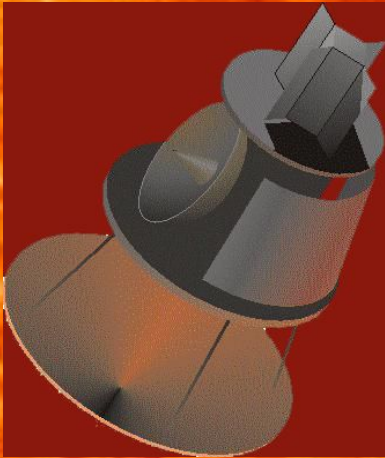


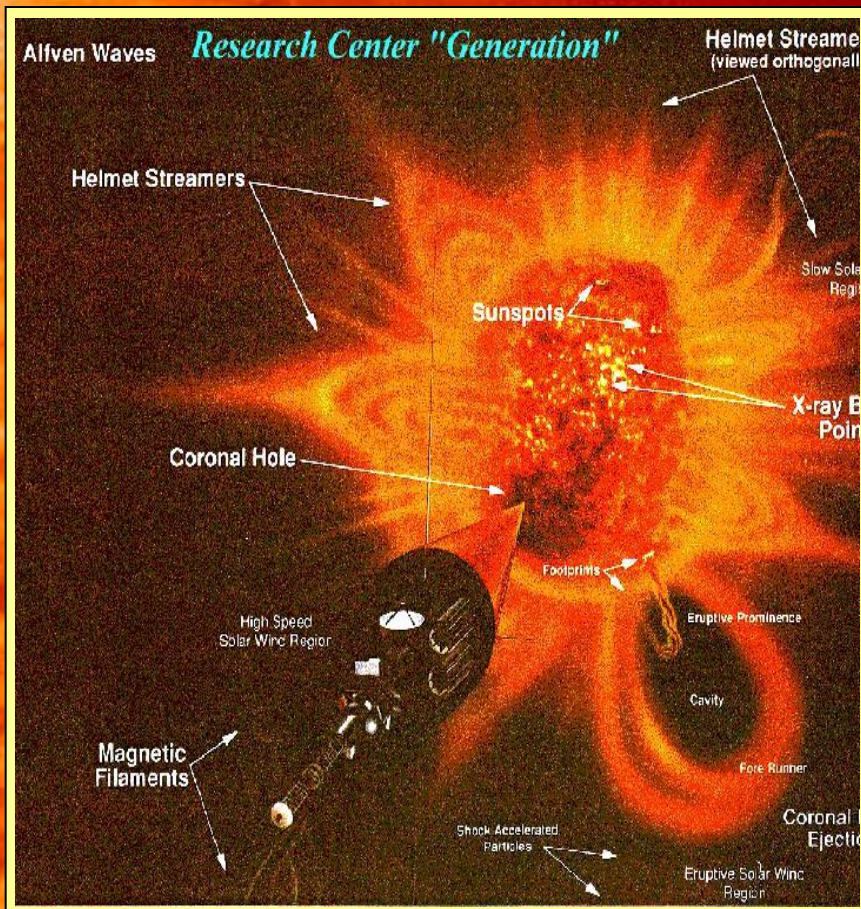
# Проблема создания космического комплекса для исследования КОРОНЫ СОЛНЦА



- Солнце – единственная доступная для прямых исследований звезда, источник жизненной энергии на Земле и, в то же время, источник значительных возмущений геосферы.
- В короне Солнца зарождается солнечный ветер, формирующий космическую погоду и существенно влияющий на все земные процессы.



# Научные задачи, решаемые при прямых (in-situ) исследованиях Солнца



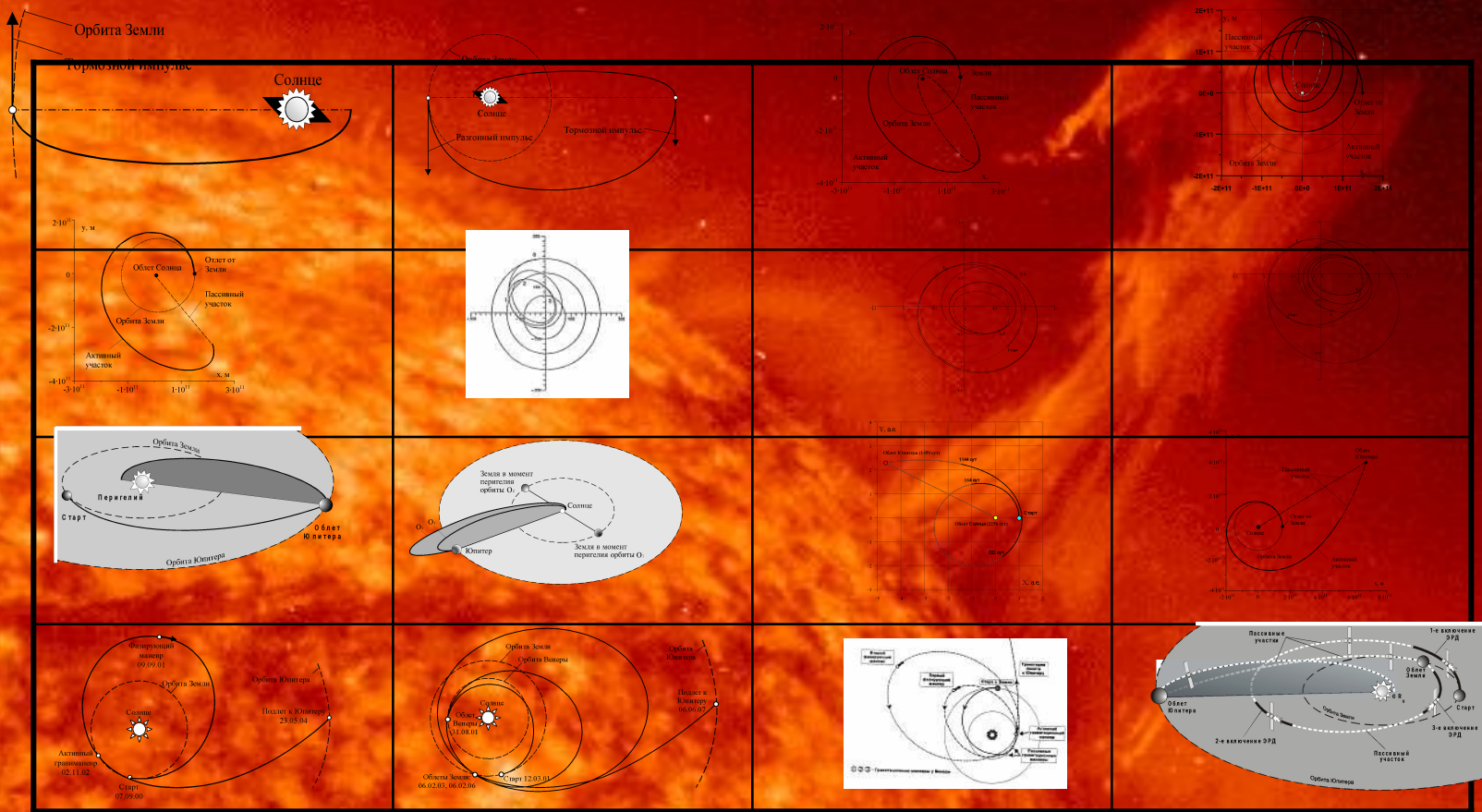
- исследование механизмов нагрева солнечной короны;
- изучение источников формирования солнечного ветра;
- исследование влияния фотосферных и корональных структур;
- определение ускорений различных ионных компонент;
- исследование связи химического состава Солнца, короны и солнечного ветра;
- влияние волнового давления на ускорение плазмы;
- определение источников корональных возмущений;
- изучение механизмов ускорения частиц, в том числе, ударными волнами;
- унос углового момента Солнца солнечным ветром;
- тонкая структура поверхности Солнца и его атмосферы;
- природа активных процессов на Солнце и их влияние на межпланетную среду.

