

МНОГОКРИТЕРИАЛЬНАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ ТРАЕКТОРИИ СПУСКА МНОГОРАЗОВОЙ ОДНОСТУПЕНЧАТОЙ РАКЕТЫ

В.И. Киселёв

Предложен один из возможных способов решения задачи построения одноступенчатой ракеты, алгоритм её решения, приведен пример решения задачи.

Ключевые слова: многоразовая одноступенчатая ракета, траектория спуска, угол атаки, скоростной угол крена.

Постановки задачи построения траекторий спуска с минимизацией общего количества поглощённого аппаратом тепла в процессе спуска широко и давно известны [1]. Однако для решения задачи, как правило, даются общие указания и указывается, что «вся сложность процесса оптимизации состоит в выборе номинальной траектории нулевого приближения», а способ выбора этого приближения не указывается [1]. По-видимому, для аппарата произвольной конструкции такое решение трудно указать. Кроме того, на практике нужно спроектировать траекторию, удовлетворяющую не одному, а нескольким критериям, например, кроме минимума тепла, подводимого к аппарату, уровень перегрузки не должен превышать некоторого заданного значения.

Наиболее распространённый подход к решению такого рода задач состоит в построении до спуска опорной программной траектории, удовле-

творяющей всем заданным условиям. Информация об этой траектории помещается в память бортового компьютера. В полёте в результате воздействия различного рода возмущений фактическая траектория будет отличаться от опорной траектории. Задача системы управления СЛА в полёте заключается в парировании действующих возмущений и обеспечении движения СЛА по траектории, близкой к опорной. Рассмотрим задачу построения указанной опорной программной траектории.

Решение поставленной задачи получено с учётом технических особенностей задачи. Так, объект управления близок по своим характеристикам к одноступенчатой многоразовой ракете [2]. По многим соображениям (простота реализации, экономичность используемых импульсных двигателей и т.д.) предпочтителен релейный принцип управления, когда управляющие параметры, в нашем случае скоростной угол крена и угол атаки мгновенно переходят с одного заданного программного значения на другое программное значение. При решении задачи использовалась наиболее полная пространственная математическая модель движения объекта в атмосфере, а также методы нелинейного программирования при решении задач оптимизации.

Движение центра масс СЛА в рассматриваемом случае описывается известной системой дифференциальных уравнений в сферически-скоростной системе координат [3]:

$$\dot{V} = \dot{W}_{x1} \cdot \cos \alpha - \dot{W}_{y1} \cdot \sin \alpha - G_r \cdot \sin \theta - G_\omega \cdot (\sin \varphi \cdot \sin \theta + \cos \theta \cdot \cos \sigma \cdot \cos \varphi);$$

$$V \cdot \dot{\theta} = \dot{W}_{x1} \cdot \cos \gamma \cdot \sin \alpha + \dot{W}_{y1} \cdot \cos \gamma \cdot \cos \alpha + (V^2 / R - G_r) \cdot \cos \theta - 2V \cdot \omega \sin \sigma \cdot \cos \varphi - G_\omega \cdot (\sin \varphi \cdot \cos \theta - \sin \theta \cdot \cos \sigma \cdot \cos \varphi);$$

$$V \cdot \cos \theta \cdot \dot{\sigma} = -\dot{W}_{x1} \cdot \sin \gamma \cdot \sin \alpha - \dot{W}_{y1} \cdot \sin \gamma \cdot \cos \alpha + (V^2 / R - G_r) \cdot \cos \theta + G_\omega \cdot \sin \sigma \cdot \cos \varphi + 2 \cdot V \cdot \omega \cdot (\sin \varphi \cdot \cos \theta - \sin \theta \cdot \cos \sigma \cdot \cos \varphi);$$

$$\dot{R} = V \cdot \sin \theta; \dot{\varphi} = (V / R) \cdot \cos \theta \cdot \cos \sigma; \dot{\lambda} = -(V / R \cdot \cos \varphi) \cdot \cos \theta \cdot \sin \sigma.$$

