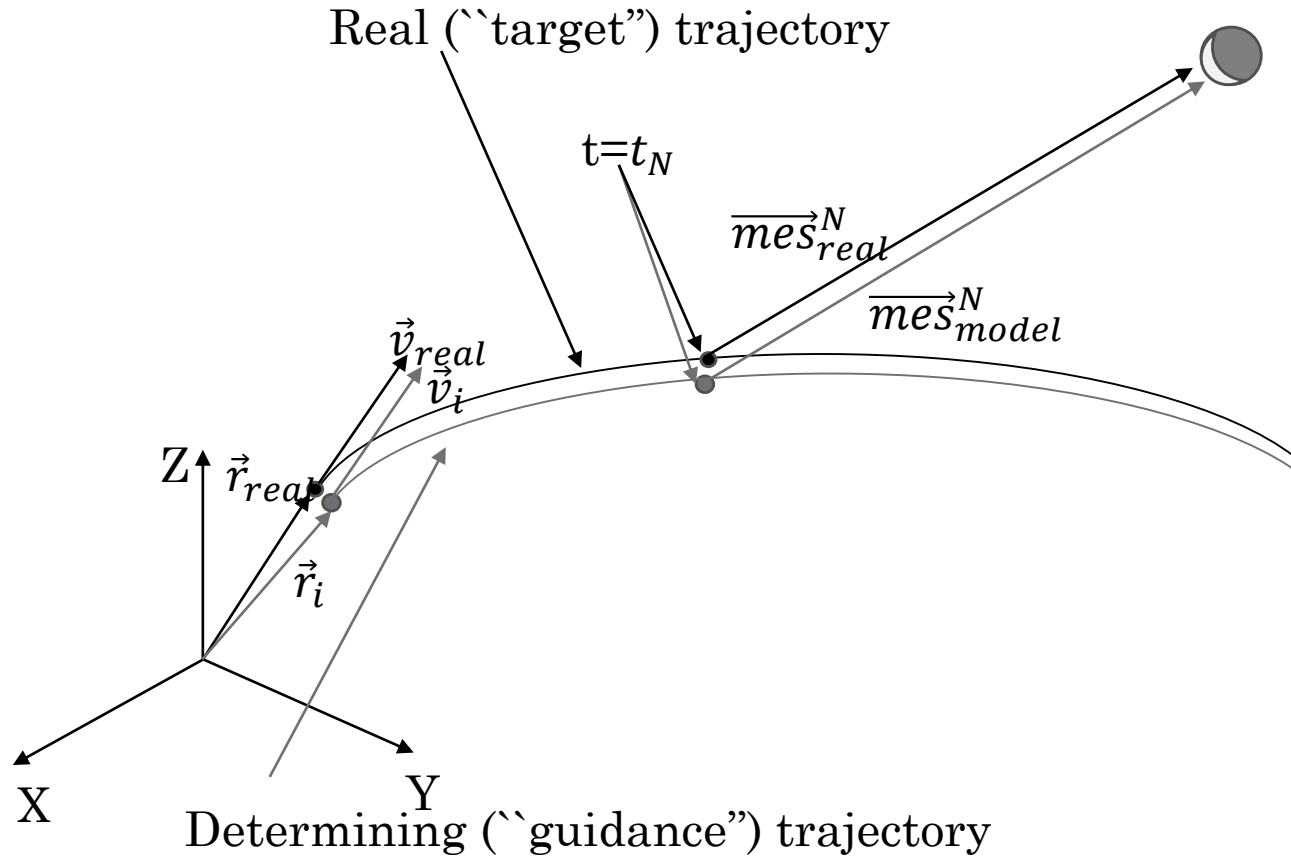


- Каждый сенсор дает вектор измерений $\vec{\mu}_i$ (или вектор в систем координат сенсора или два угла направления)
- Параметры оптимизации – шестимерный вектор состояния (r, v)
- Для каждого вектора состояния составляем прогноз, используя модель движения



- Используем следующий квадратичный функционал:

$$\Phi = \|\vec{f}(\vec{r}, \vec{v})\|^2 = \|\vec{\mu}(\vec{r}, \vec{v}) - \overline{\mu^{mes}}\|^2 \rightarrow \min_{\vec{r}, \vec{v}}$$