**критерии выбора оптимального варианта  
космического комплекса для исследования  
ближайших окрестностей Солнца:**

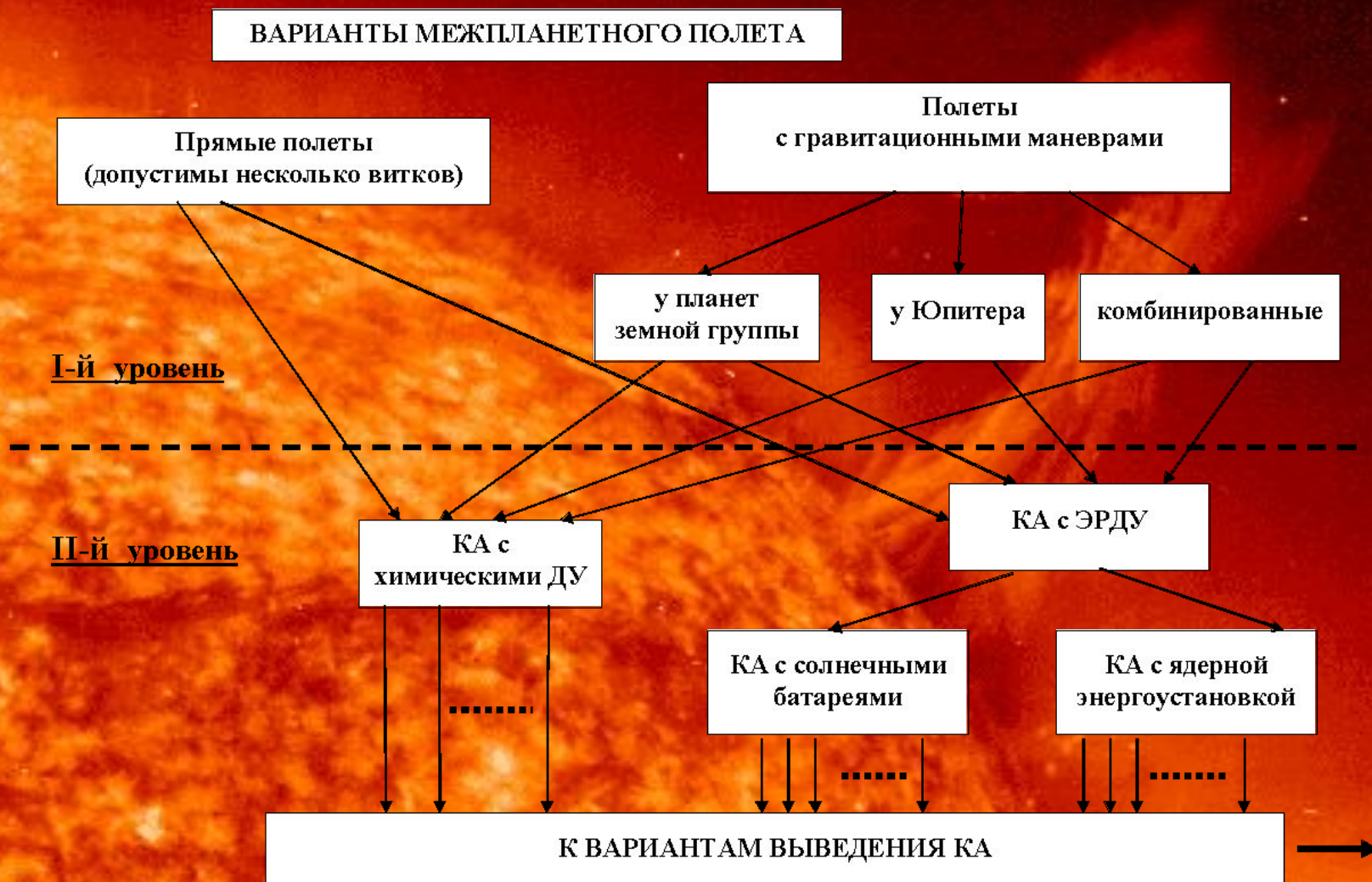
- *суммарная стоимость миссии, включая затраты на разработку, производство, испытания и эксплуатацию -  $J_1$ ;*
- *вероятность успешного выполнения миссии -  $J_2$ ;*
- *научная эффективность миссии -  $J_3$ ;*
- *продолжительность миссии, включая время на разработку, производство, испытания и эксплуатацию -  $J_4$*



# Характерные траектории перелета в корону Солнца

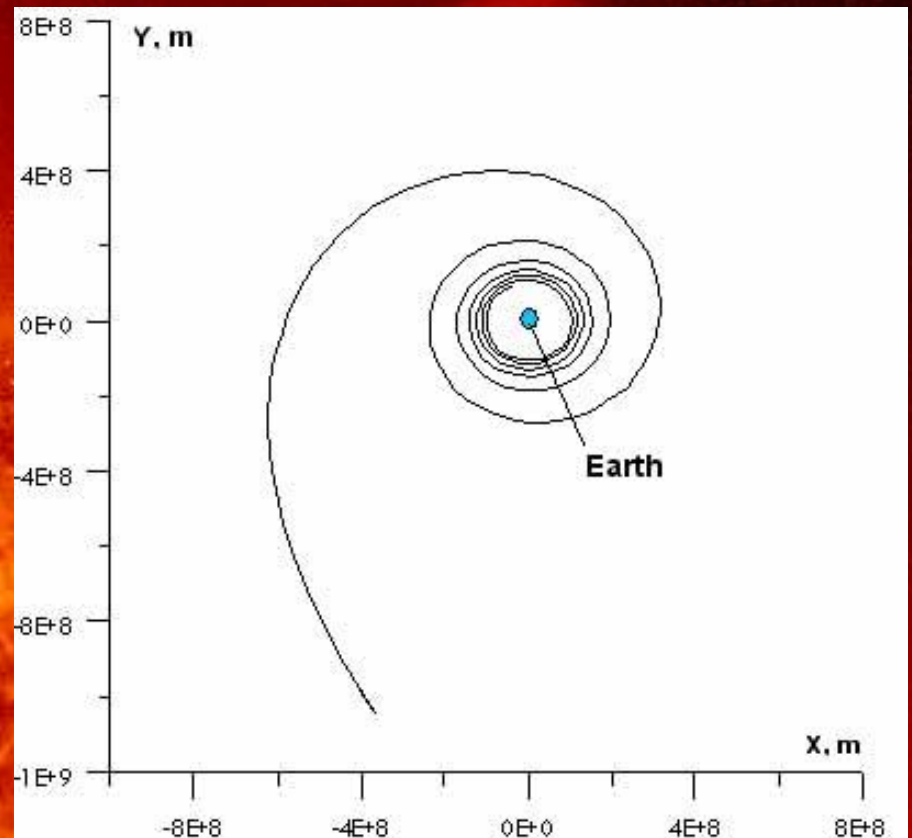
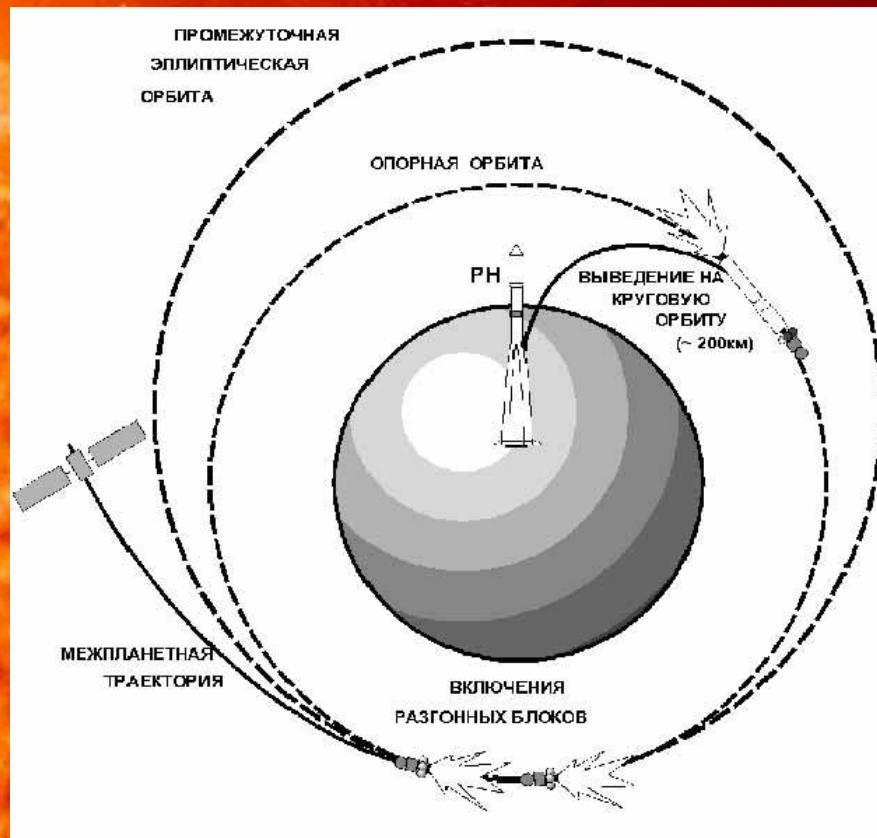


