

Что-то вроде ТЗ на проект. Надо было определить ориентировочные параметры конструкции – для того чтобы распараллелить работы. Часть цифр взята «из общих соображений», часть рассчитана. Перечень условных обозначений – это в большой части «протокол о намерениях».

И.Моисеев, 30.03.2010

Десант – 1

Цель проекта: черновое проектирование МК для полета к системе Альфа Центавра.

Предлагается принять за основу следующее:

$$S = 4,068 \cdot 10^{16} \text{ м}$$

$$w = 10^7 \text{ м/с}$$

$$m = 10 \text{ кг/с}$$

$$M_k = 2 \cdot 10^8 \text{ кг}$$

Экипаж: 300 чел.

Считается, что в системе Альфа Центавра есть планеты, пригодные для колонизации.

Полет без возвращения.

МК строится в космосе.

Траектория полета

Полет проходит по схеме, описанной в **αAI002-2**, то есть:

участок разгона(S_p) - пассивный участок (S_{π}) - участок торможения (S_t).

Из графика **α001-001** видно, что время полета (T) имеет не резко выраженный минимум в районе $\Pi = 30 \div 50$.

Предлагается выбрать $\Pi = 30$, что приведет к увеличению продолжительности полета на 1,5 года по сравнению с минимально возможной ($\Pi = 40$). В этом случае облегчается проектирование. Итак:

$$\Pi = 30$$

$$M_0 = 6 \cdot 10^9 \text{ кг} = 6 \text{ млн. тонн}$$

$$M_f = 5,8 \cdot 10^9 \text{ кг}$$

$$F = mw = 10^8 \text{ Н}$$

$$V_{\max} = (1/2) \cdot w \cdot \ln \Pi = 1,7 \cdot 10^7 \text{ м/с}$$

$V_{\max} = 0,057 \text{ с}$, то есть релятивистские поправки можно не учитывать.

Время разгона $T_p = 0,49 \cdot 10^9 \text{ с} = 15,6 \text{ года.}$

Время торможения $T_t = T_p / \sqrt{\Pi} = 0,089 \cdot 10^9 \text{ с} = 2,8 \text{ года.}$

Время пассивного полета $T_{\pi} = 2,181 \cdot 10^9 \text{ с} = 69,1 \text{ года.}$

Время работы двигателей $T_p + T_t = 0,579 \cdot 10^9 \text{ с} = 18,4 \text{ года.}$

Расчеты выполнялись по формулам, выведенным в **αAI002**.

