

ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ТЯЖЕЛОЙ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

Введение. Существует тенденция расширения диапазона масс полезных нагрузок (ПН) выводимых в космическое пространство от 0,1 (и менее) до 100 тонн. Данную задачу решают ракеты-носители (РН), предназначенные для вывода как небольших космических аппаратов (и их группировок), так и тяжёлых спутников, и космических станций.

Среди ракет-носителей тяжёлыми считаются РН грузоподъёмностью от 20 до 50 тонн, РН с грузоподъёмностью свыше 50 тонн относят к сверхтяжёлему классу. Они создавались для выполнения особых задач, таких как пилотируемая лунная миссия. Отечественными представителями тяжёлых РН, действующими поныне, являются РН «Протон-М» и РН «Ангара-А5». Зарубежными представителями тяжёлых РН, действующими поныне, являются РН «Великий поход-5», РН «Дельта-4», РН «Ариан-5».

Важным этапом в создании тяжёлой ракеты-носителя (ТРН) является процесс проектирования, в том числе создание математической модели изделия. В данной работе приведены следующие проектировочные процессы: создание проектного облика ТРН, расчёт траектории движения ТРН, расчёт центровочных и инерционных характеристик ТРН, исследование устойчивости ТРН.

1 Разработка проектного облика ТРН

Задача состояла в том, чтобы создать РН, способную доставить полезный груз массой 25 тонн на низкую околоземную орбиту (200 км). Космодром Восточный (широта точки старта $\varphi_0 = 51,9^\circ$). Наклон целевой орбиты $i_2 = 63^\circ$. Компоненты топлива: керосин-кислород. Потребная характеристическая скорость ракеты-носителя определяется [1]:

$$V_X^{nomp} = V_{X_{ид}}^{nomp} + \Delta V_G + \Delta V_A + \Delta V_P + \sum_{i=1}^n \Delta V_i,$$

где $V_{X_{ид}}^{nomp}$ – идеальная потребная характеристическая скорость; ΔV_G – потери скорости на преодоление силы тяжести Земля; ΔV_A – потери скорости на преодоление аэродинамических сил сопротивления; ΔV_P – потери скорости от противодавления на срезе сопла двигателя; ΔV_i – приращение характеристической скорости на проведение манёвра; n – количество манёвров. На начальных этапах расчёта

можно принять $\Delta V_G + \Delta V_A + \Delta V_P \approx 1350 \dots 1650$ м/с. Примем 1350 м/с. Рассчитаем требуемую характеристическую скорость РН, необходимую для выхода КА на круговую опорную орбиту высотой 200 км:

$$V_{X_{ид}}^{номр} = \sqrt{\frac{\mu_3}{r_{00}} \left(\frac{2 \cdot r_{00}}{R_3} - 1 \right)} = \sqrt{\frac{3,986 \cdot 10^5}{6371+200} \left(\frac{2 \cdot (6371+200)}{6371} - 1 \right)} = 8029 \text{ м/с},$$

где $\mu_3 = 3,986 \cdot 10^6 \text{ км}^3 / \text{с}^2$ – гравитационная постоянная Земли; r_{00} – радиус вектор опорной (круговой) орбиты. Угол наклона целевой орбиты совпадает с углом наклона орбиты старта, следовательно $\sum_{i=1}^n \Delta V = 0$.

$$V_X^{потр} = V_{X_{ид}}^{потр} + \Delta V_G + \Delta V_A + \Delta V_P = 8,029 + 1,35 = 9,379 \text{ км/с}.$$

Определим массы ракетных блоков, стартовую массу ракеты-носителя и тягу двигателей. Функция ограничения по характеристической скорости имеет вид [1]:

$$V_X^{номр} - w_1 \cdot \ln \left(\frac{1 + \sum_{i=1}^N \frac{s_i}{(s_i - 1)} \cdot x_i}{1 + \sum_{i=1}^N \frac{s_i}{(s_i - 1)} \cdot x_i - x_1 - \frac{\alpha \cdot w_1}{w_2} x_1} \right) - w_2 \ln \left(\frac{1 + \frac{s_2}{s_2 - 1} x_2 + \frac{s_3}{s_3 - 1} x_3 - \alpha \frac{w_1}{w_2} x_1}{1 + \frac{s_2}{s_2 - 1} x_2 + \frac{s_3}{s_3 - 1} x_3 - x_2} \right) - w_3 \ln \left(\frac{1 + \frac{s_3}{s_3 - 1} x_3}{1 + \frac{s_3}{s_3 - 1} x_3 - x_3} \right) \leq 0,$$