# Факторы, определяющие варианты траекторий и миссий (межпланетный перелет)

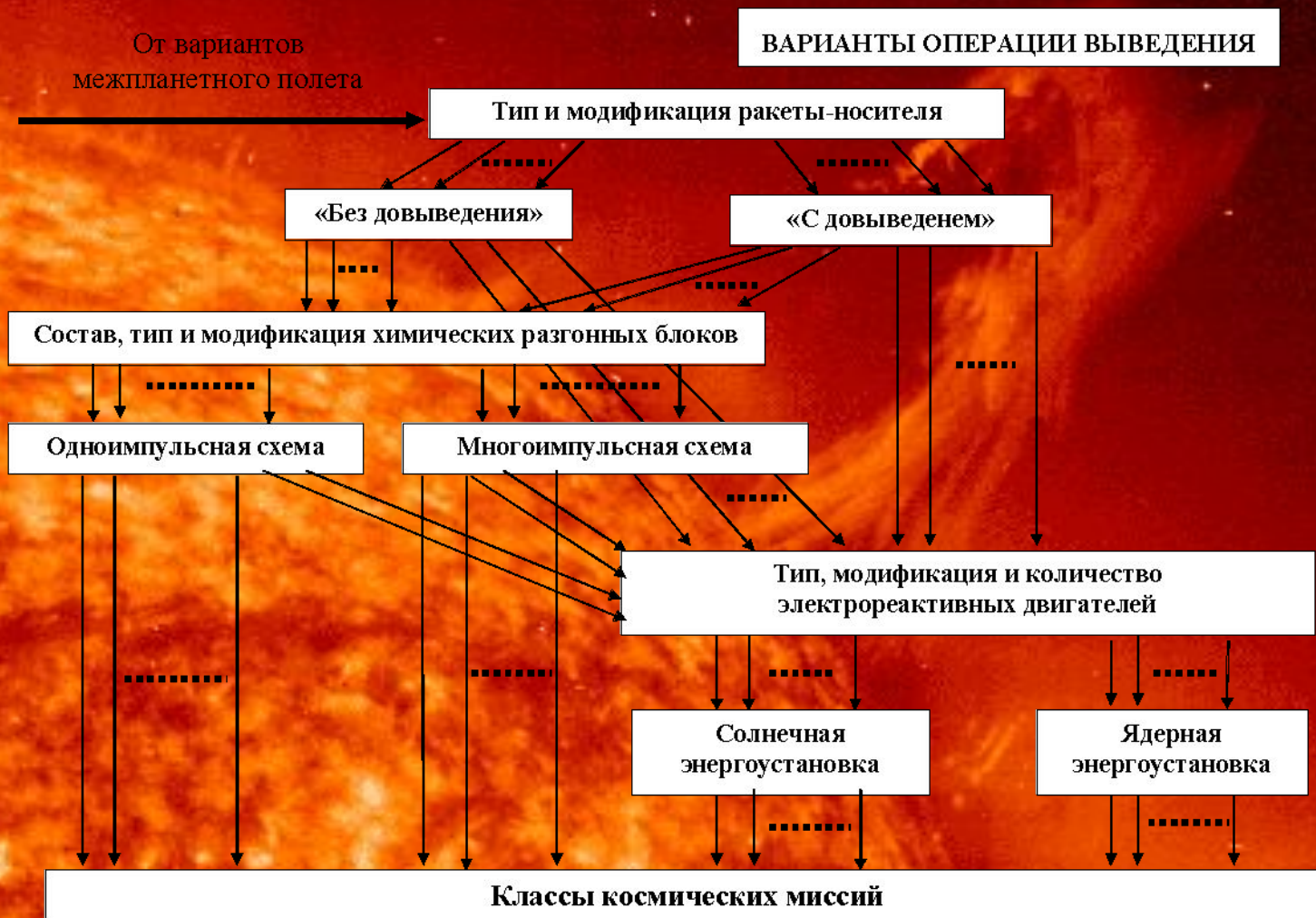




# ВОЗМОЖНЫЕ СХЕМЫ ВЫВЕДЕНИЯ



# Факторы, определяющие варианты траекторий и миссий (выведение)



# Классификация

В качестве основных признаков классификации были приняты:

- 1) Наличие гравитационных маневров у планет. Конкретно были определены следующие ярко выраженные направления:
  - прямые полеты к Солнцу (без гравитационных маневров);
  - полеты с гравитационными маневрами у планет земной группы;
  - полеты с гравитационным маневром у Юпитера, которые в свою очередь делятся на:
    - прямые полеты к Юпитеру (без гравитационных маневров);
    - полеты к Юпитеру с гравитационными маневрами у планет земной группы.
- 2) Применение электрореактивных двигателей (ЭРД) с различными типами энергоустановок (с солнечными батареями, с ядерными энергоустановками ).
- 3) Применение различных ракет-носителей в сочетании с различными разгонными блоками для разных схем выведения (с разгонными орбитами, с применением ЭРД ).

