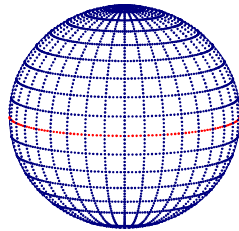


SOLAR-C A案

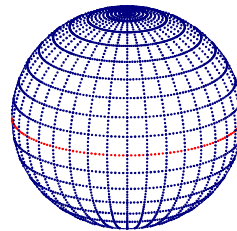
探査機システムの検討状況

川勝康弘

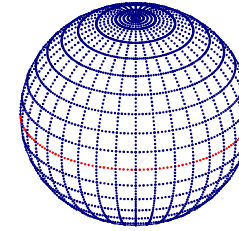
ミッション要求



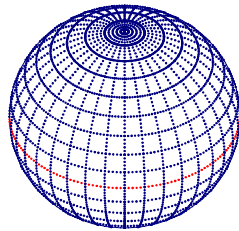
Lat. 10degN



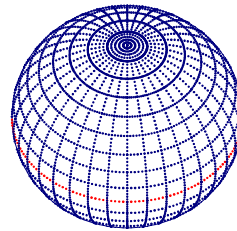
Lat. 20degN



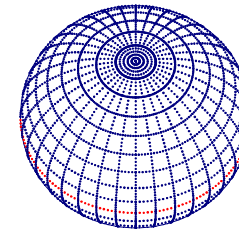
Lat. 30degN



Lat. 40degN



Lat. 50degN

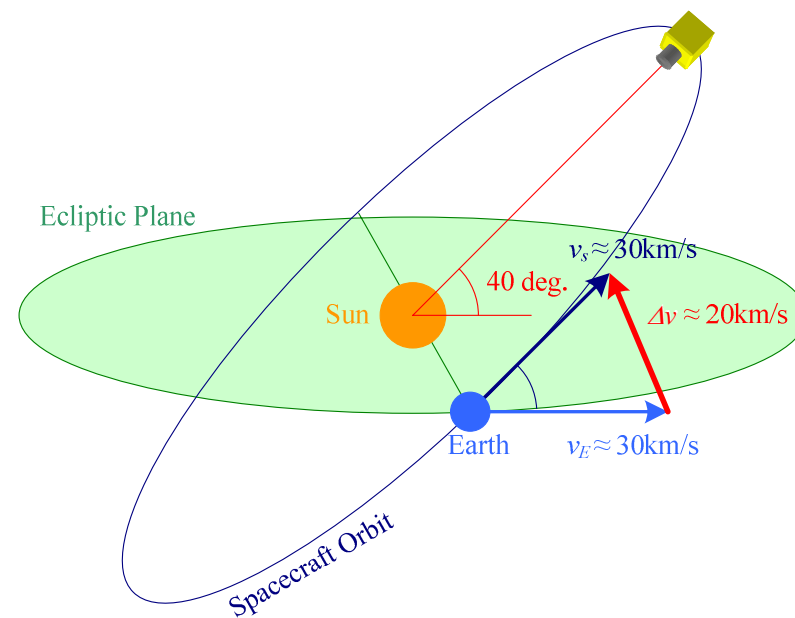


Lat. 60degN

View of the Sun from the High Solar Latitude

太陽緯度40度への到達

太陽緯度40度への挑戦



$$C_3 = (v_\infty)^2 \approx (20 \text{ km/s})^2 \approx 400 \text{ km}^2/\text{s}^2$$

(cf. C_3 for the Jupiter Transfer $\approx 80 \text{ km}^2/\text{s}^2$)

Techniques to Overcome the Challenge

● Trajectory Manipulation Techniques Available

➤ Geometric Relation

Take advantage of the tilt of the Solar equatorial plane against the ecliptic plane (about 7deg.). Choice of the appropriate launch date is important.

➤ Launcher Capacity

Launch energy is still the most contributing part. Launch a small spacecraft with a heavy launcher yields large launch energy.

➤ Gravity Assist (Swing-by)

The most efficient trajectory manipulation method in the interplanetary cruise, which is widely used in various planetary missions.

➤ Propulsion

Usage of high efficiency propulsion system enables large velocity increment with less propellant.

Possible Options of the Trajectory Sequence

● Three Possible Options of the Trajectory Sequence

➤ Usage of the Solar Electric Propulsion (**SEP option**)

Use high ISP ion engine system for orbit maneuver. Spacecraft operates around 1AU. Sub-option includes the usage of the additional Venus gravity assists to lower the launch energy.

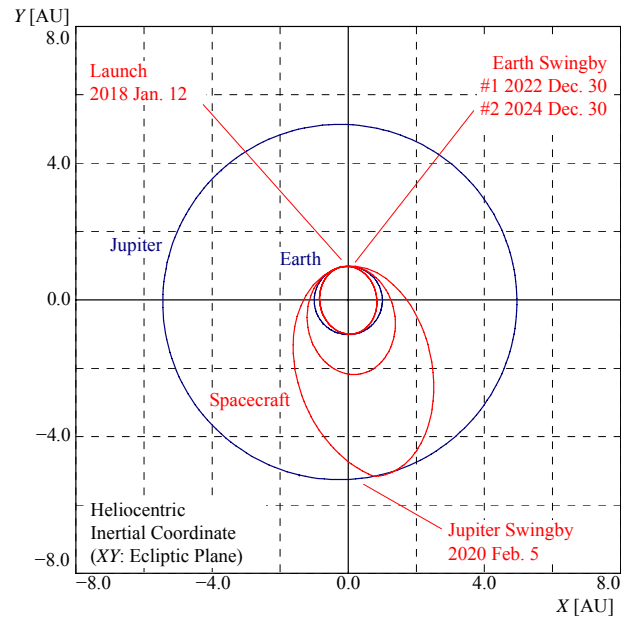
➤ Usage of the Jupiter Gravity Assist (**Jupiter option**)

As Ulysses mission, firstly go to the Jupiter and change the orbit plane by the Jupiter gravity assist. By the additional Earth gravity assists, the orbit period of the observation orbit is shortened, finally to 1 year.