Здесь R – расстояние от центра масс СЛА до центра Земли, φ – геоцентрическая широта, λ – геоцентрическая долгота, V – скорость СЛА, θ – угол наклона вектора скорости к плоскости местного горизонта, σ – угол между проекцией вектора скорости на плоскость местного горизонта и местным меридианом, ω – угловая скорость вращения Земли, G_ω , G_r – составляющие ускорения силы тяжести по направлению вектора угловой скорости вращения Земли и радиус-вектора,

$\dot{W}_{x1} = \frac{c_x \cdot q \cdot S}{m}$, $\dot{W}_{y1} = \frac{c_y \cdot q \cdot S - K_N \cdot P}{m}$ – составляющие кажущегося ускорения по осям связанной с изделием системы координат, c_x, c_y – аэродинамические коэффициенты, $q = \rho \cdot V^2 / 2$ – скоростной напор, S – площадь характерного (миделевого) сечения СЛА, P – сила тяги управляющего двигателя, ρ – текущая плотность атмосферы, K_N – коэффи-

циент усиления тяги, α – пространственный угол атаки, γ – скоростной угол крена (угол отклонения плоскости угла атаки от вертикальной плоскости). Управление движением СЛА осуществляется путём формирования пространственного угла атаки α и скоростного угла крена γ с помощью специальных управляющих двигателей тягой P .

Так как количества поглощённого аппаратом тепла в процессе спуска пропорционально интегралу от скоростного напора, то в качестве критериев оптимизации используется интеграл от скоростного напора и максимальное значение модуля вектора перегрузки, который не должен превышать заданного значения, в данном случае, $4g$.

Хотя по постановке задача является задачей оптимального управления, она может быть сведена к задаче нелинейного программирования известным способом [4, 5] и для её решения можно применить эффективные численные методы. В данной работе использовался метод скользящего допуска [6].

Полученная траектория является оптимальной в смысле минимума подведённой к поверхности РН количества тепла и удовлетворяет ограничениям по максимуму перегрузки. Критерием количества подведённого тепла служит величина, пропорциональная интегралу от скоростного напора. В качестве управляющих параметров используются скоростной угол крена (γ) – угол отклонения плоскости «продольная ось изделия – вектор скорости» от вертикальной плоскости и пространственный угол атаки (α) – угол между продольной осью изделия и вектором скорости в указанной выше плоскости. Законы управления этими величинами – кусочно-постоянные. При этом переход с одного значения на другое происходят одновременно, что позволяет снизить размерность оптимизационной задачи. Более того при математическом решении задачи последовательности значений скоростного угла крена и пространственного угла атаки задавались заранее из эмпирических соображений, а автоматически с помощью соответствующих методов оптимизации выбирались лишь моменты переключения с одних значений указанных углов на другие.

Эмпирические соображения, которые закладывались при выборе названных последовательностей следующие:

- эффективность торможения, для чего, например, при входе в атмосферу (высота 100 км.) РН ориентировалась днищем вперёд по направлению движения;
- пологость траектории, для чего затягивалось движение в разряжённых слоях атмосферы, в том числе путём введения режима бокового манёвра;
- непревышение заданного уровня поперечной перегрузки, что ведёт к малости пространственного угла атаки;
- значения угла атаки принимаются равными 180° (днищем вперёд) с целью обеспечения максимального торможения, и 20° , на котором дости-

гается максимальное аэродинамическое качество в достаточно большом диапазоне чисел Маха, что обеспечивает эффективность совершаемых манёвров, в том числе боковых;

– значения скоростного угла крена выбирались из условия такого распределения подъёмной силы, при котором обеспечивается пологость траектории, т.е. удержание угла наклона траектории к местному горизонту в диапазоне $-1.5^\circ \div 1.5^\circ$. Эти значения выбирались «круглыми» ($0^\circ, 45^\circ, 90^\circ, 0^\circ, 45^\circ, 30^\circ, 0^\circ$) из соображения, что протяжённость движения с выбранным значением угла крена выбирается автоматически и так, что компенсируют эту «круглость», т.е. величина управляющего импульса – произведение значения угла на длительность импульса – величина оптимальная.

Все эти эмпирические соображения приняты с целью обеспечения возможности математического решения поставленной многокритериальной задачи оптимизации. При этом размерность задачи оптимизации равна 6, что является достаточно большим количеством для задач такого рода.

На рис. 1–8 приведены основные результаты расчётов.