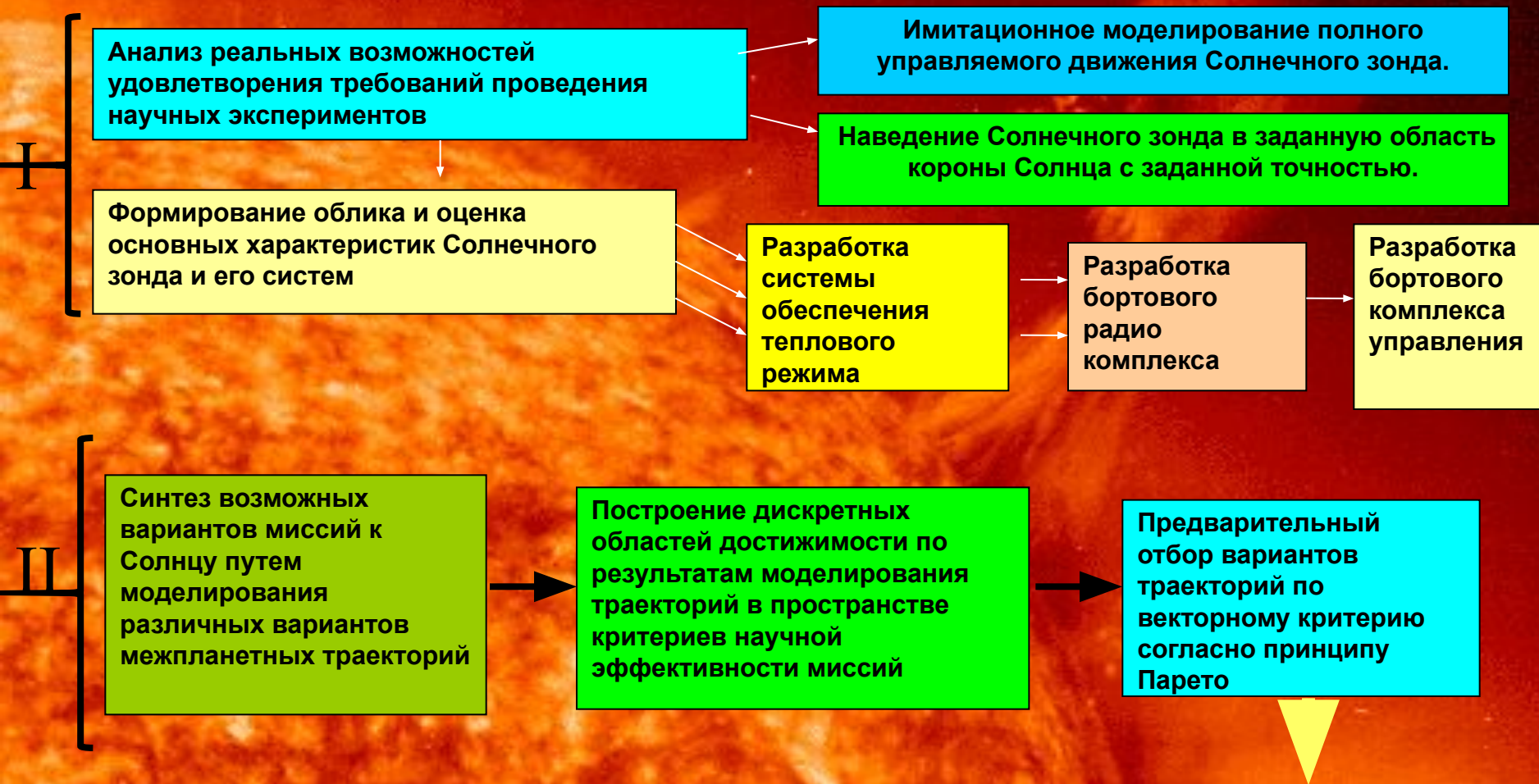


# Декомпозиция проблемы → «дерево» основных задач

## Постановка проблемы синтеза и многокритериальной оптимизации траекторий и миссий в корону Солнца

### Классификация возможных вариантов космических комплексов

#### Декомпозиция сложной многоуровневой проблемы



## «дерево» основных задач (продолжение)





# Требования к точности прохождения короны Солнца

## Система управления Солнечным зондом должна обеспечить:

### точность ориентации и стабилизации:

- 20 угл. минут,
- 1угл.с/с

### высокоточное наведение зонда в точку перигелия конечной орбиты с отклонениями не более:

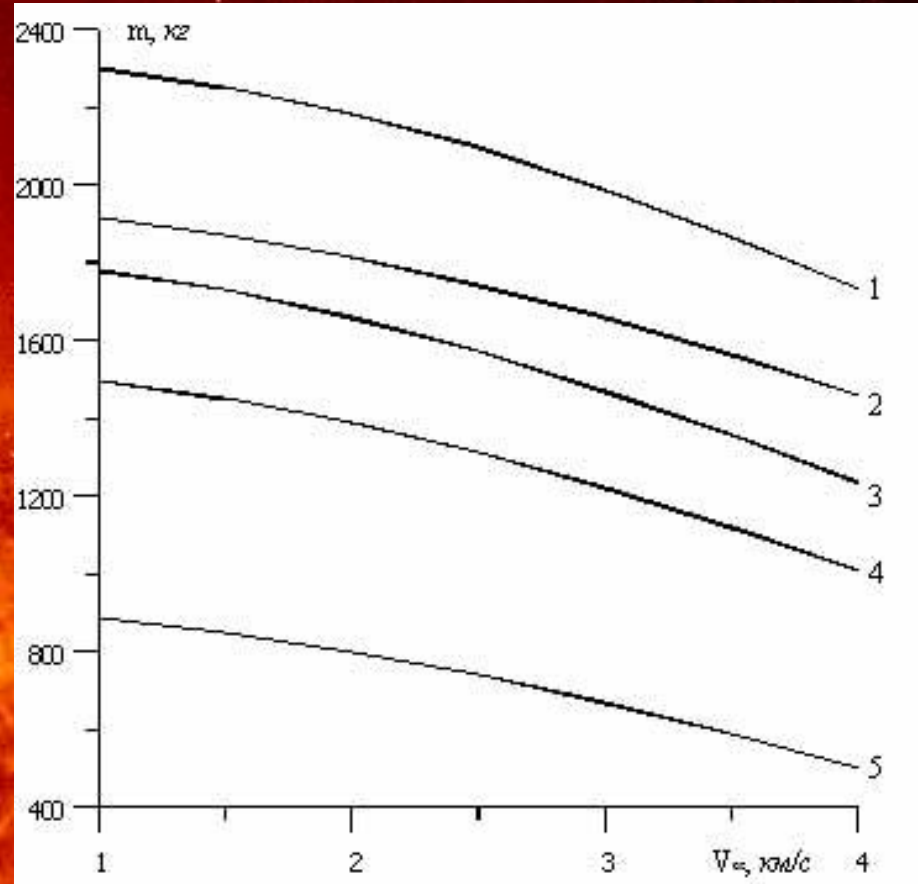
- по номинальному моменту пролета перигелия  $\pm 1$  час,
- по радиусу перигелия конечной орбиты  $\pm 1 R_{\text{Солнца}}$ ,
- по наклонению конечной орбиты к плоскости эклиптики  $\pm 1^\circ$ ,
- Угол Солнце - Солнечный зонд - Земля  $\pm 1^\circ$ ;

# Некоторые результаты моделирования выведения

$$m_{KA}^{max} = f(V_{\infty})$$

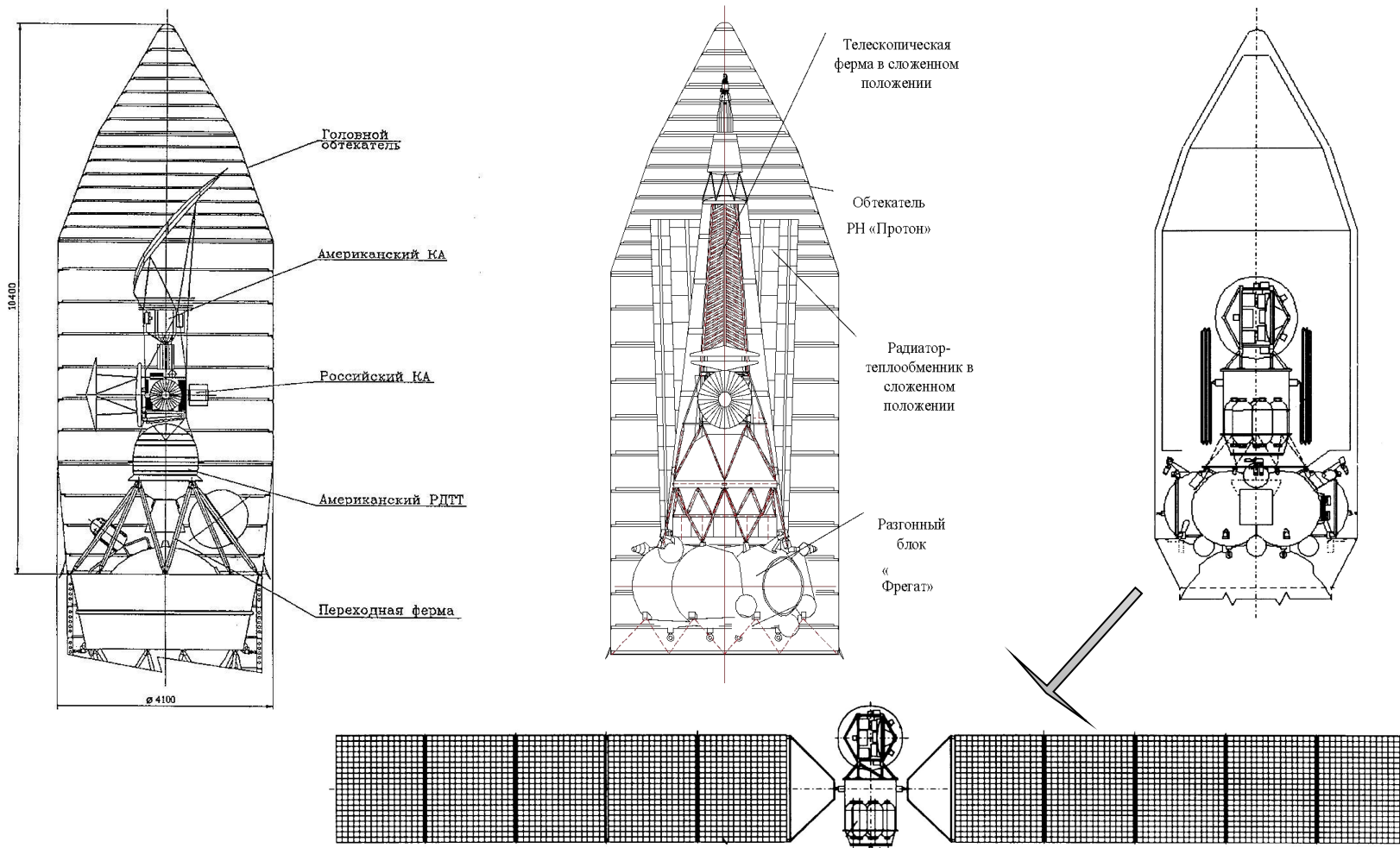
Варианты ракетно-космического комплекса:

- 1-«Союз-2» + авт.дв.уст.;
- 2-«Союз-ФГ» + авт.дв.уст.;
- 3-«Союз-2» + «Фрегат-М»;
- 4-«Союз-ФГ» + «Фрегат»;
- 5-«Днепр» + «ЛиФТ».