где $V_X^{потр}$ – требуемая характеристическая скорость РН; s_i – конструктивные характеристики ракетных блоков; w_i – удельные импульсы топлива ступеней; α – отношение тяги двигателей центрального блока к суммарной тяге боковых блоков. Была принята «тандемная» схема компоновки блоков. Ниже представлен расчёт для 2-х, 3-х и 4-х ступенчатой версий проектируемой РН для конструктивных характеристик и удельных импульсов блоков (табл. 1).

Таблица 1. Принятые конструктивные характеристики и удельные импульсы

№ блока	Конструктивная характеристика	Уд. импульс, м/с
1	22	3000
2	15	3400
3	10	3500
4	5	3600

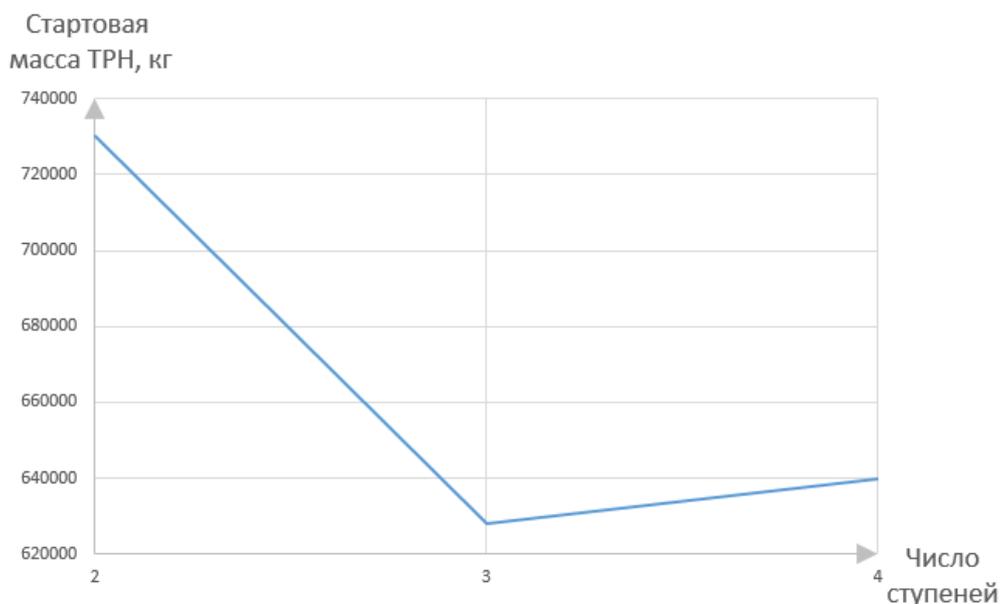


Рис. 1. Стартовая масса ТРН в зависимости от числа ступеней

Таблица 2. Проектные параметры ТРН

№ блока	Масса блоков, кг	Масса топлива, кг	«Сухая» масса блока, кг	Тяга ДУ, Н
1	373300	356332	16968	373300 (4 дв-ля)
2	186460	174030	12430	186460
3	43290	38961	4329	43290