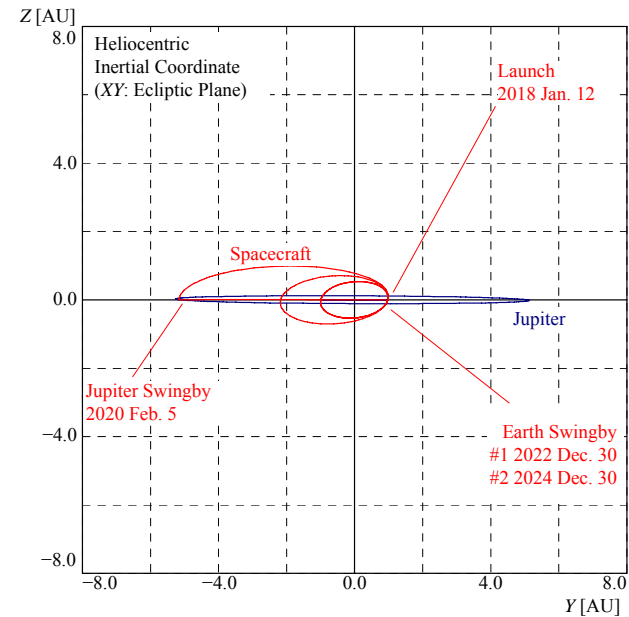
➤ Usage of the Venus Gravity Assist (**Venus option**)

As Solar Orbiter mission, change the orbit plane by only the inner planets (Venus and Earth). Sub-options are classified by the final planet used to change the orbit plane.