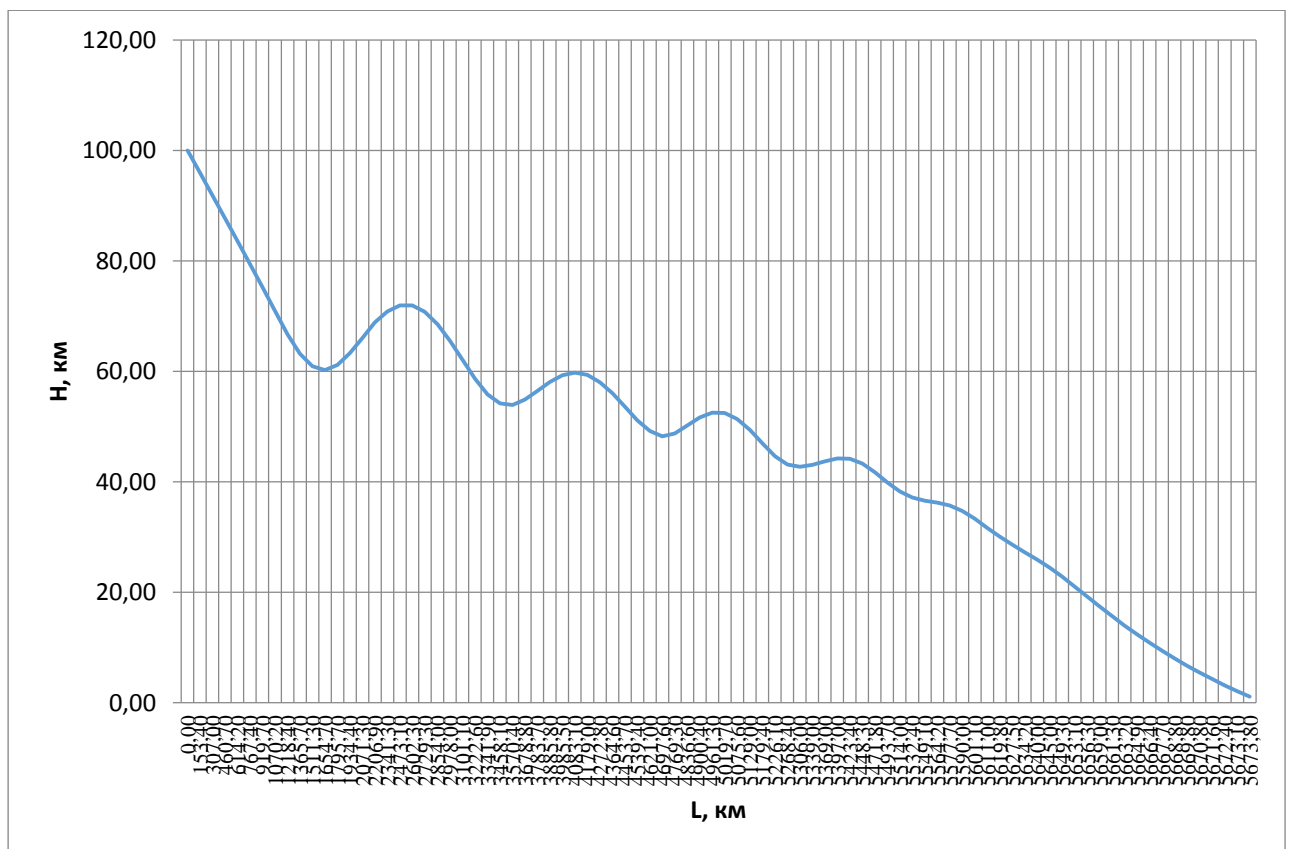


Рис. 1. Профиль траектории

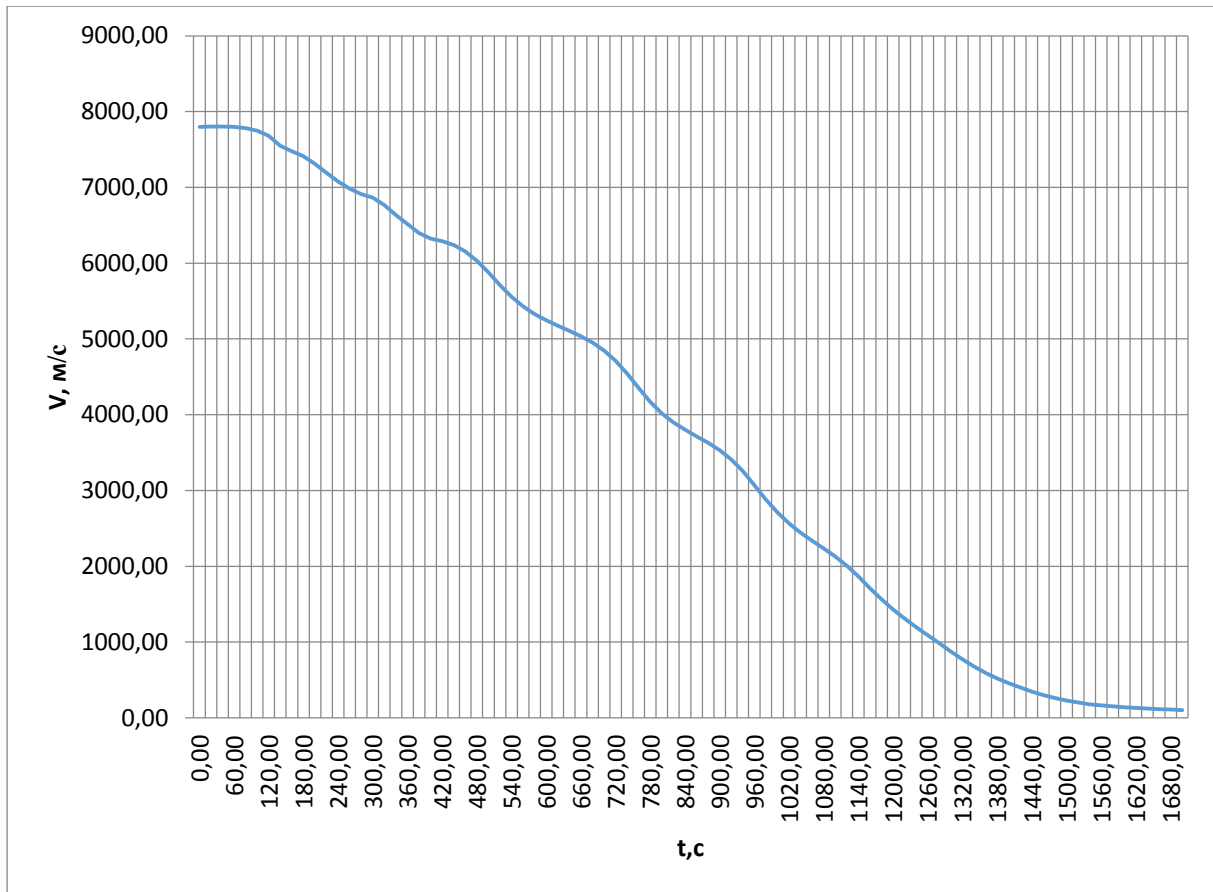


Рис. 2. Профиль скорости

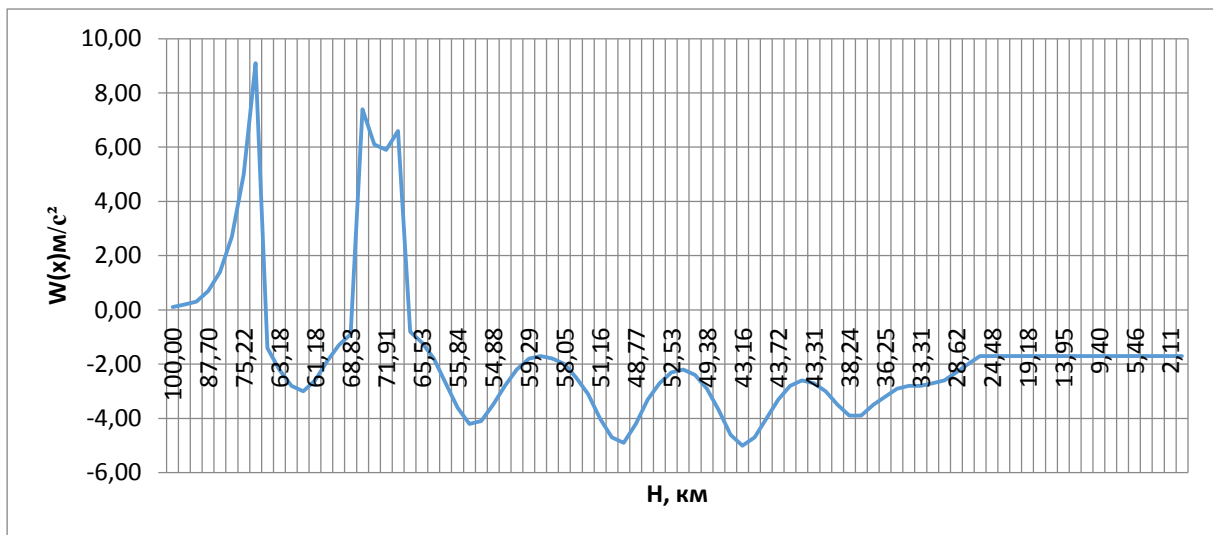


Рис. 3. Уровень продольной перезагрузки