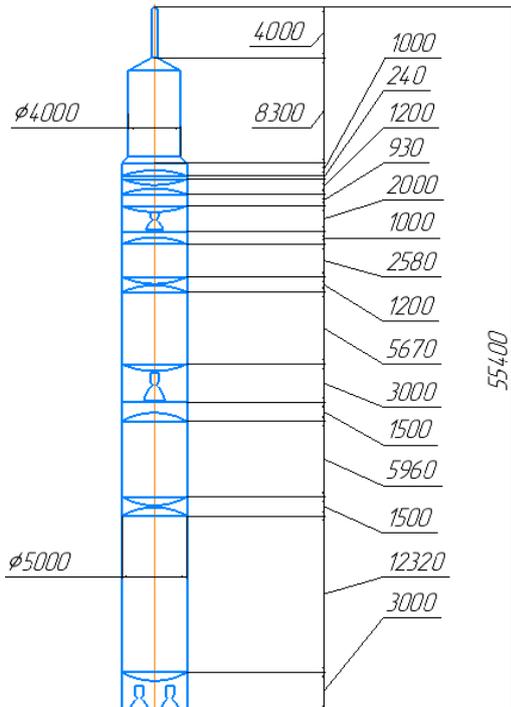


Рис. 2. Разработанный облик ракеты-носителя в первом приближении

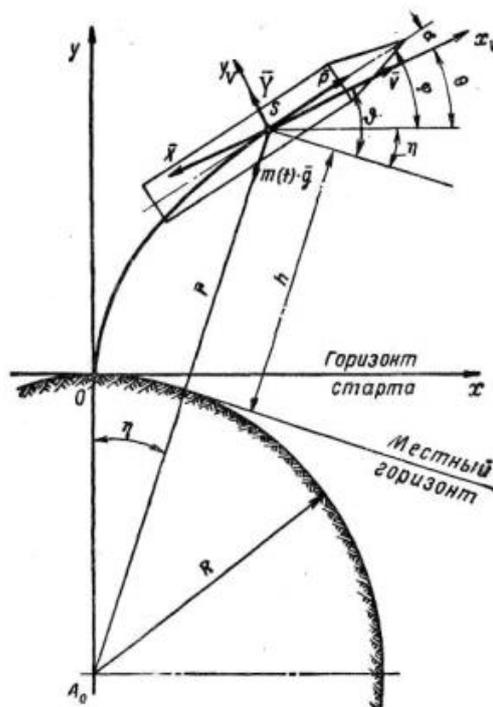


Рис. 3. Система сил, действующих на ракету на активном участке траектории

Результаты расчётов стартовых масс проектов ТРН с различным количеством ступеней (рис. 1) показывают, что наименьшая стартовая масса достигается

при использовании трёхступенчатой схемы. Этому проектному варианту соответствуют проектные параметры ТРН, показанные в табл. 2. Исходя из соотношения масс компонентов топлива (для пары жидкий кислород – керосин (2,7 : 1) можно разработать облик ТРН (рис. 3) [1].

2 Расчёт траектории движения ТРН

На начальном этапе проектирования, при проведении баллистических расчётов, РН рассматривается как материальная точка. Допускается рассматривать её движение относительно неподвижной Земли. Поскольку силы и моменты, вызывающие боковое движение ракеты, малы, то ими можно пренебречь и считать движение ракеты на активном участке плоским. Влиянием вращательного движения ракеты на поступательное движение центра масс также можно пренебречь.

На рис. 3 [2] представлена система сил, действующих на ракету на активном участке траектории (A_0 – центр земного шара). Система уравнений движения ракеты в проекциях на оси скоростной системы координат имеет вид [2]:

$$m(t) \frac{dV}{dt} = P(h) - X(V, h) - m(t)g_0 \sin \vartheta;$$

$$m(t)V \frac{d\vartheta}{dt} = P(h)\alpha + Y(V, h) - m(t)g_0 \left(1 - \frac{V^2}{g_0(R + h)}\right) \cos \vartheta;$$

$$\frac{dh}{dt} = V \sin \vartheta;$$

$$\frac{d\eta}{dt} = \frac{V}{R + h} \cos \vartheta;$$

где $m(t)$ – текущее значение массы ракеты; $P(h)$ – суммарная тяга двигателей, направленная по продольной оси ракеты; X, Y – соответственно сила лобового сопротивления и подъёмная сила ракеты; g – текущее значение ускорения силы притяжения Земли; ϑ – угол тангажа, измеренный между продольной осью ракеты и горизонтом старта; $\varphi_{np}(t)$ – программное значение угла тангажа; h – высота ракеты над поверхностью Земли; η – полярный угол. Для ракет-носителей могут использоваться следующие зависимости для определения C_x и C_y^α [3]:

$$c_x = \begin{cases} 0,29 & \text{при } 0 \leq M < 0,8, \\ M - 0,51 & \text{при } 0,8 \leq M < 1,068, \\ 0,091 + 0,5/M & \text{при } M \geq 1,068, \end{cases} \quad c_y^\alpha = c_{y1}^\alpha \frac{S_1}{S_m}.$$

Здесь M – число Маха, S_i , – площади оснований составляющих РН, C_{yi}^α – значения производной по углу атаки коэффициента подъёмной силы, S_m – площадь мидела.