Jupiterオプションの軌道計画



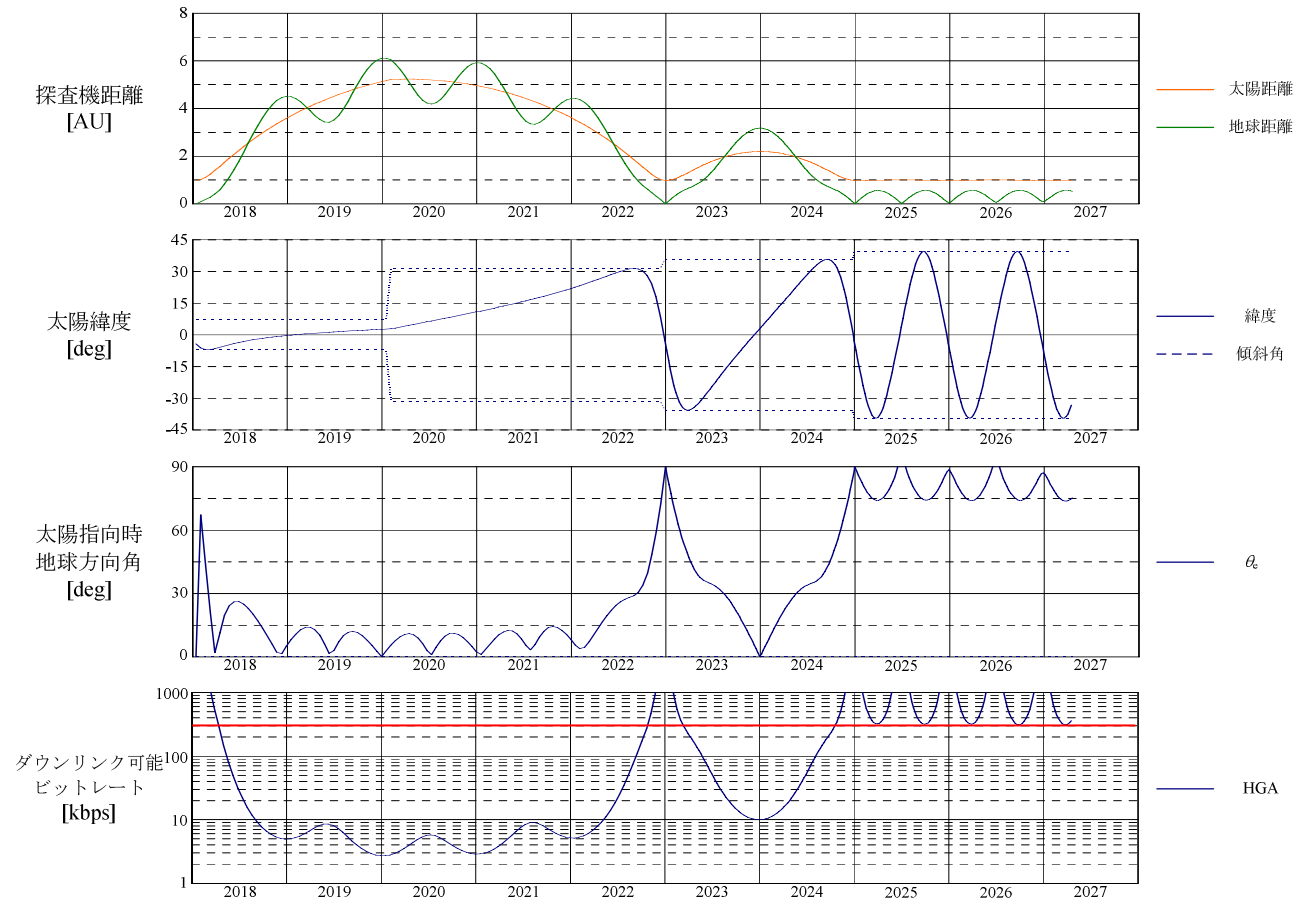
Trajectory Profile of Jupiter Option



Trajectory Profile of Jupiter Option

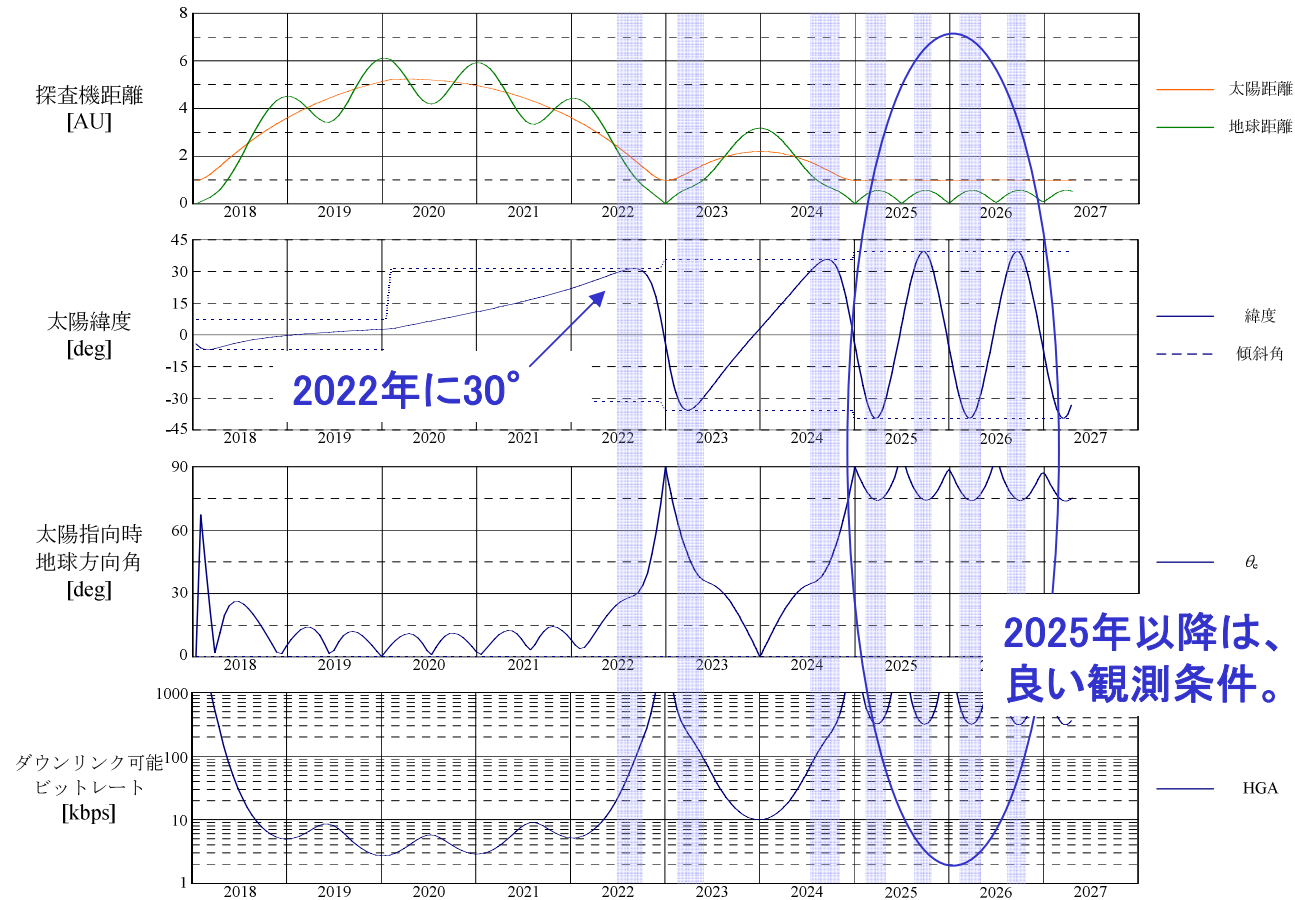
2018年打上のシーケンス。最終到達傾斜角(対太陽赤道面)は 39.5° 。
同様のシーケンスは、ほぼ1年1ヶ月おきに設定可能だが、最終傾斜角は異なり、
たとえば、2019年打上の場合は 36.6° となる。