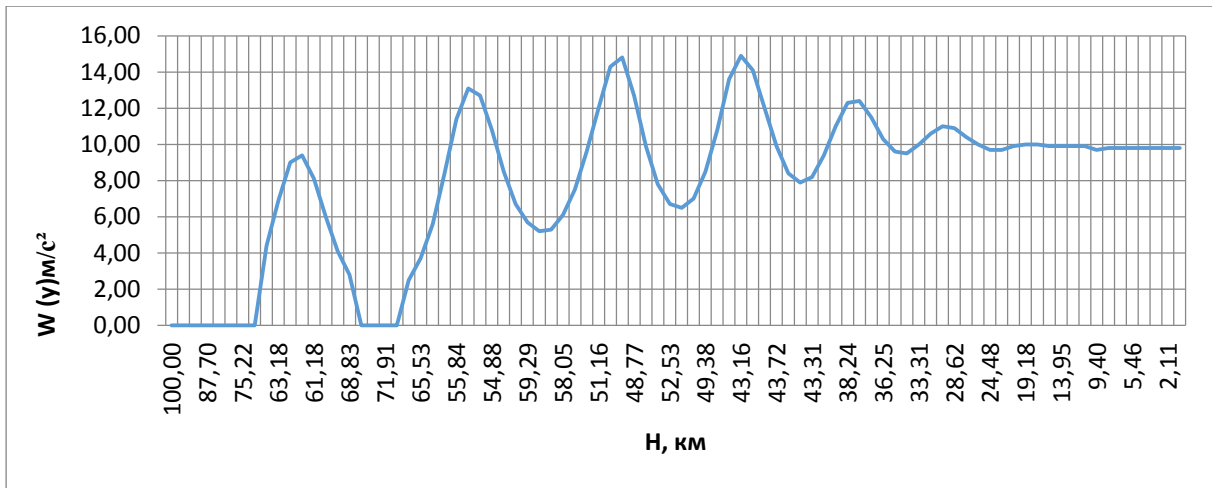


Рис. 4. Уровень поперечной перезагрузки

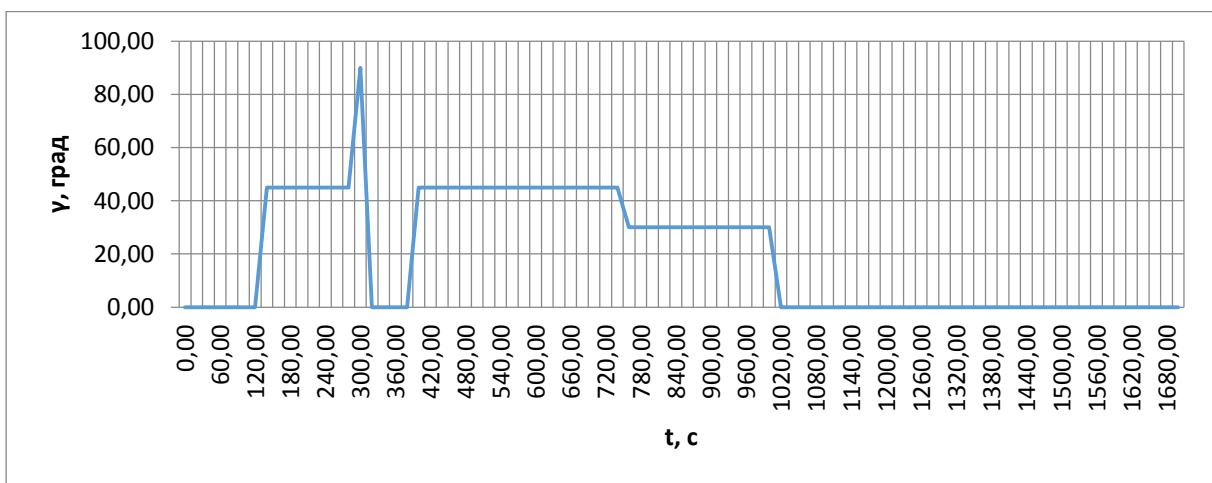


Рис. 5 График скоростного угла крена