Методы оптимизации

- ЛМА (Метод Левенберга-Марквардта)
- Итерационный процесс

$$\overrightarrow{x_{k+1}} = \overrightarrow{x_k} + \overrightarrow{p_k},$$

где $\overrightarrow{p_k}$ находится из следующего соотношения

$$(J^T(\overrightarrow{x_k})J(\overrightarrow{x_k}) + \mu_k I)\overrightarrow{p_k} = -J^T(\overrightarrow{x_k})\vec{f}(\overrightarrow{x_k})$$

- или из

$$(J^T(\overrightarrow{x_k})J(\overrightarrow{x_k}) + \mu_k \text{diag}\{J^T(\overrightarrow{x_k})J(\overrightarrow{x_k})\})\overrightarrow{p_k} = -J^T(\overrightarrow{x_k})\vec{f}(\overrightarrow{x_k})$$

- $\mu_k \geq 0$ - параметр регуляризации.
- Примеры выбора μ_k :
 - Увеличиваем пока $\Phi(x+p) < \Phi(x)$
 - Увеличиваем пока $\gamma = \frac{\Phi(x) - \Phi(x+p)}{L(0) - L(p)} > 0$

Условия останова

- Функционал мало изменяется между итерациями («предельный» вариант – достигли стационарной точки $\Phi'(x) = 2J^T(x)f(x) = 0$)
- Достигли максимального количества итераций
- Достигли максимального времени расчета
- ...?

Пример

Antenna Control System v. 2.5.2 (28.02.2019)

File Manual Mode Settings

The screenshot displays the Antenna Control System v. 2.5.2 (28.02.2019) interface, showing a map view and an orbit view.

Map View:

- Antenna:** Name: Lunar, Lat: 14.5077°, Lon: 100.1595°, Alt: 134564.64 km, Azim: 87.58°, Elev: 23.28°, Dist: 138301.54 km.
- FIGS-main:** Name: FIGS-main, Lat: 30.1860°, Lon: 31.6897°, Alt: 0.00 m.
- Lunar:** Name: Lunar, Azim: 87.58°.

Satellites Table:

Sat. Name	Orb. File Type	Main freq. (Mhz)	Band. (Mhz)	AT thres. (
1 [x] Lunar	TLE	2270.5	2	10

Communication Sessions:

Buttons: Add, Remove, Compute, View, Report, Save, Send.

Orbit View:

- Antenna:** Name: Lunar, Lat: 14.5077°, Lon: 100.1595°, Alt: 134564.64 km, Azim: 87.58°, Elev: 23.28°, Dist: 138301.54 km.
- FIGS-main:** Name: FIGS-main, Lat: 30.1860°, Lon: 31.6897°, Alt: 0.00 m.
- Lunar:** Name: Lunar, Azim: 87.58°.

Satellites Table:

Sat. Name	Orb. File Type	Main freq. (Mhz)	Band. (Mhz)	AT thres. (
1 [x] Lunar	TLE	2270.5	2	10