# Конструкции некоторых КА для полета в корону Солнца

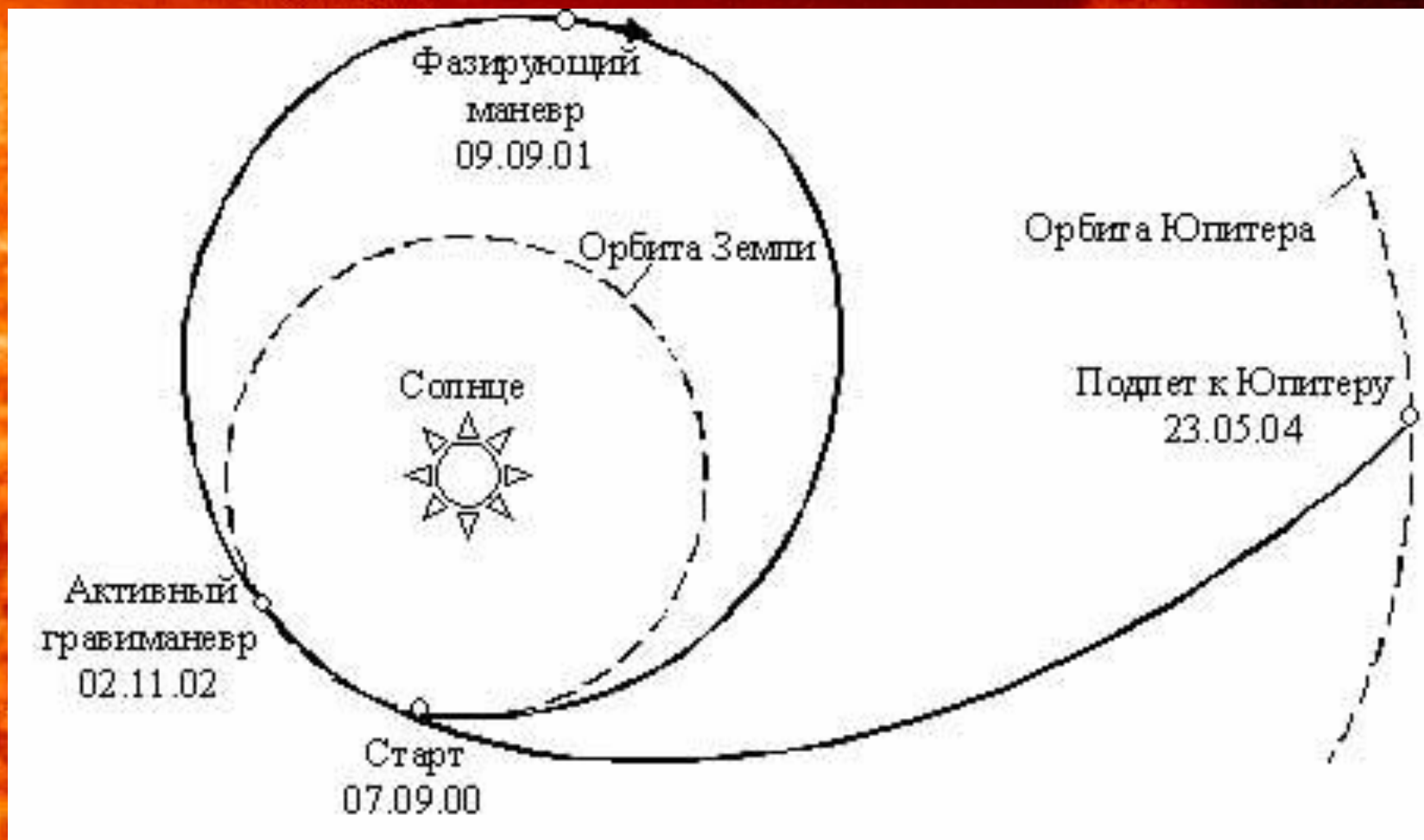


# Конкурентоспособные варианты миссий для «разведывательных» исследований

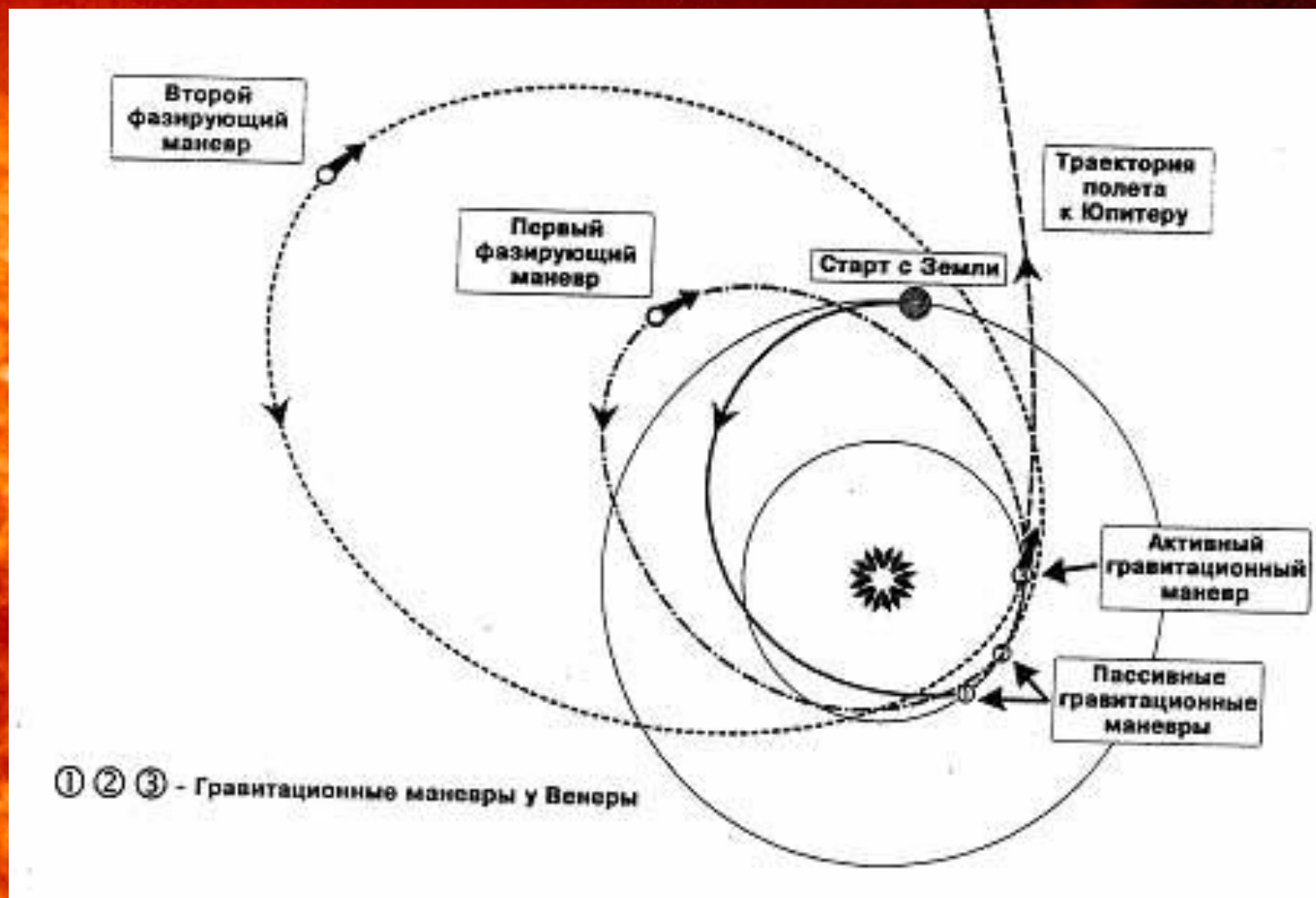
№ вар.	Ракета-носитель, разгонный блок	$r_p$	$i$	$T$	Масса Солн. зонда
22	«Союз-2», «Фрегат-М» (З+Ю)	10 $R_{\text{Солнца}}$	90°	6.1 года	405 кг
23	«Союз-2», «Фрегат-М» (В+В+В+Ю)	10 $R_{\text{Солнца}}$	90°	7,9 лет	650 кг
25	«Союз-2», «Фрегат-М» + ЭРДУ (З+Ю)	10 $R_{\text{Солнца}}$	90°	5.8 лет	627 кг
17	«Союз-2», «Фрегат-М» + ЭРДУ (СБ, $S = 70 \text{ м}^2$ )	10 $R_{\text{Солнца}}$	90°	5,7 лет	280 кг
12	«Союз-2», «Фрегат-М»	30 $R_{\text{Солнца}}$	0°	2 года	480 кг
7	«Днепр», «Лифт» (В+З+З+В+В)	35.6 $R_{\text{Солнца}}$	0°	4 года	400 кг
15	«Протон-М», «Д», «Фрегат»	4 $R_{\text{Солнца}}$	90°	3,7 года	915 кг



**Вариант №22** характеризуется относительно простой схемой межпланетного перелета, включающей один активный гравитационный маневр у Земли и один пассивный гравитационный маневр у Юпитера.