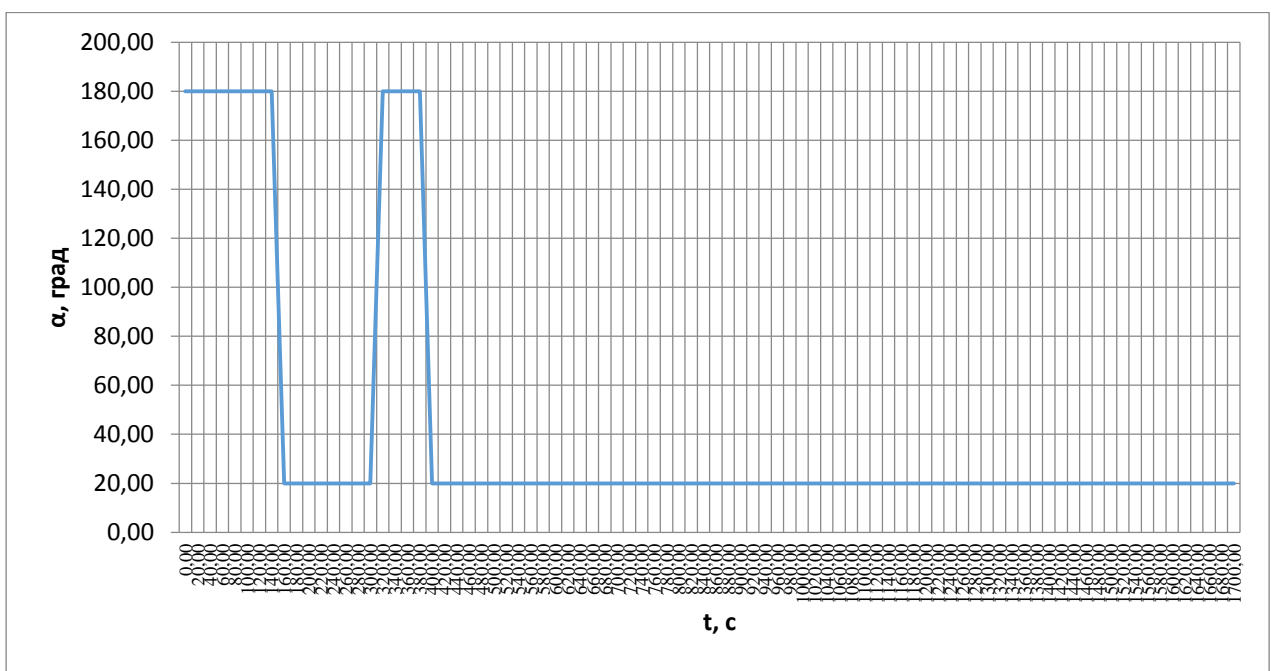


Рис. 6. График угла атаки

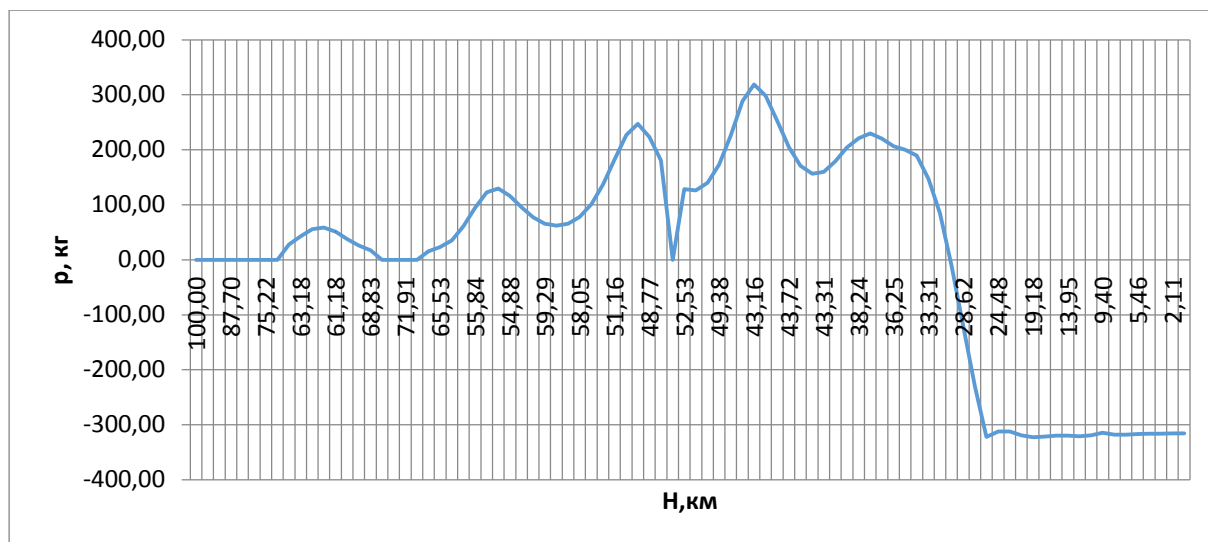


Рис. 7. Закон управления поперечной тягой

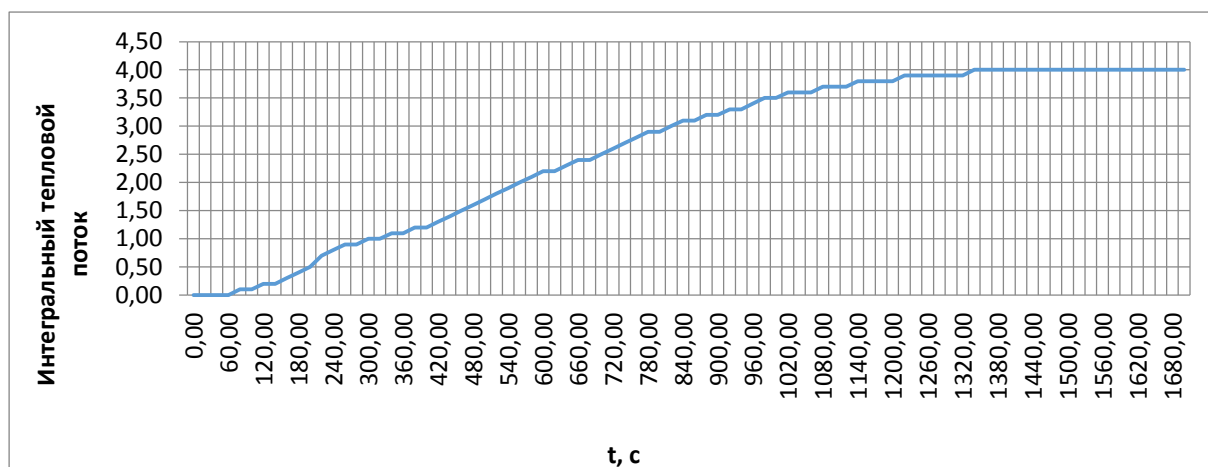


Рис. 8. Интегральное количество тепла

Значения интегрального теплового потока = $N \cdot 10^3$ ккал/м², N – на графике

Описание характерных участков полученной траектории

Предварительно до входа в атмосферу путём подачи тормозного импульса, обеспечивается сход РН с орбиты и малый угол входа ($-1,5^\circ$ – наклон траектории к местному горизонту) РН в атмосферу (высота 100 км.).

Дальнейшее движение происходит по следующей логике.