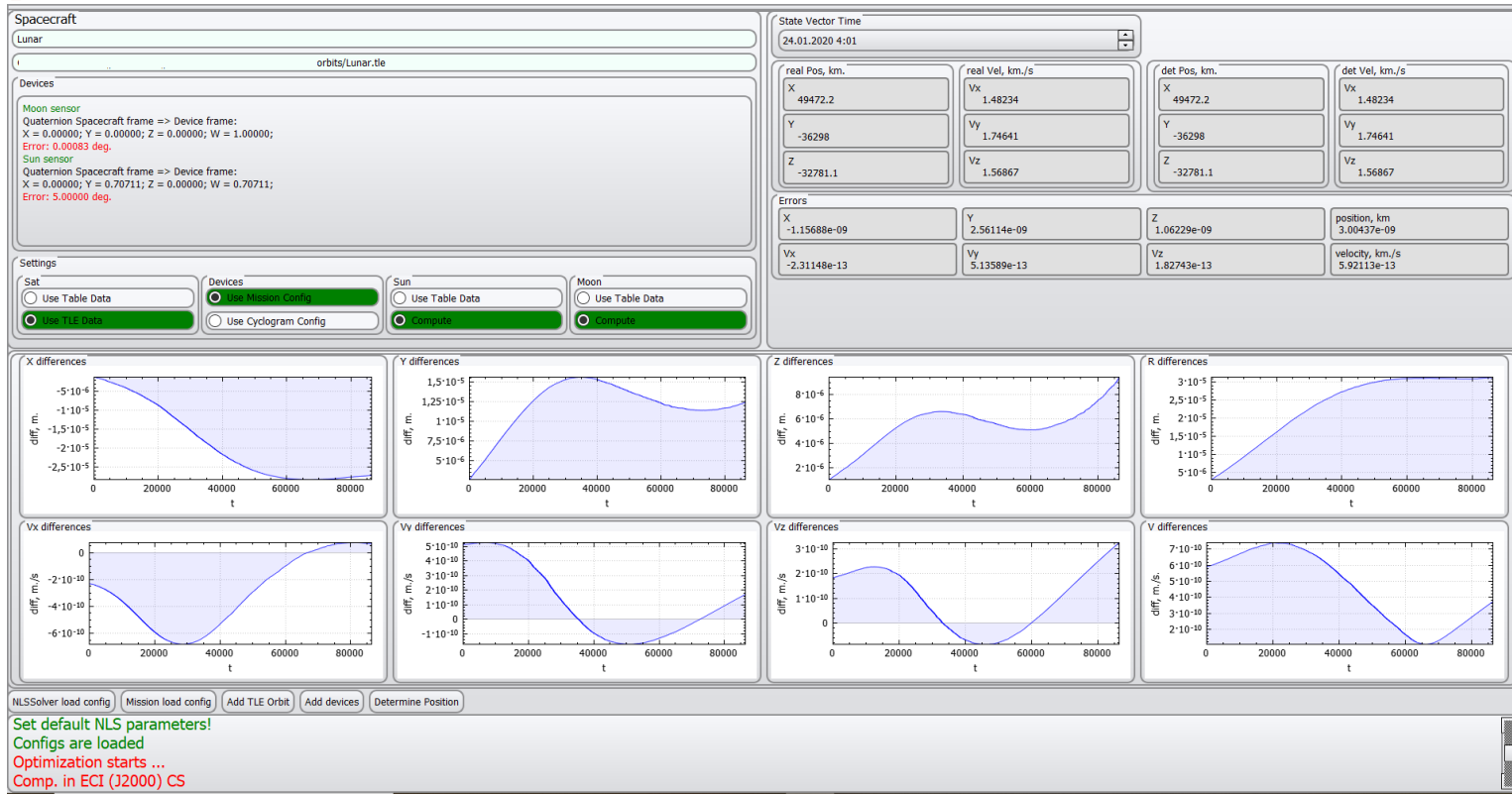
Communication Sessions:

Buttons: Add, Remove, Compute, View, Report, Save, Send.

Application Messages Area:

02.02.2020 22:22:57 UTC + 3
02.02.2020 22:22:57 UTC + 3

02.02.2020 22:08:03 UTC + 3
02.02.2020 22:23:46 UTC + 3



Optimization starts ...

Comp. in ECI (J2000) CS

Start diff. in ECI = 33369.59017; 24171.22667;
21682.65496; dist = 46560.87706

Successful convergence.

Computation time: 5.634 s.

Iterations: 20

Func evals: 165

Initial cost: 3.23695e+06

Final cost: 1.46255e-23

Pos diff: 1.15688e-06; -2.56114e-06; -1.06229e-06,
m.

Pos diff lenght: 3.00437e-06 m.

Vel diff: 2.31148e-10; -5.13589e-10; -1.82743e-10,
m./s.

Vel diff lenght: 5.92113e-10 m./s.

Max position diff, 24h: 3.13607e-05 m.

Max velocity diff, 24h: 7.41656e-10 m./s



Немного реклам...

- ФКИ МГУ

- Самый молодой факультет МГУ;
- 10 образовательных программ (специалитет, магистратура, аспирантура);
- Международные программы;
- Открыты для сотрудничества.

- <https://cosmos.msu.ru/>



Космическая крыса Соня,
помогает решать задачи



Спасибо за внимание!