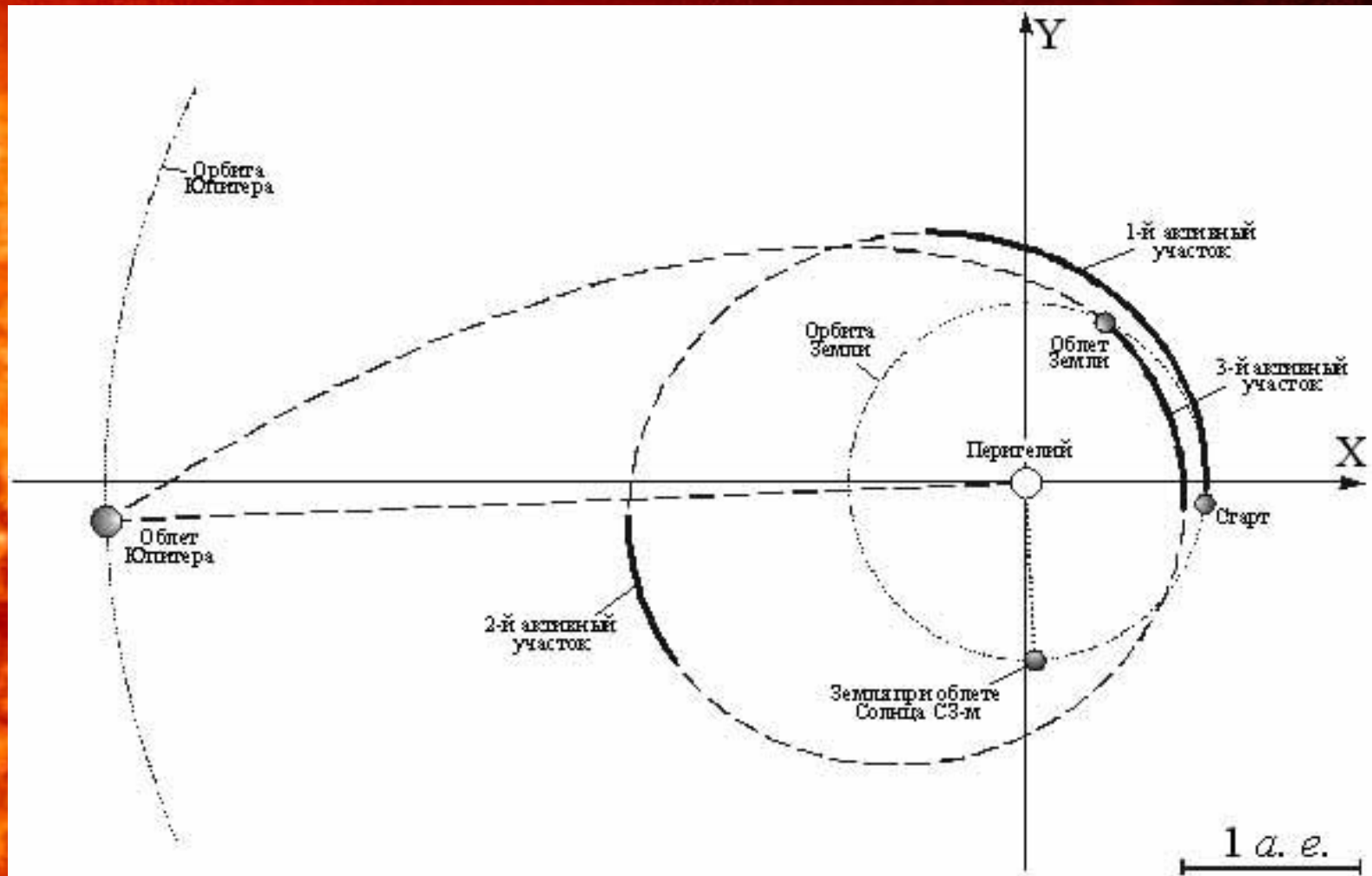


**Вариант №23** имеет сложную схему межпланетного перелета, которая включает на пути к Юпитеру три гравитационных маневра у Венеры.

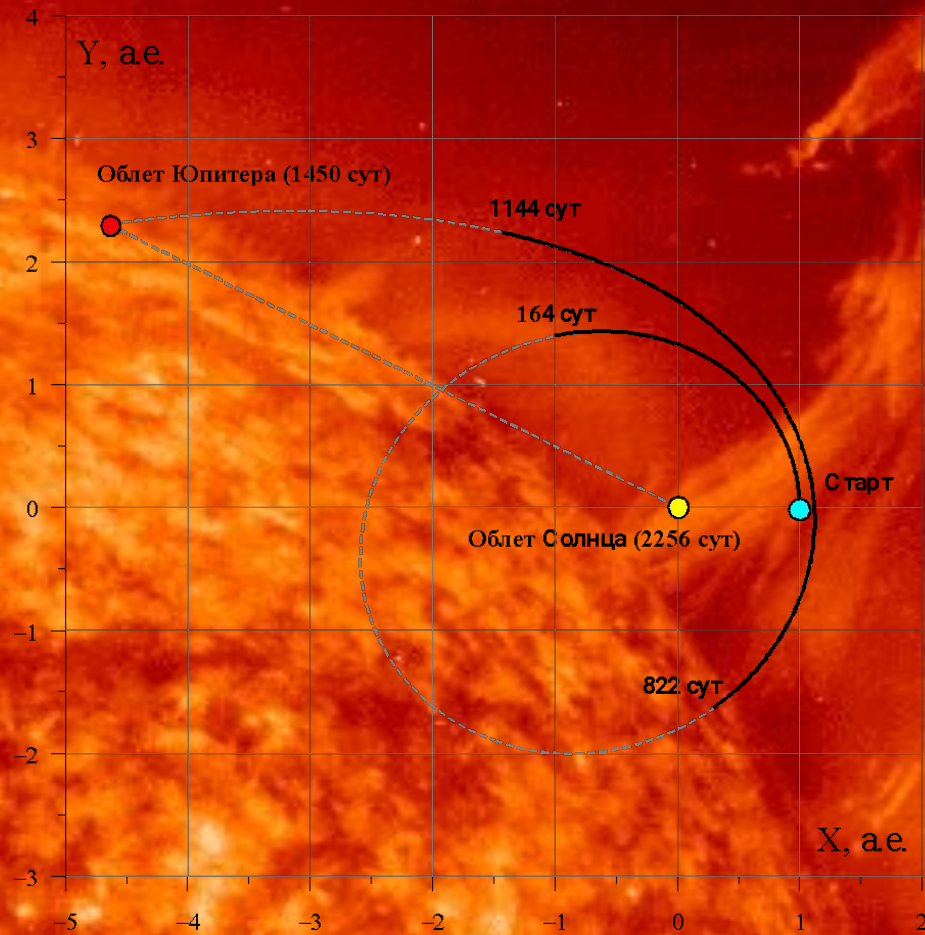




**Вариант №25** использует кроме гравитационных маневров у планет оптимально управляемые электрореактивные двигатели.

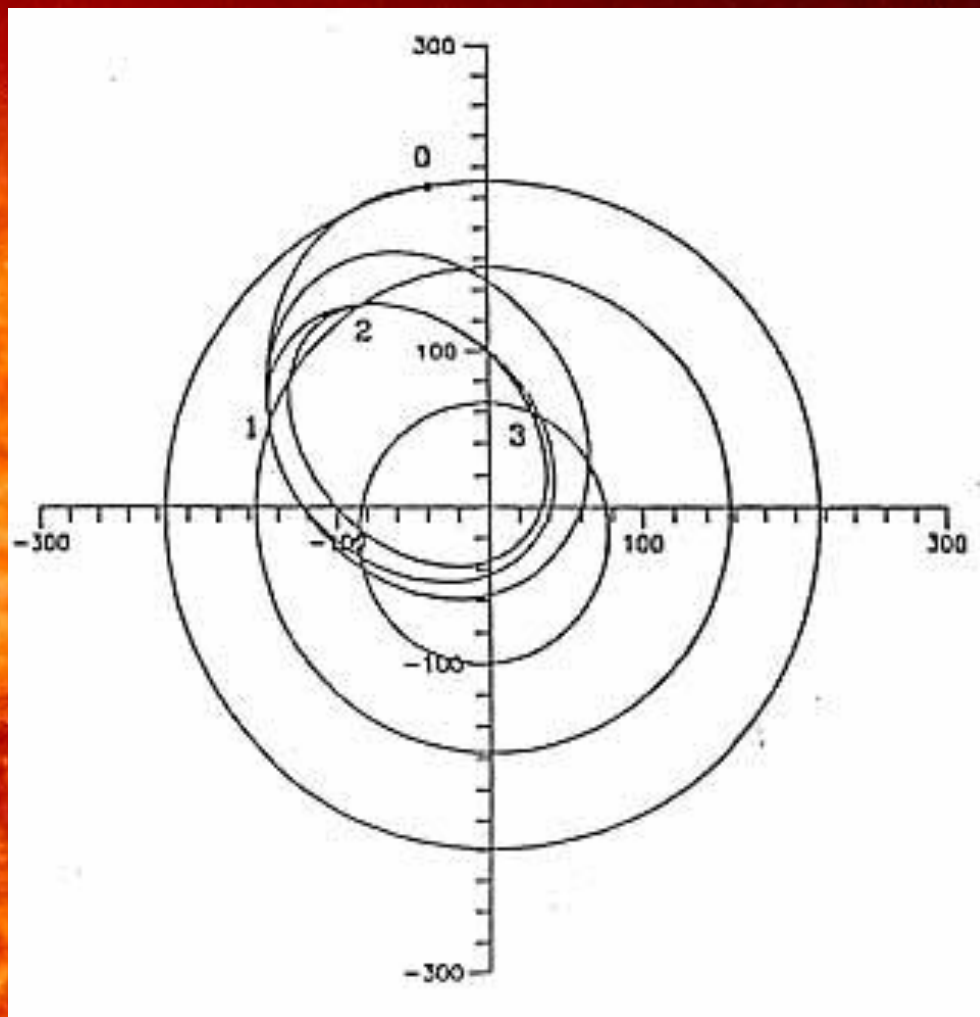


Вариант №17 использует только гравитационный маневр у Юпитера и оптимально управляемые электрореактивные двигатели.