Типовая приближённо-оптимальная программа изменения угла наклона траектории первой ступени РН содержит два участка [2]. Первый (вертикальный) участок – угол атаки равен нулю, а угол наклона траектории 90° . Этот участок заканчивается при достижении РН скорости $V_1 = 50$ м/с. Второй – участок начального и гравитационного разворота РН по плавной параболической кривой с учётом того, что в конце работы первой ступени угол наклона траектории должен быть равен оптимальному значению для начала работы второй ступени.

Для трёхступенчатой РН конечный угол наклона траектории второй ступени, если вывод полезной нагрузки осуществляется на круговую орбиту, должен быть равным нулю. То есть угол наклона траектории меняется согласно программе

$$\theta_{0-\text{разворот}} = \frac{\pi}{2}, \theta_{\text{разворот}-1} = \frac{\pi}{3} \left(\frac{t_{1k} - t}{t_{1k} - 15} \right)^2 + \frac{\pi}{6}, \theta_{1-2} = \frac{\pi}{6} - \frac{2\pi}{15} \left(\frac{t - t_{1k}}{t_{2k} - t_{1k}} \right), \theta_3 = 0.$$

Результаты расчёта траектории, соответствующей этому закону управления ТРН первого приближения приведены на рис. 4.

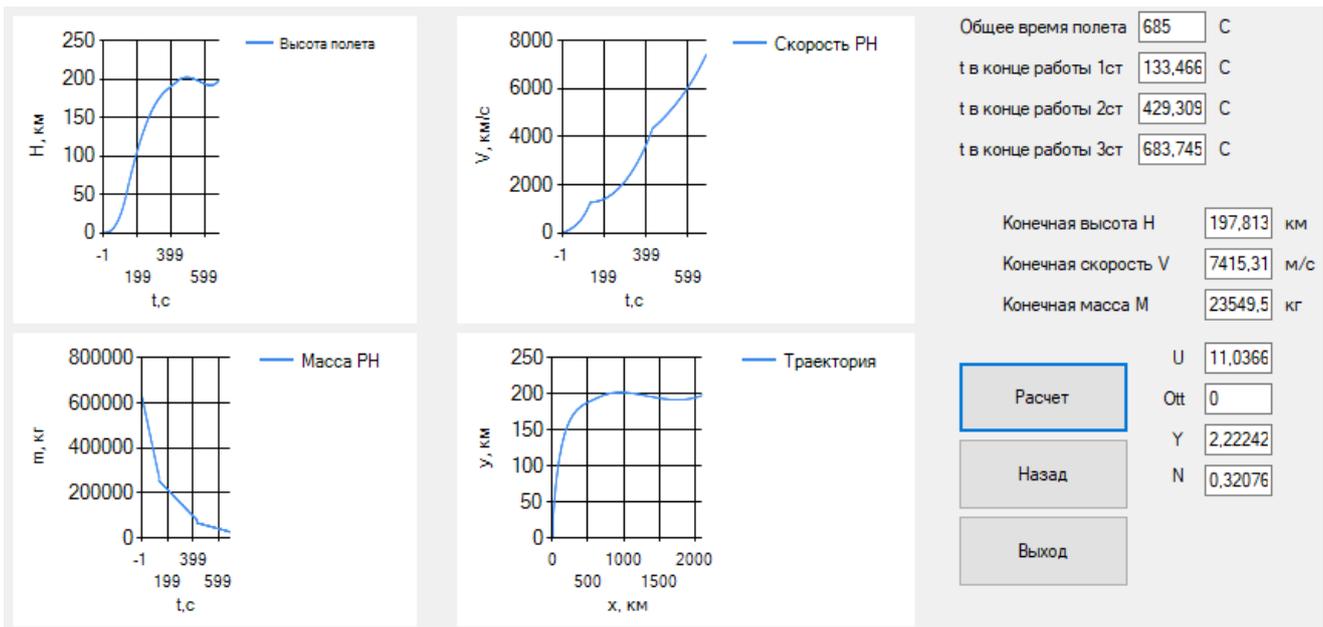


Рис. 4. Результаты первого расчёта траектории движения

Конечная скорость выведения ракеты-носителя должна быть большей или равной $V_{Хид}^{потр}$. Для данной полезной нагрузки это условие не выполняется (7415 м/с $<$ 8029 м/с), то есть исходя из энергетических возможностей РН данная ПН не может быть выведена на целевую орбиту. Уменьшим массу ПН до 22,5 тонн и совершим вторую итерацию расчёта (рис. 5). Теперь условие выполняется (8035 м/с $>$ 8029 м/с), следовательно, облегчённая ПН может быть выведена на целевую орбиту.