При входе в атмосферу РН ориентируется днищем вперёд (угол атаки полагается равным 180°) с целью максимально эффективного торможения. Движение в таком режиме продолжается около 140 с до высоты ~ 70 км.

После достижения этой высоты РН переводится в режим движения носком вперёд с углом атаки 20° , вектор возникшей при этом подъёмной силы отклоняется от вертикали на 45° . Действие подъёмной силы направлено на движения в режиме кабрирования. В результате, на высоте ~ 60 км (время

полёта ~ 140 с) наклон траектории к местному горизонту становится нулевым и начинается движение по восходящей траектории, которое продолжается до высоты ~ 70 км, наклон траектории к местному горизонту при этом становится равным $\sim +1^\circ$ (~ 300 секунда полёта).

В этот момент с целью недопущения выхода РН в разрежённые слои атмосферы, что грозит потерей управляемости, РН переводится в режим движения днищем вперёд с углом атаки 180° и нулевым значением скоростного угла крена (впрочем, это не играет никакой роли, т.к. в этом случае подъёмная сила не возникает). Движение в таком режиме продолжается около 80сек. до достижения углом наклона траектории к местному горизонту значения равным $\sim -1^\circ$ (~ 380 секунда полёта).

В этот момент (~ 380 с полёта) РН переводится в режим движения носком вперёд с углом атаки 20° , вектор возникшей при этом подъёмной силы отклоняется от вертикали на 45° . Движение в таком режиме продолжается около 360сек. до достижения углом наклона траектории к местному горизонту значения равным $\sim -1^\circ$ (~ 740 секунда полёта). После чего РН переводится в режим полёта с углом атаки 20° , вектор подъёмной силы при этом отклоняется от вертикали на 30° . Цель такого режима повысить вертикальную составляющую подъёмной силы с целью удержания траектории полёта в пологом режиме. Движение в таком режиме продолжается около 260 с до достижения углом наклона траектории к местному горизонту значения равным $\sim 1^\circ$ (~ 1000 секунда полёта).

В этот момент РН переводится в режим полёта с углом атаки 20° , вектор подъёмной силы при этом отклоняется от вертикали на 0° . Цель такого режима перевести подъёмную силы в вертикальную плоскость с целью удержания траектории полёта в пологом режиме. Но ввиду значительного падения скорости, угол наклона траектории к местному горизонту начинает расти. Движение в таком режиме продолжается до достижения высоты 1 км. Скорость РН в этот момент достигает 100 м/с, и РН переходит в режим посадки, а это уже совсем другая задача.

Заключение. Предложен метод построения оптимальной траектории спуска многоразовой одноступенчатой ракеты, алгоритм её решения, приведен пример решения задачи. Полученная траектория допускает естественную физическую интерпретацию.

Библиографический список

1. Каменков, Е.Ф. Маневрирование спускаемых аппаратов / Е.Ф. Каменков. – М.: Машиностроение, 1983. – С. 183.
2. Киселёв, В.И. Одноступенчатая осесимметричная ракета-носитель и способ создания подъёмной силы в процессе движения одноступенчатой ракеты-носителя / В.И. Киселёв, А.В. Вавилин, А.И. Плошкин, Ю.Ю. Усолкин, В.А. Фетисов // Патент РФ на изобретение № 2226169, зарегистрированный в Государственном реестре изобретений РФ 27 марта 2004 г.

3. Шкадов, Л.М. Механика оптимального пространственного движения летательных аппаратов в атмосфере / Л.М. Шкадов, Р.С. Буханова, В.Ф. Илларионов, В.П. Плохих. – М.: Машиностроение, 1972. – С. 240.

4. Киселёв, В.И. Метод формирования опорной траектории спускаемого летательного аппарата / В.И. Киселёв, Т.К. Сиразетдинов, А.С. Мещанов // Известия ВУЗов, Авиационная техника. – 1992. – № 3. – С. 14–18.

5. Киселёв, В.И. Об аналитическом проектировании динамических систем с ограничениями на параметры / В.И. Киселёв, О.В. Матвиенко О.В // НТС РК-Техника. – Серия 14. – 2009. – Вып. 1 (56). – С. 210–224.

6. Химмельблау, Д. Прикладное нелинейное программирование / Д. Химмельблау. – М.: Мир, 1975. – С. 536.