Jupiterオプションのミッションプロファイル



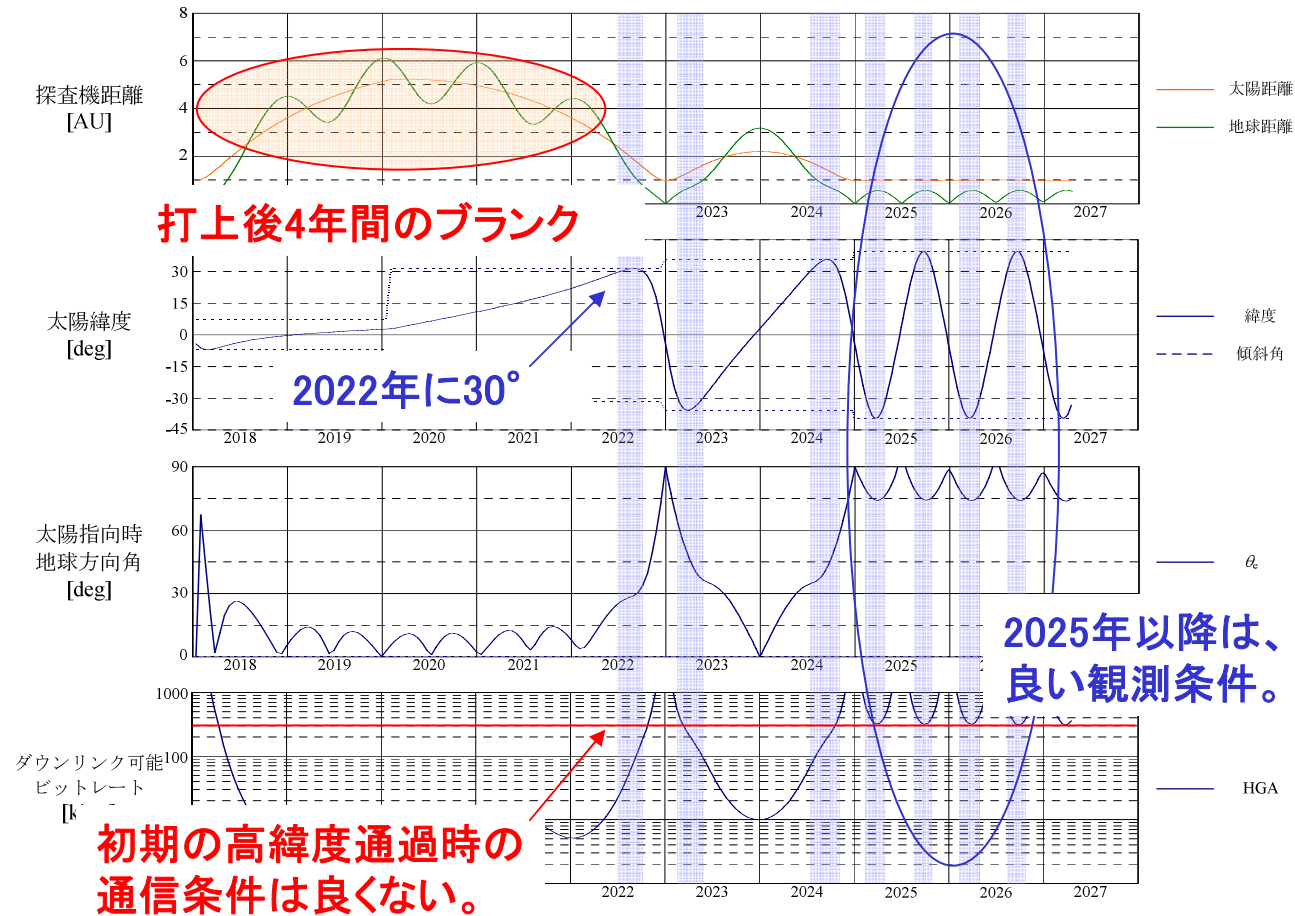
Jupiterオプションにおける諸量のプロファイル例

Jupiterオプションのミッションプロフィール



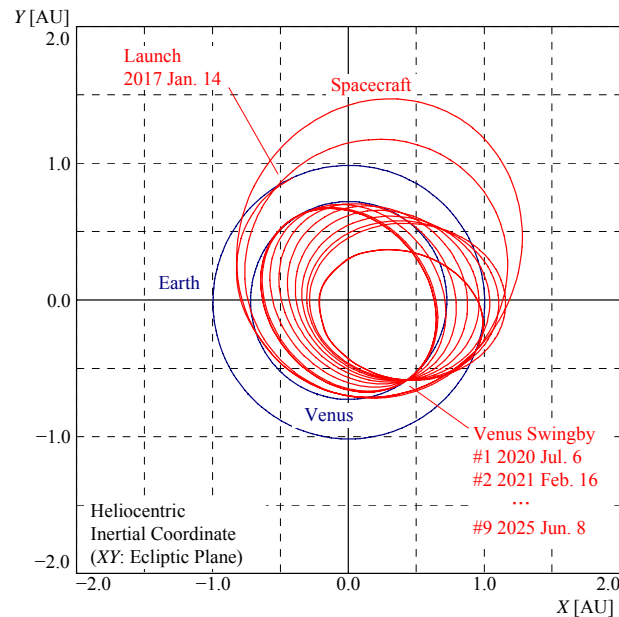
Jupiterオプションにおける諸量のプロフィール例

Jupiterオプションのミッションプロファイル

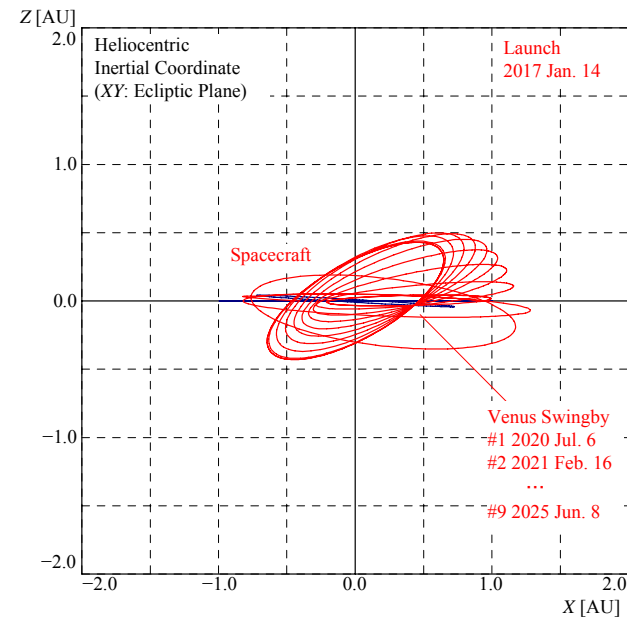


Jupiterオプションにおける諸量のプロファイル例