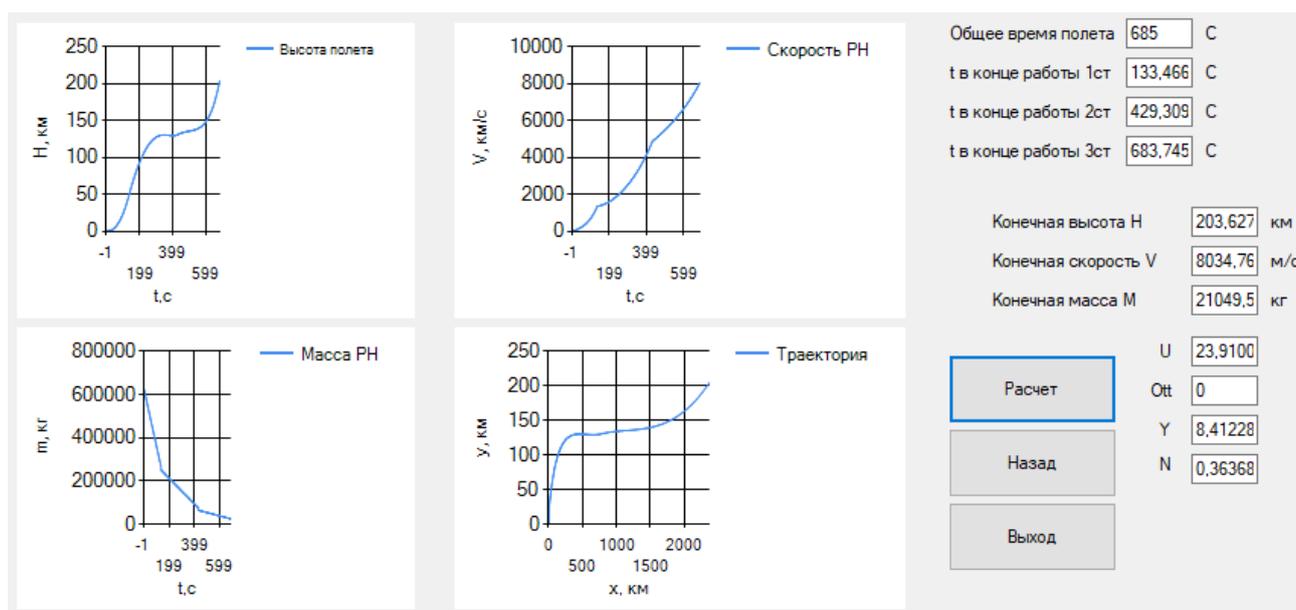


Рис. 5. Результаты расчёта траектории движения с уменьшенной массой ПН

3 Расчёт центровочных и инерционных характеристик ТРН

Опираясь на разработанный облик ракеты-носителя в первом приближении, были вычислены центровочные и инерционные характеристики – момент инерции $I_z(t)$, координаты центра масс $X_{1M}(t)$ и фокуса $X_F(t)$ [4] (рис. 6-8).

