

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 большей 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_n) - участок торможения (S_T).

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

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

$$\mathbf{\mathit{C}} = 30$$

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

$$M_T = 5,8 \cdot 10^9 \text{ кг}$$

$$F = mw = 10^8 \text{ Н}$$

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

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

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

$$\text{Время торможения } T_T = T_p / \sqrt{\mathbf{\mathit{C}}} = 0,089 \cdot 10^9 \text{ с} = 2,8 \text{ года.}$$

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

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

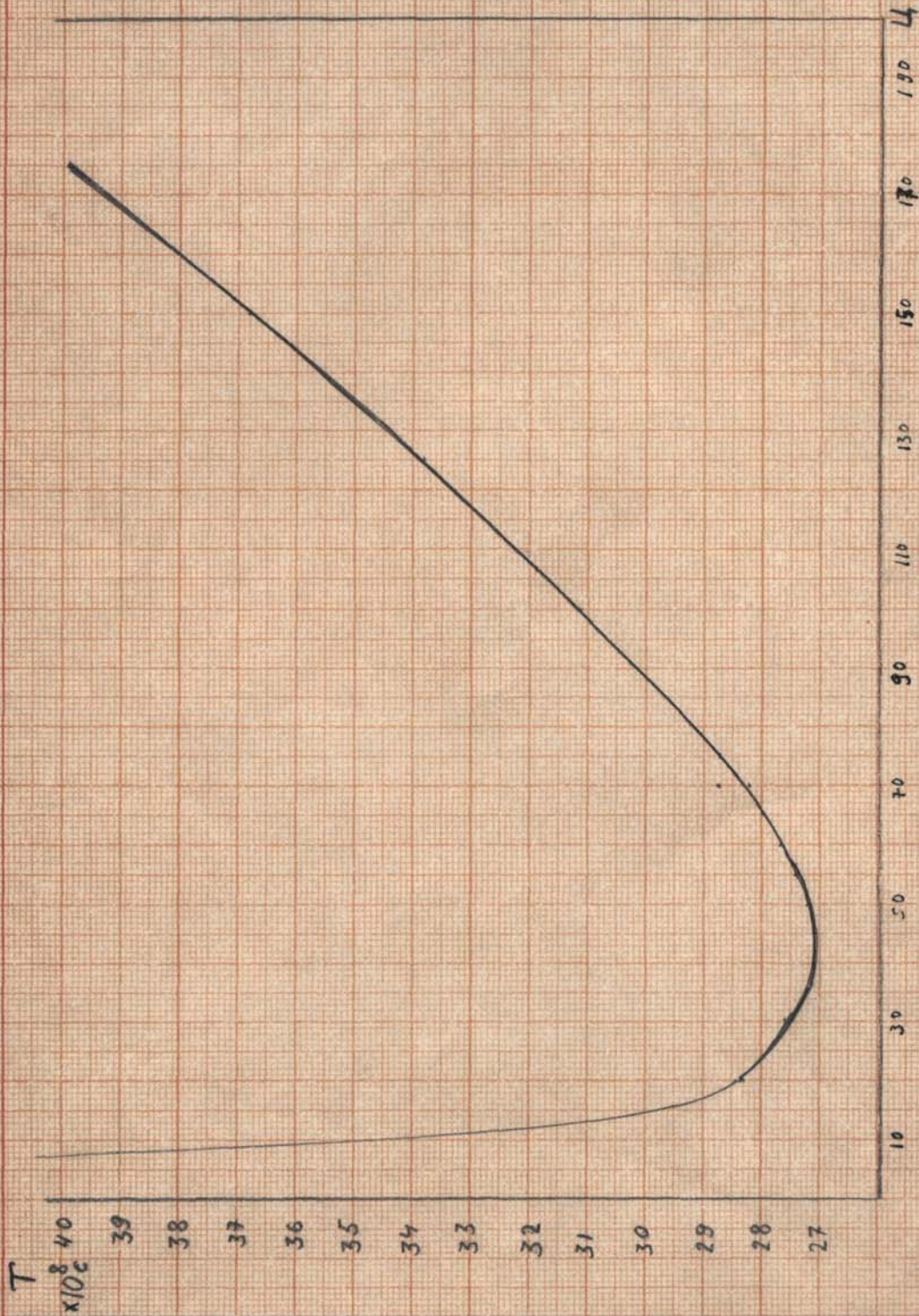
Расчеты выполнялись по формулам, выведенным в **αAI002**.

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. $V_{хар}$ – 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 гелия
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. $S_{п}$ – точка поворота
23. $t_{п}$ – 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 C .

("Десянт-1", $S = 4,068 \cdot 10^{16}$ н, $W = 10^7$ ч/с, $m = 10$ кг/с, $M_k = 2 \cdot 10^8$ кг)



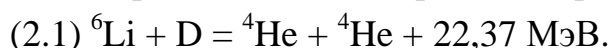
2 001-001

M 001

14.04.77

Горючее

В качестве источника энергии для полета предлагаю реакцию



Ее достоинства:

1. ${}^6\text{Li}$ и D не радиоактивны;
2. ${}^6\text{Li}$ и D достаточно широко распространены ;
3. ${}^6\text{Li}$ 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. **αВШ002-01,02**).

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