Venus-1オプションの軌道計画



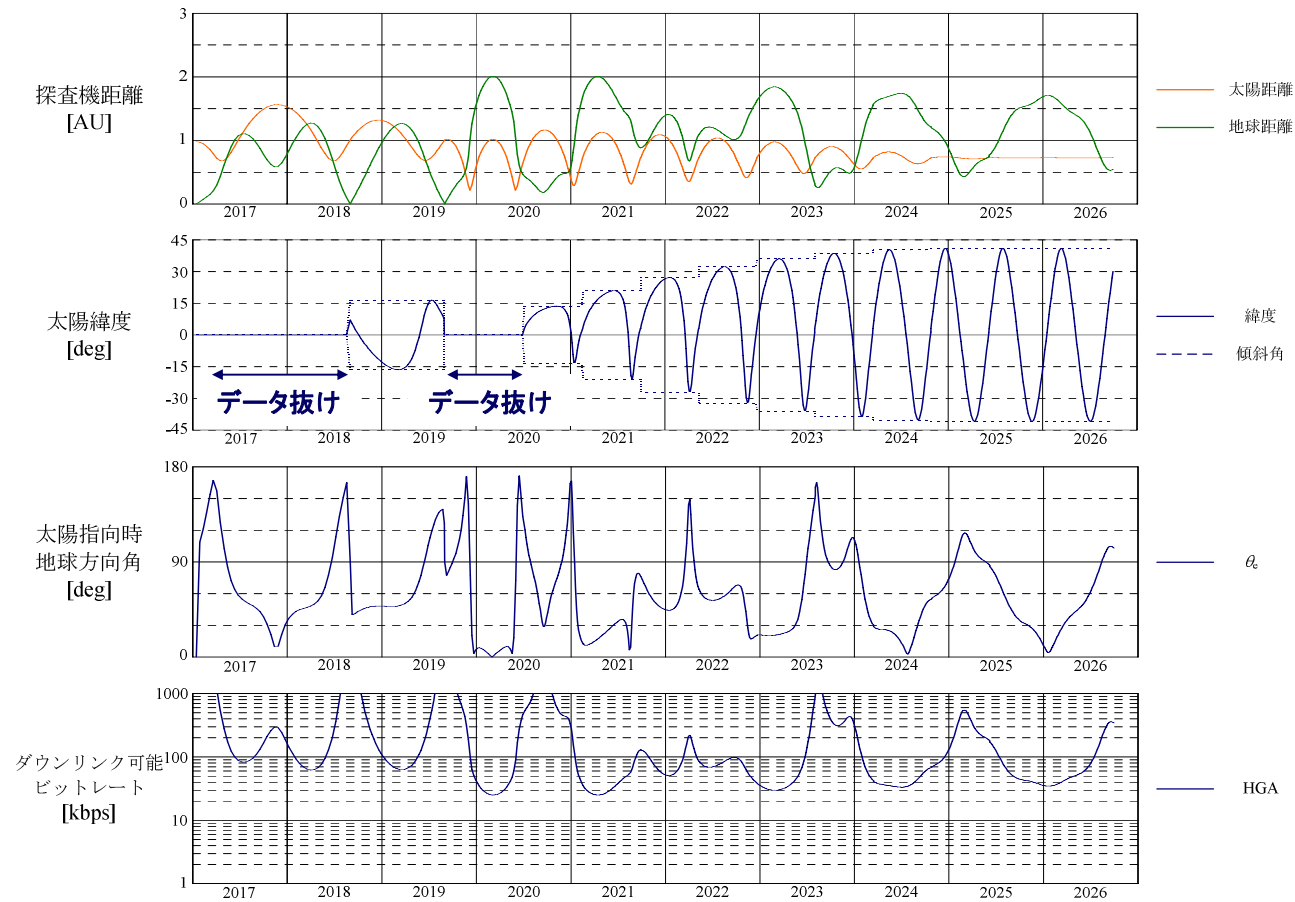
Trajectory Profile of Venus-1 Option



Trajectory Profile of Venus-1 Option

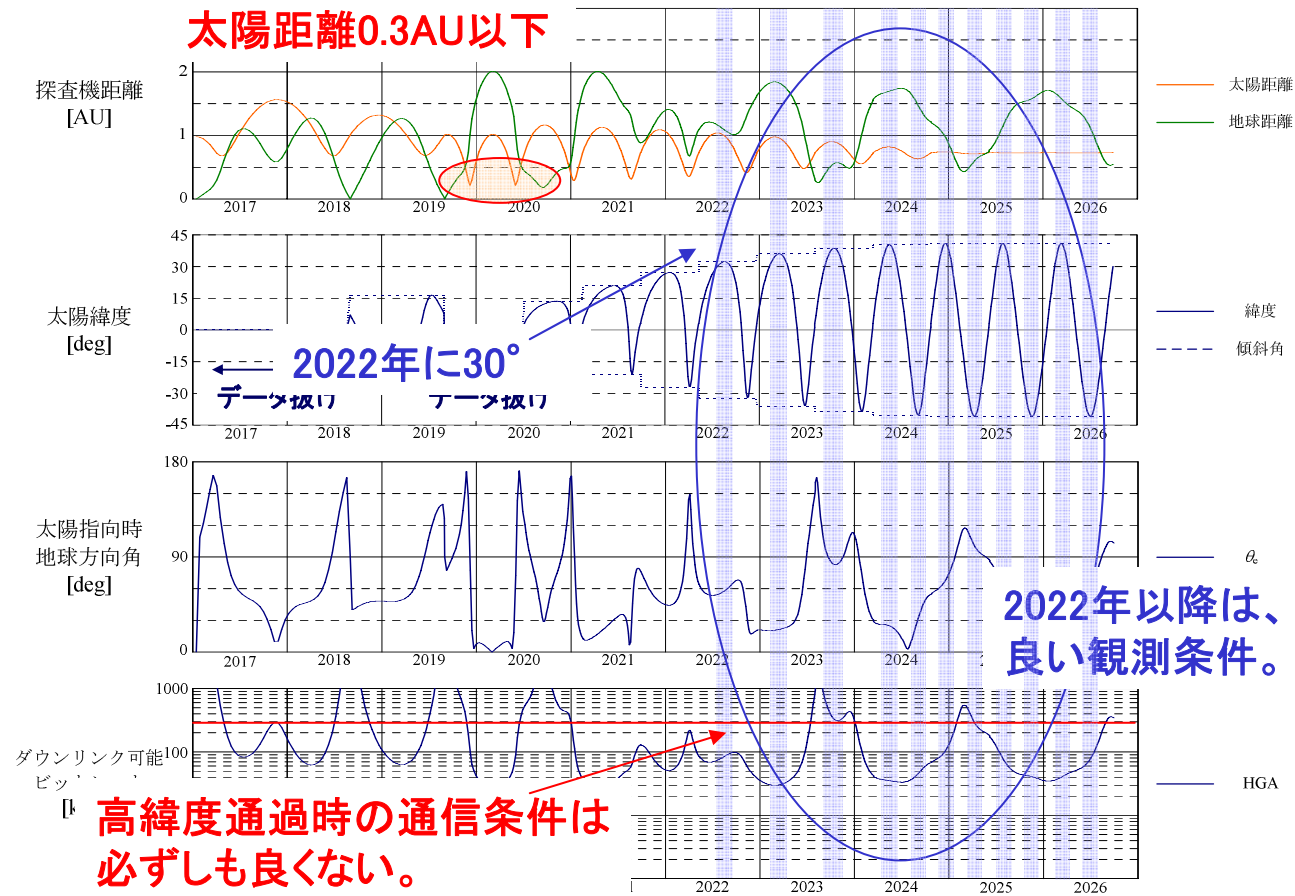
2017年打上のシーケンス。最終到達傾斜角(対太陽赤道面)は 40.9° 。
同様のシーケンスは、ほぼ1年8ヶ月おきに設定可能だが、最終傾斜角は異なる。
(2017年打上は、いくぶん「良い」ケースである)