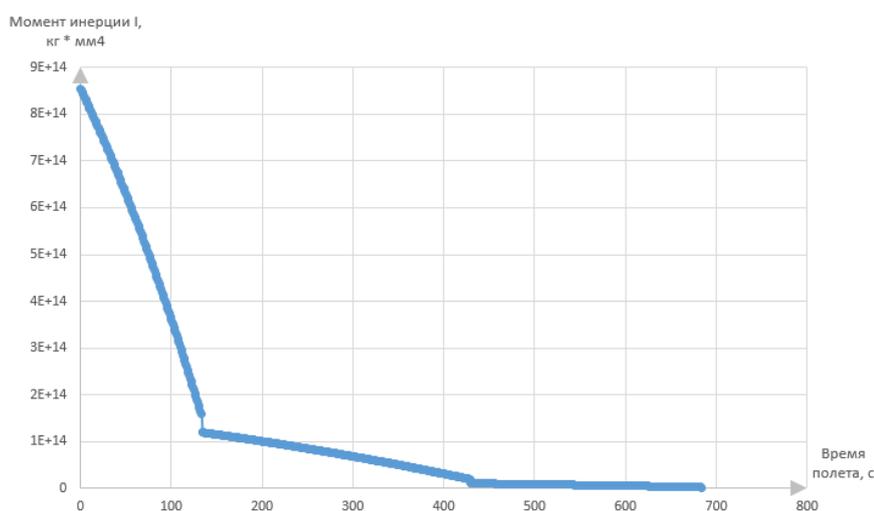


Рис. 6. График изменения момента инерции ТРН по времени

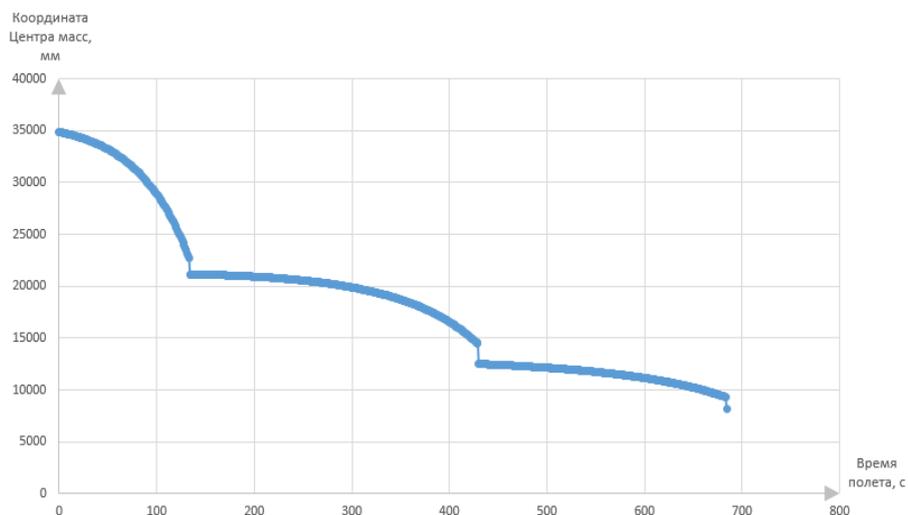


Рис. 7. График изменения положения центра масс ТРН по времени

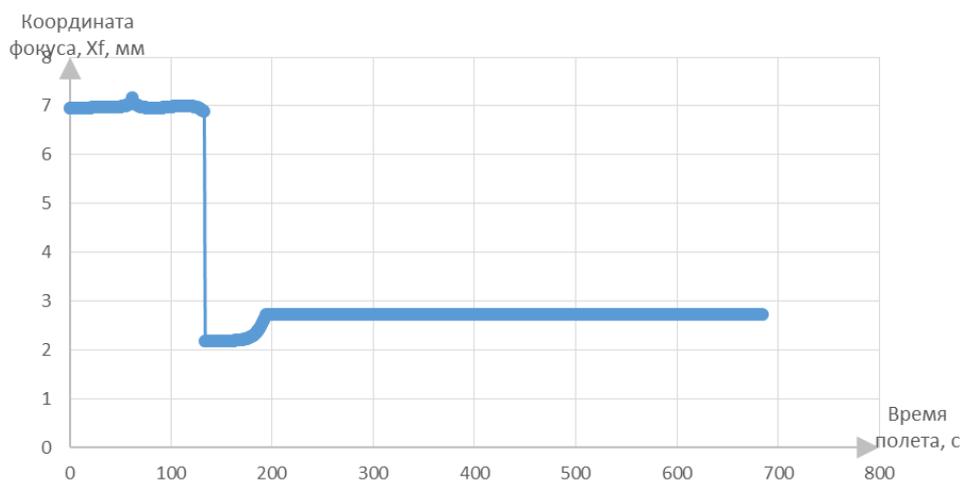


Рис. 8. График изменения положения фокуса ТРН по времени

4 Анализ устойчивости (управляемости) ТРН

Наличие или отсутствие статической устойчивости определяется взаимным положением центра масс и фокуса. Если фокус находится позади центра масс, то ТРН статически устойчив [5]. На рис. 9 показано расстояние между центром масс и фокусом в долях длины корпуса $\frac{|x_F(t) - x_{1M}(t)|}{l_{PH}(t)} \cdot 100\%$. Расчёт показывает, что устойчивость (управляемость) не обеспечивается. Одним из способов обеспечения управляемости является установка стабилизаторов (рисунки 10-11) [6].