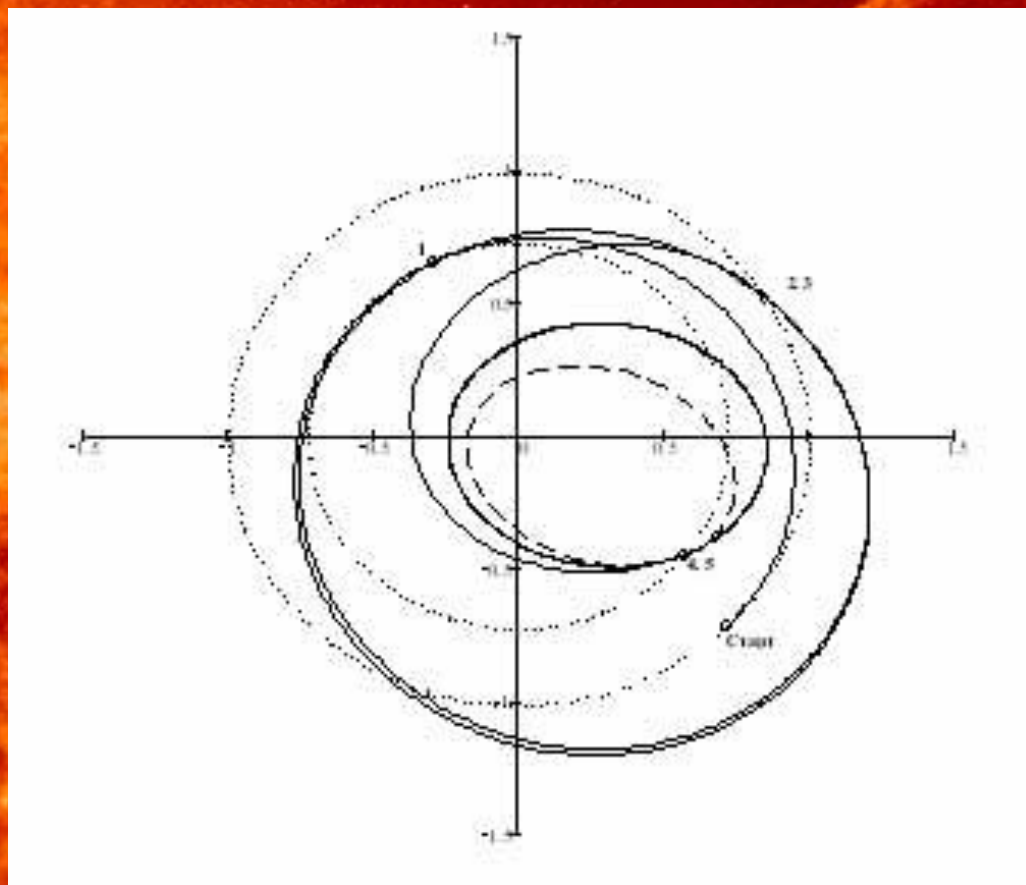




Вариант №12 включает гравитационные маневры только у планет земной группы. Это ускоряет перелет, но снижает значения других критериев.

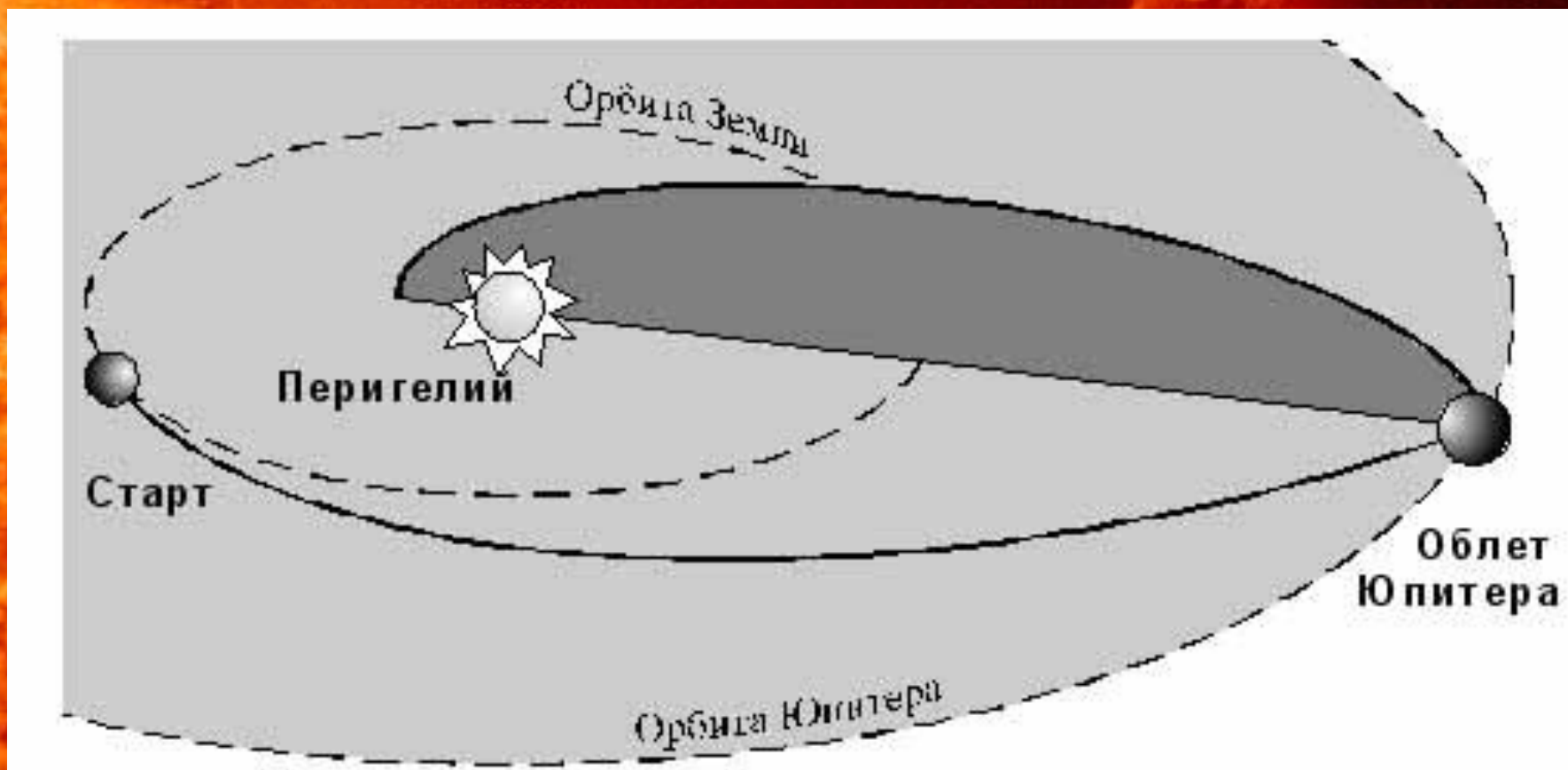


**Вариант №7** базируется на схеме, включающей комбинацию гравитационных маневров у планет земной группы. Низкая отлетная скорость от Земли позволяет использовать конверсионный носитель «Днепр» и разгонный блок «ЛиФТ».





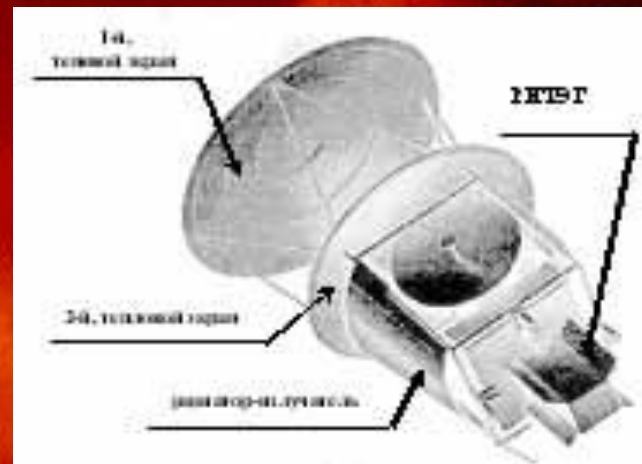
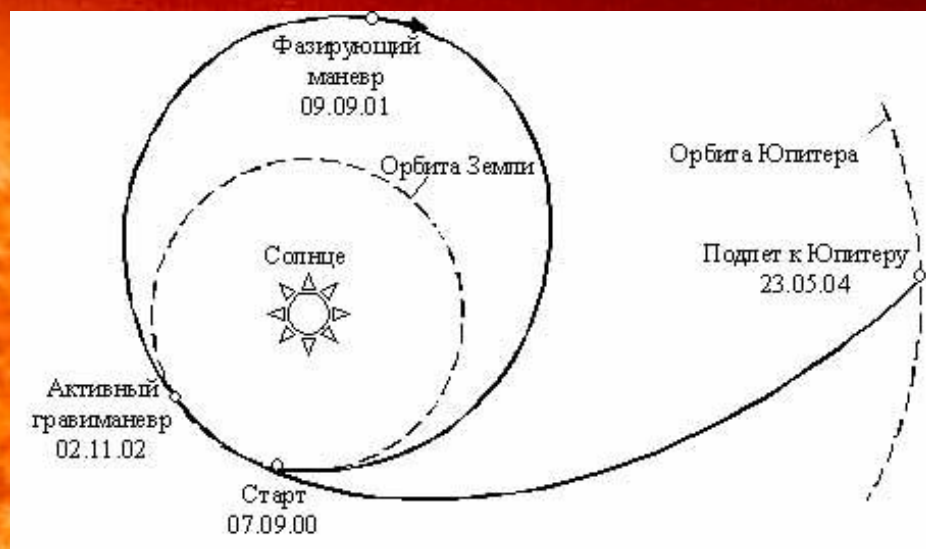
**Вариант №15** характеризуется простой схемой миссии к Солнцу с одним гравитационным маневром у Юпитера.