Venus-1オプションのミッションプロフィール



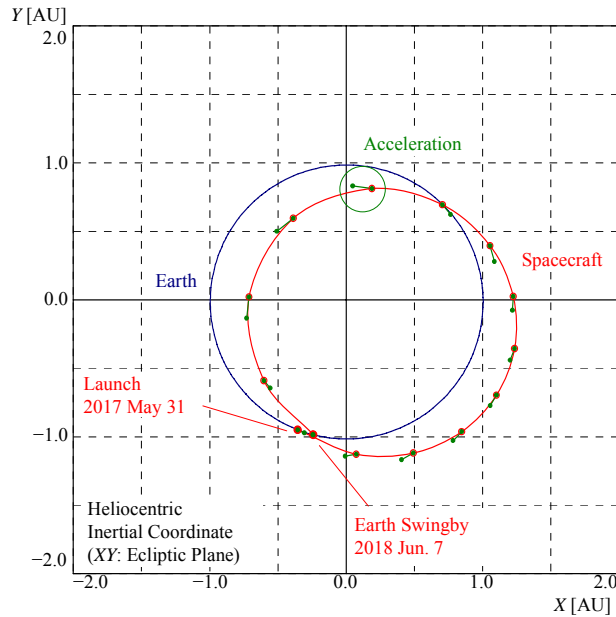
Venus-1オプションにおける諸量のプロフィール例

Venus-1オプションのミッションプロファイル

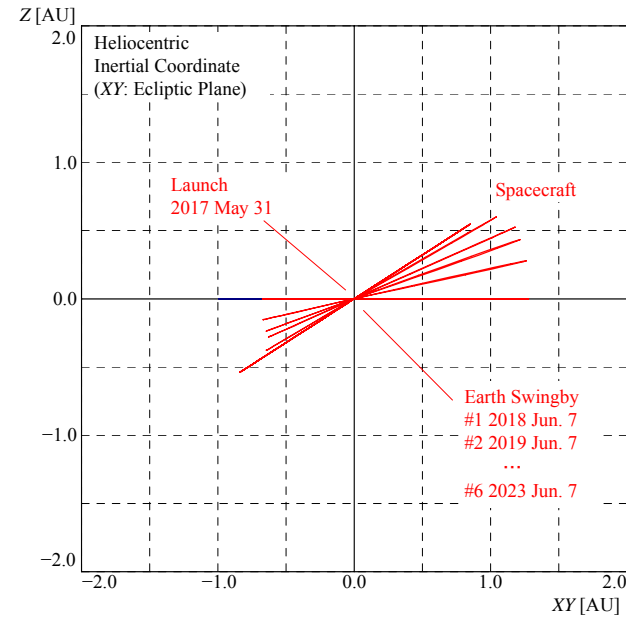


Venus-1オプションにおける諸量のプロファイル例

SEPオプションの軌道計画(つづき)



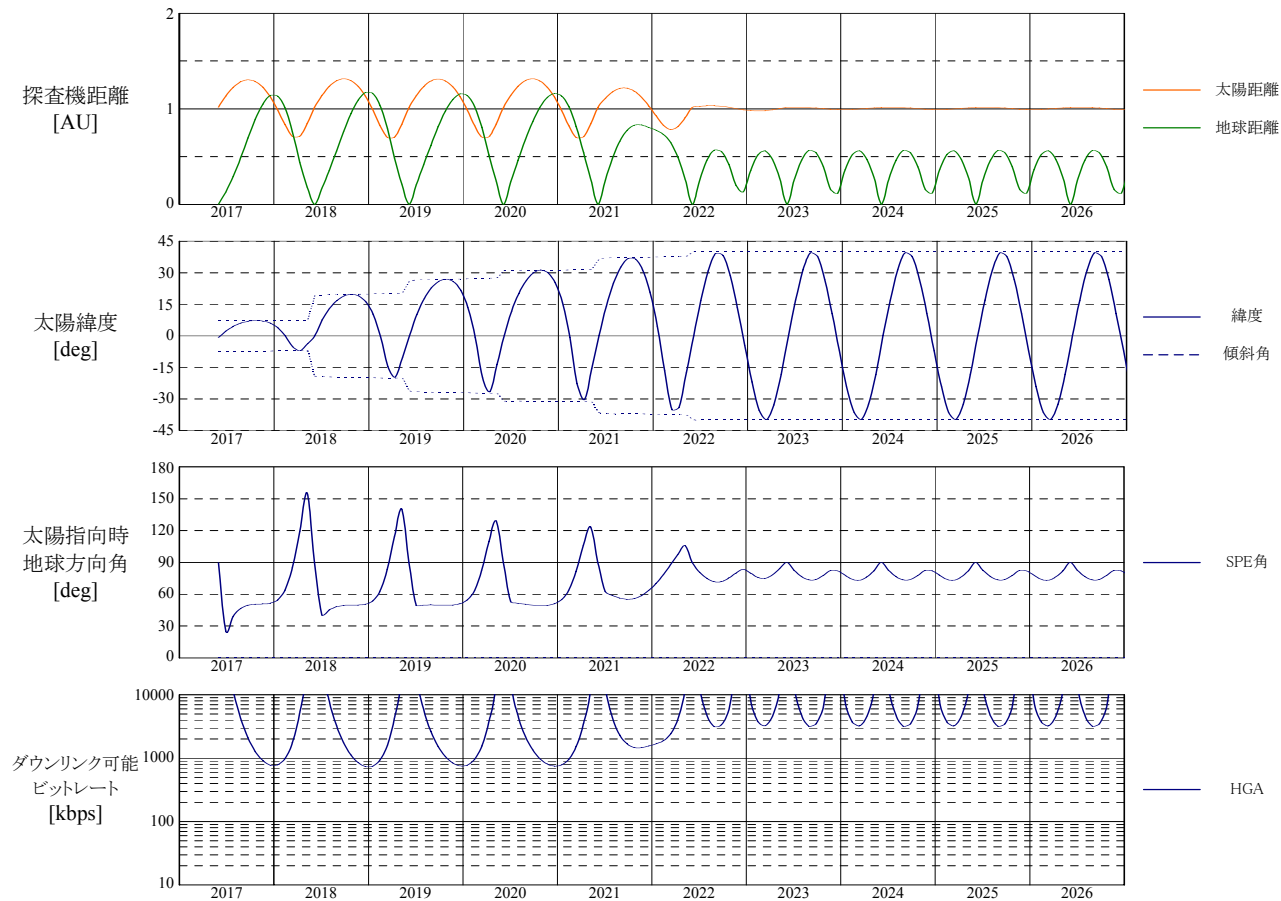
Trajectory Profile of SEP Option (1st Rotation)