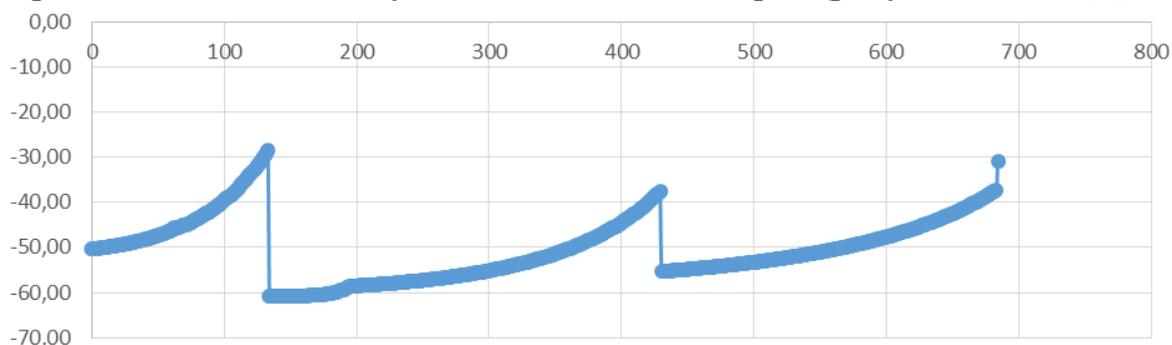


Рис. 9. Расстояние между центром масс и фокусом в долях длины корпуса

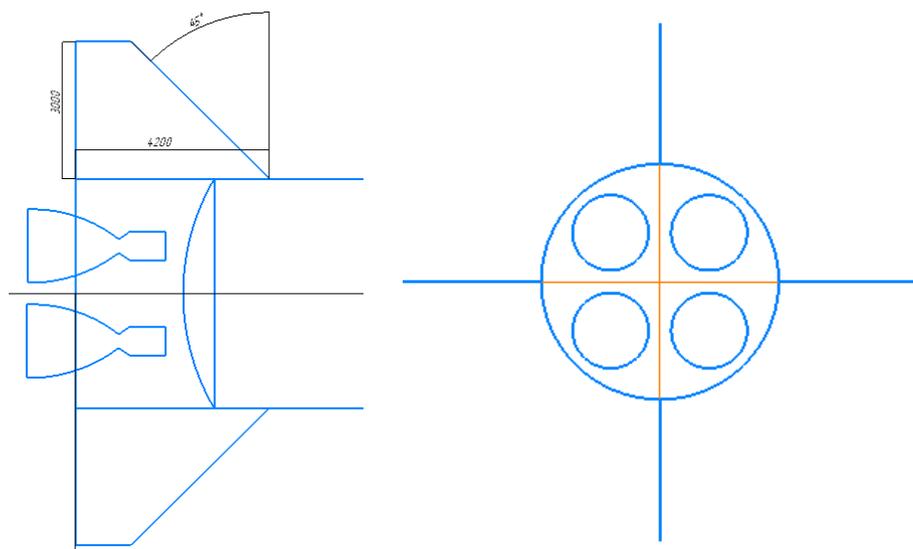


Рис. 10. Нижняя часть ТРН со стабилизаторами

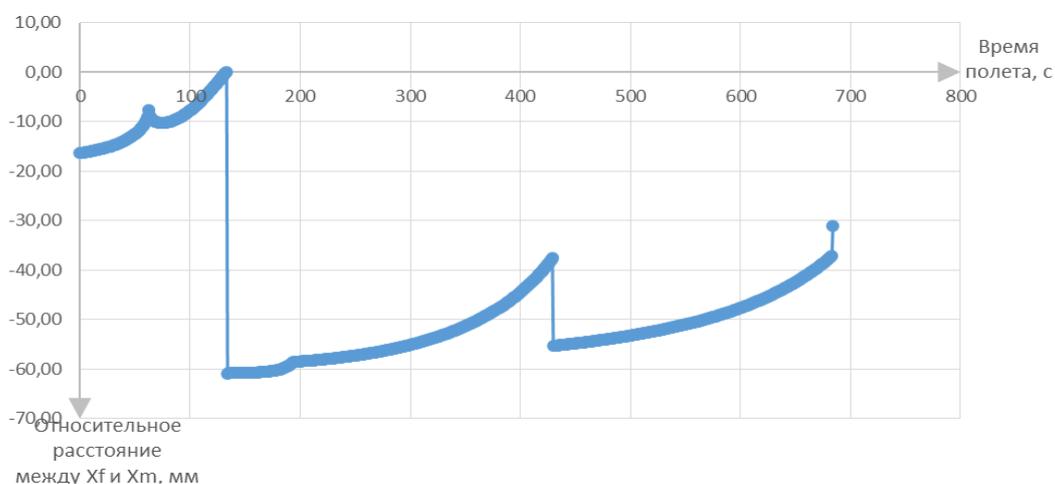


Рис. 11. График расстояния между центром масс и фокусом в долях длины корпуса с использованием стабилизаторов