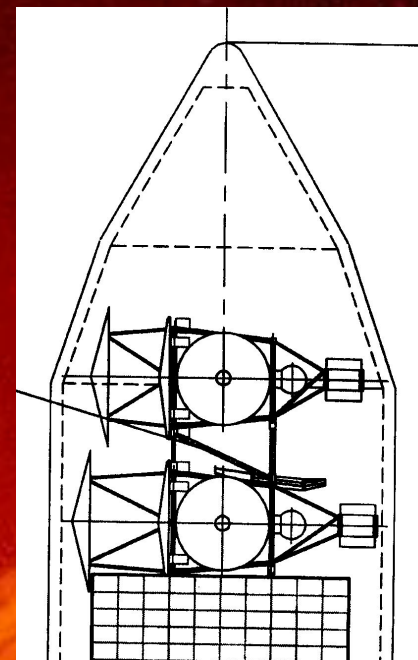
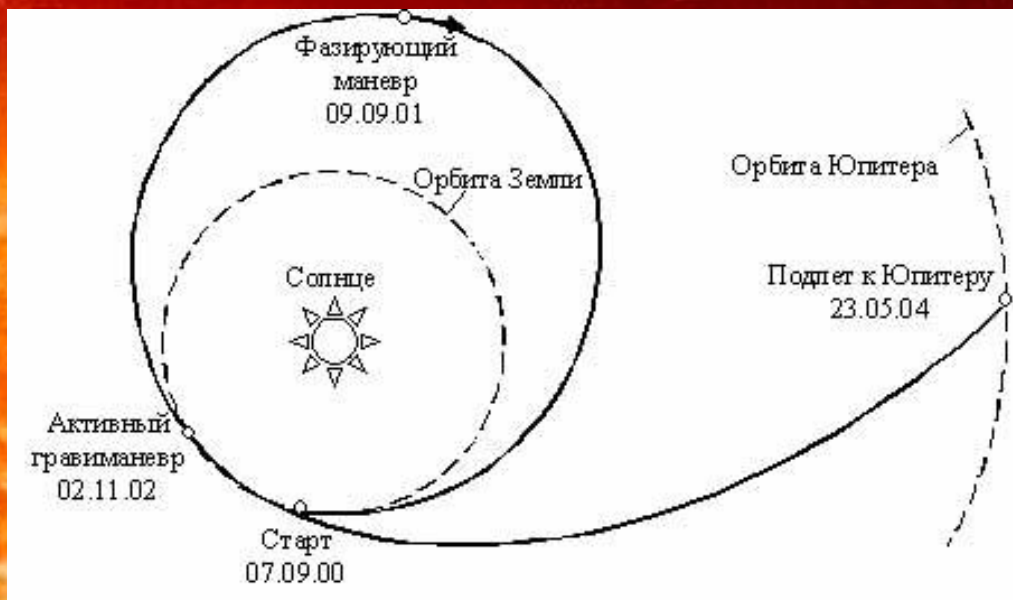


# Разведывательный этап исследований



- РКК: РН «Союз-2» + РБ «Фрегат-М»:
- Продолжительность миссии около 6 лет
- масса Солнечного зонда около 400 кг
- полярная орбита полярной орбите с перигелием от  $4 R_{\text{Солнца}}$  с перигелием от  $4 R_{\text{Солнца}}$

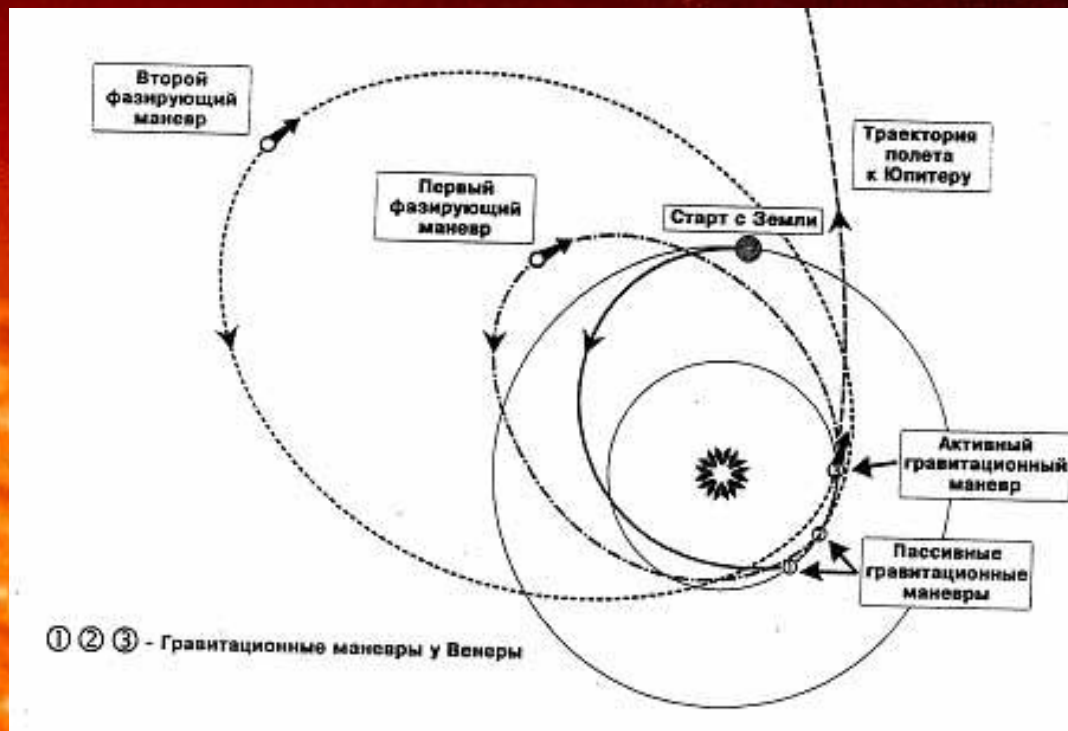
# Основной этап исследований I



- РКК: РН «Зенит» + РБ «Фрегат»:
- Продолжительность миссии около 6 лет
- масса Солнечного зонда около 1570 кг
- полярная орбита с перигелием от  $4 R_{\text{Солнца}}$

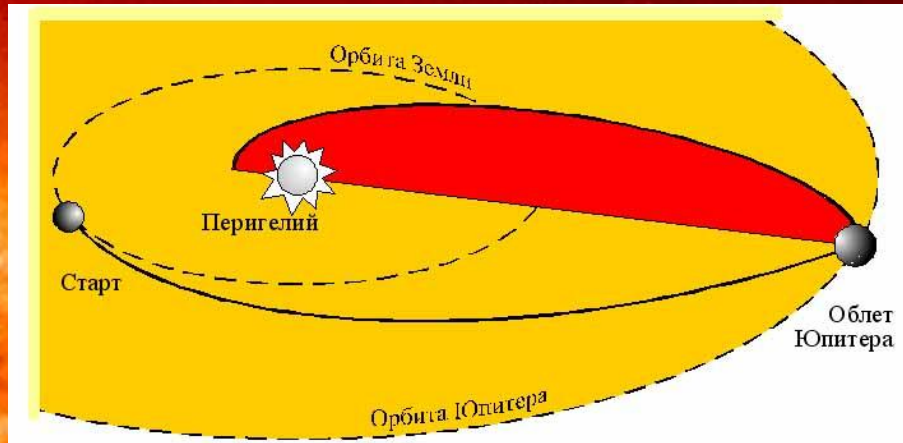


# Основной этап исследований II



- РКК: РН «Днепр» + РБ «Лифт»:
- Продолжительность миссии около 7,9 лет
- масса Солнечного зонда около 280 кг
- полярная орбита с перигелием от  $4 R_{\text{Солнца}}$

# Специальный этап исследований



РН «Протон-2» + РБ «Д» + «Фрегат»

Продолжит. миссии около 3,7 года

масса Солн. зонда около 900 кг кг

полярн. орбита с перигел. от  $4 R_{\text{Солнца}}$