Trajectory Profile of SEP Option

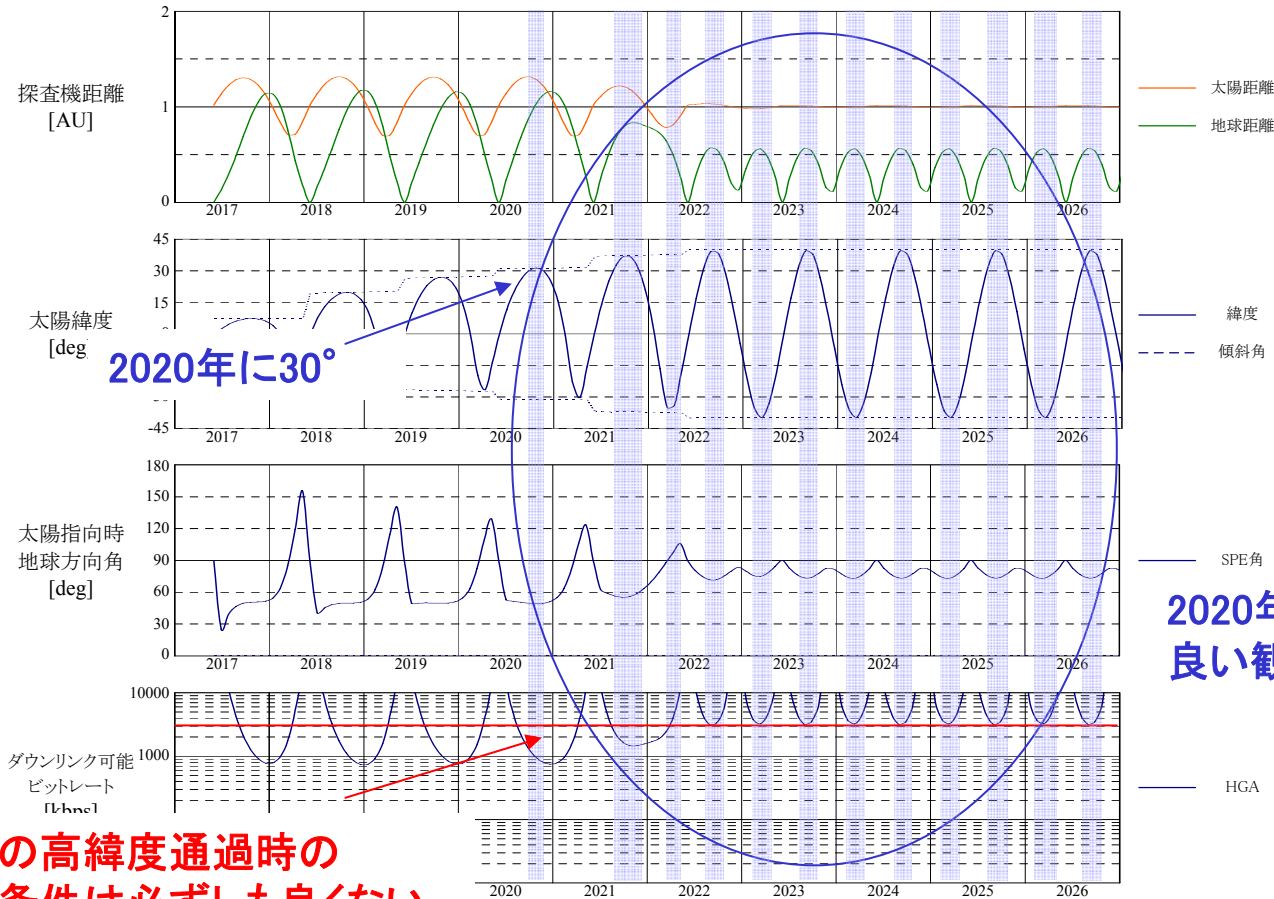
2017年打上のシーケンス。最終到達傾斜角(対太陽赤道面)は 40° 。同様のシーケンスは、半年おきに設定可能で、最終傾斜角も同じ。