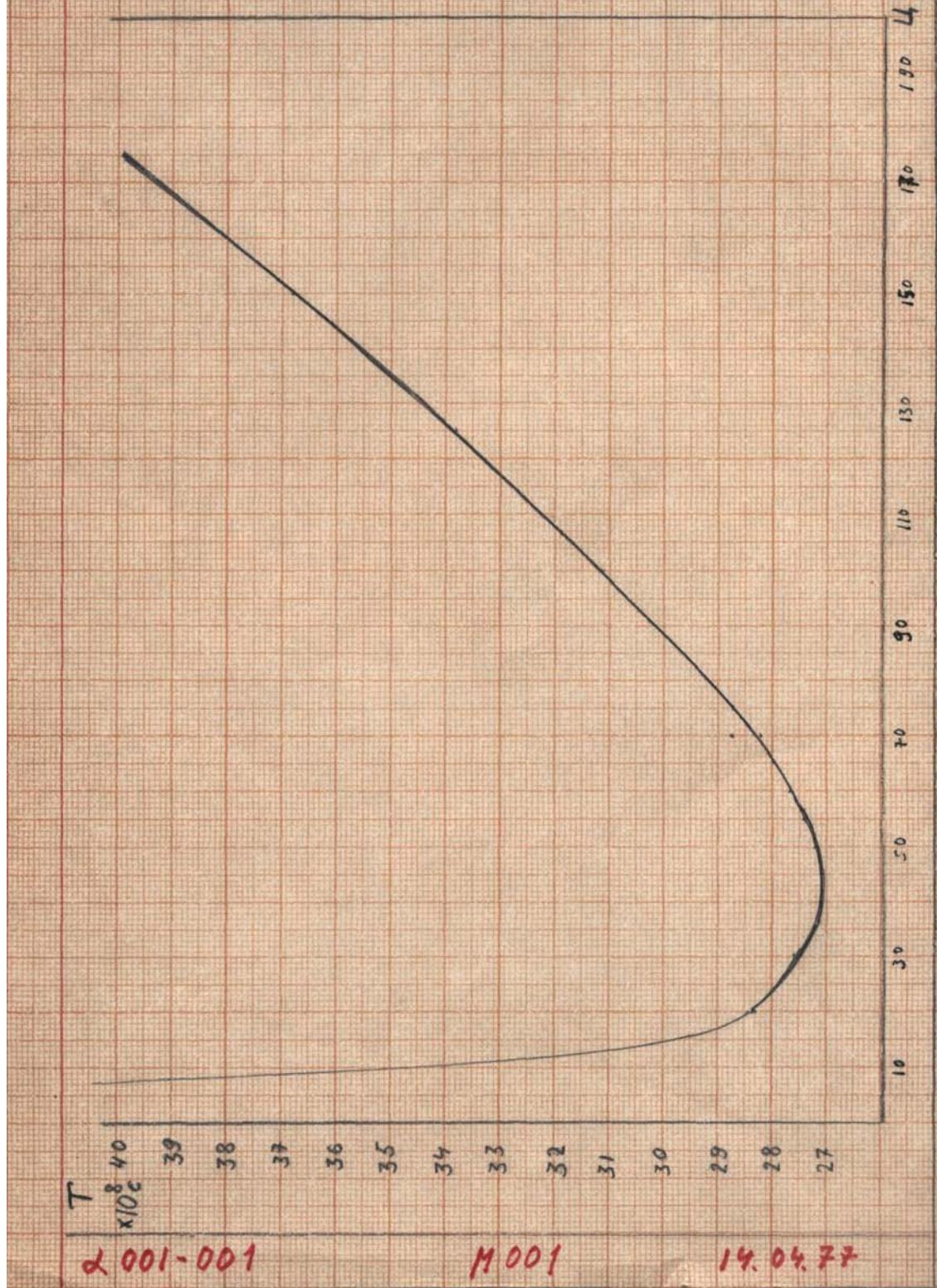
Условные обозначения, применяемые в документации проекта «Десант-1».

1. S – расстояние до цели
2. T – время полета до цели
3. M_0 – общая стартовая масса
4. M_r – стартовая масса горючего
5. $M_k =$
6. $\Pi =$
7. V_{xap} – характеристическая скорость без потерь
8. F – тяга системы маршевых двигателей
9. l_{max} – max отклонение от цели
10. S_p – реальная длина траектории
11. V_x – характеристическая скорость, необходимая для полета
12. w – скорость истечения (эффективная)
13. E_p – энергия, выделяемая в результате реакции, на 1 акт соударения
14. m_{He} – масса ядра геоя
15. v – скорость продуктов реакции
16. V – текущая скорость
17. a – текущее ускорение
18. t – текущее время
19. m – удельный расход массы
20. S – текущее расстояние от Солнца
21. V_{max} – максимальная скорость
22. S_n – точка поворота
23. t_n – время поворота
24. a_0 – начальное ускорение
25. a_t – конечное ускорение
26. $m^* = m/M_0$ – относительный расход массы
27. S_2 – путь после поворота
28. t_2 – время полета после поворота
29. M – текущая масса МК.

Зависимость времени полета T от

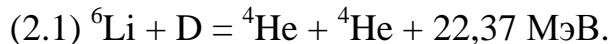
числа Циолковского M .

("Десант-1", $S = 4,068 \cdot 10^{16} \text{ м}^2$, $W = 10^7 \text{ кг}$, $m = 10 \text{ кг}/\text{с}$, $M_K = 2 \cdot 10^8 \text{ кг}$)



Горючее

В качестве источника энергии для полета предлагаю реакцию



Ее достоинства:

1. ^6Li и D не радиоактивны;
2. ^6Li и D достаточно широко распространены ;
3. ^6Li и D образуют стойкое твердое химическое соединение в нужной пропорции



4. Продукты реакции заряжены;
5. Продукты реакции имеют большую скорость.

Недостатки:

1. По видимому, высокая температура поджига.
2. Реакция неоднозначна (см. **аВП002-01,02**).

Расчет скорости разлета реакции

$$E_p = (2 \cdot m_{\text{He}} \cdot v^2)/2$$

$$v = 2,36 \cdot 10^7 \text{ м/с}$$

Что, по видимому, может обеспечить требуемую w .

$$w/v \approx 2,1.$$

МП7-01-Р(Р)[4]140477
И.Моисеев