Коррекция параметров производится по следующим формулам [6]:

$$c_{y\alpha}^{\alpha} = c_{y\alpha 0}^{\alpha} + c_{y\alpha ст}^{\alpha} \frac{\Delta S_{ст}}{S_M};$$

$$x_{F \text{ корп}} = \frac{1}{c_{y \text{ корп}}^{\alpha}} \left[c_{y_{н1}}^{\alpha} x_{F_{н1}} \frac{S_1}{S_M} + c_{y_{н2}}^{\alpha} x_{F_{н2}} \frac{S_2}{S_M} + c_{y_{\alpha ст}}^{\alpha} x_{F_{ст}} \frac{\Delta S_{ст}}{S_M} \right],$$

где $\Delta S_{ст}$ – площадь стабилизаторов; $c_{y_{\alpha ст}}^{\alpha}$ – производная по углу атаки коэффициента подъёмной силы консолей, берётся из статистики в зависимости от числа Маха и геометрии стабилизаторов, $x_{F_{ст}}$ – координата фокуса стабилизаторов. Получим новый график изменения расстояния между центром масс и фокусом в долях длины корпуса (рис. 12), показывающий, что в конце работы первой ступени наступает момент достижения устойчивости ТРН. Для обеспечения полной устойчивости в дальнейшем возможно введение дополнительных средств управления – газовых или воздушных рулей [6].

Заключение. В статье представлено формирование проектного облика ТРН, рассчитана стартовая масса и масса составляющих, найдены тяга двигательных установок и оптимальное число ступеней, подобрана полезная нагрузка, которую способна вывести ТРН с учётом ограничений, накладываемыми условиями полёта. Рассчитаны центровочные и инерционные характеристики. Были также улучшены полученные значения устойчивости (управляемости) путём внедрения в компоновку стабилизаторов.

Библиографический список

1. Выбор основных проектных характеристик и конструктивного облика ракет-носителей: учеб. пособие/ Куренков В. И., Юмашев Л.П. Под ред. чл.-корр РАН Д.И. Козлова. Самар, гос. аэрокосм. ун-т. – Самара, 2005. – 240 с.

2. Основы автоматизированного проектирования [Электронный ресурс] электрон, учеб. пособие / В. И. Куренков, А. А. Панков; Минобрнауки России, Самар, гос. аэрокосм, ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т). – Электрон. текстовые и граф. дан. – Самара, 2012.

3. Расчет аэродинамических характеристик летательных аппаратов: учеб. пособие / Васильев В.В., Порозов Л.В., Шахов В.Г. Самар. гос. аэрокосм. ун-т. – Самара, 1993. – 79 с.

4. Расчет летных характеристик летательных аппаратов с применением ЭВМ: учеб. пособие. – Текст: электронный / В. М. Белоконов, В. А. Вьюжанин; Гос. комитет Российской Федерации по высш. образованию, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева. – Самара, 1993. 67 с.

5. Жидкостная ракета как объект регулирования: учебник для вузов / К.С. Колесников. Изд-во «Машиностроение», 1969. 300 с.

6. Устойчивость и управляемость летательных аппаратов: конспект лекций. – Текст: электронный / В. А. Вьюжанин; М-во высш. и сред. спец. образования РСФСР, Куйбышев. авиац. ин-т им. С. П. Королева. – Куйбышев: Изд-во КуАИ, 1985. – 40 с.

УДК 629.78

Старинова О.Л., Демина А.Ю.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИКИ ДВИЖЕНИЯ МЕЖПЛАНЕТНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С МАЛОЙ ТЯГОЙ

Введение

Солнечный парус – приспособление, использующее давление солнечного света на отражающую поверхность для приведения в движение космического аппарата (КА) [1]. С помощью солнечных парусов КА может продолжать ускоряться до тех пор, пока на него давит свет. В солнечной системе давление света на па-