SEPオプションのミッションプロフィール



SEPオプションにおける諸量のプロフィール

SEPオプションのミッションプロファイル

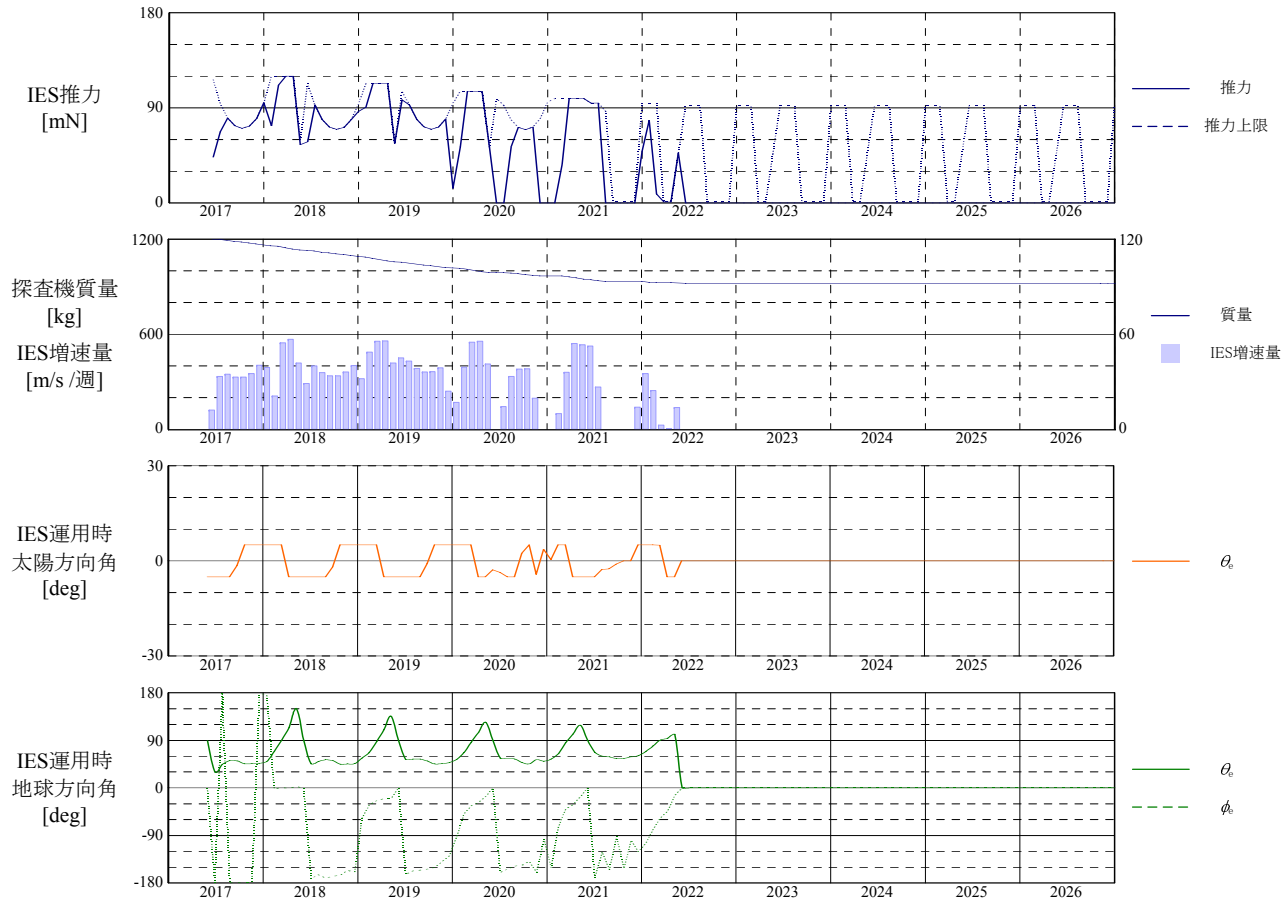


2020年以降は、
良い観測条件。

初期の高緯度通過時の
通信条件は必ずしも良くない。

SEPオプションにおける諸量のプロファイル

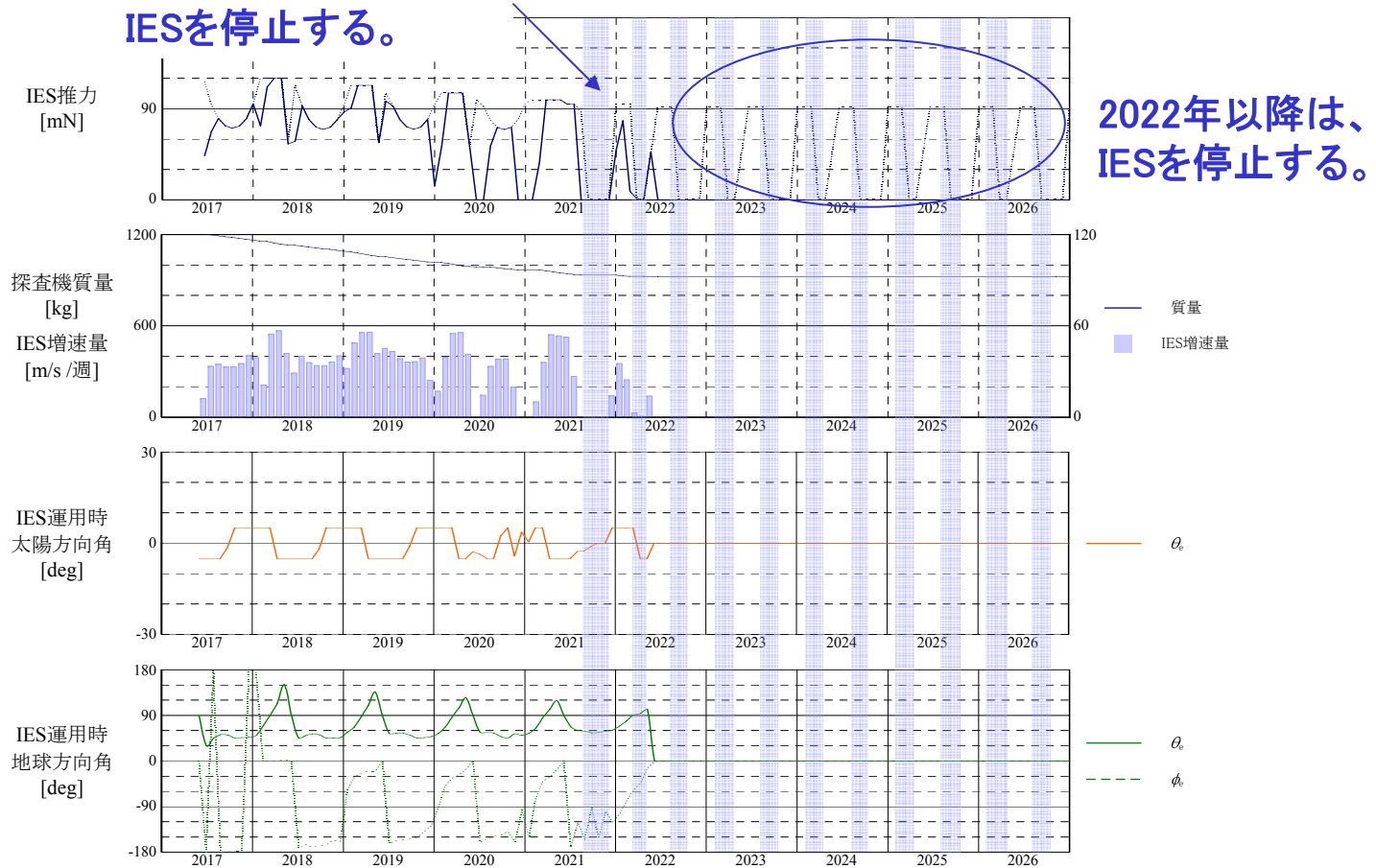
SEPオプションのミッションプロファイル(つづき)



SEPオプションにおけるにおける諸量のプロファイル(つづき)

SEPオプションのミッションプロファイル(つづき)

高緯度域飛行中は
IESを停止する。



SEPオプションにおけるにおける諸量のプロファイル(つづき)

まとめ

- SOLAR-C A案の探査機システム検討については、JAXA/JSPEC探査委員会下の「黄道面離脱型・・・WG準備チーム(通称 SOLAR-C A案検討WG)」において、検討を進めてきた。
- これまで、SEPオプション、Jupiterオプション、Venusオプションについて、軌道検討、探査機システム検討、要素技術検討を進めてきた。結果、それぞれのオプションについて、(得失はあるものの)成立解を見出すことができた。
- 本日、17:00から開催される第4回WGにおいて、上記オプションから主案を選定する計画である。