

62-я Научная Конференция МФТИ, Долгопрудный,
18-24 ноября 2019 г.



МФТИ

Аналитические методы наведения космических аппаратов при спуске и посадке на поверхность безатмосферного тела

Е.А. Боборыкин, С.П. Трофимов

ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, АО «НПО им. С. А. Лавочкина», МФТИ (НИУ)

Работа поддержана грантом РФФ №19-11-00256

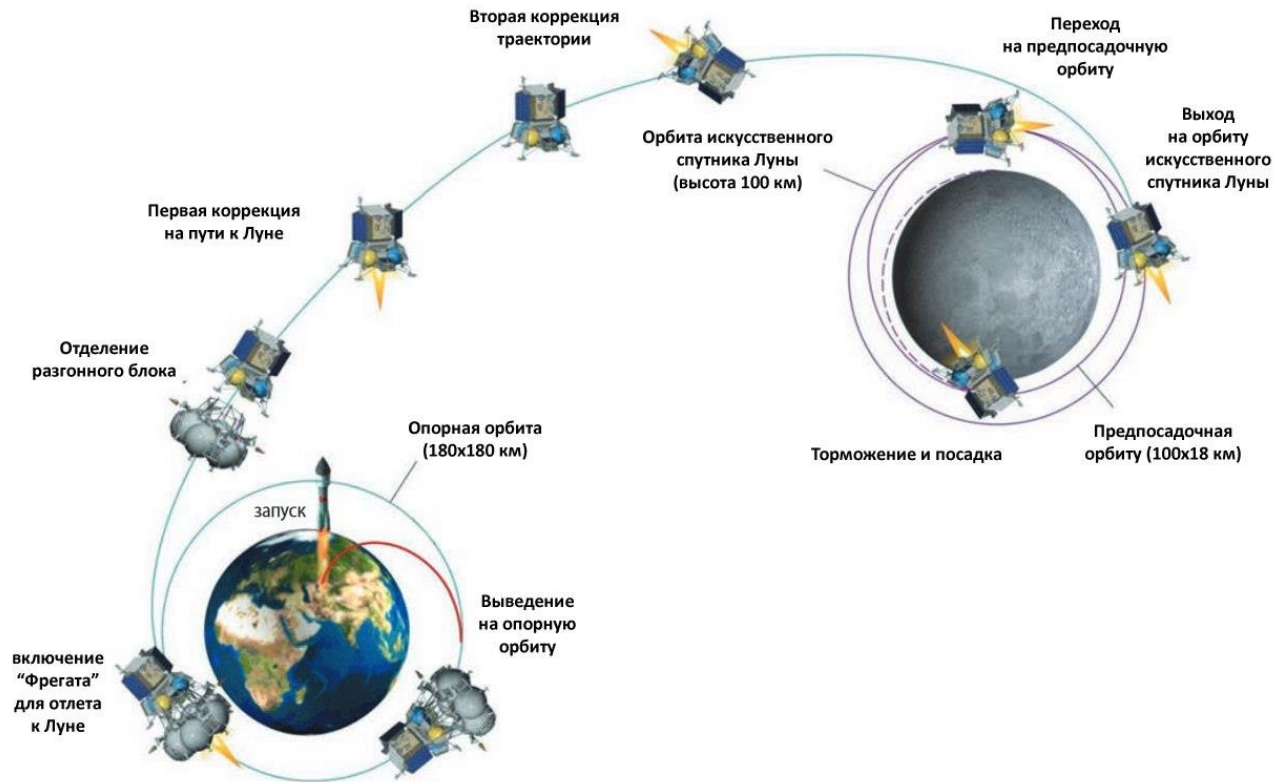
Содержание

- Постановка задачи
- Этапы активной посадки на лунную поверхность
- Гравитационный разворот
 1. Классический гравитационный разворот
 2. Модифицированный гравитационный разворот
 3. Определение точки наведения для гравитационного разворота
- Дробно-линейный тангенс
- Полиномы четвёртой степени
- Заключение

Постановка задачи

- Рассмотреть различные аналитические методы наведения космических аппаратов при спуске и посадке на поверхность безатмосферного тела
- Дать оценку эффективности данных методов с точки зрения оптимальности расхода, точности наведения и надёжности
- Определить эффективность использования рассматриваемых методов на различных этапах активного спуска КА на поверхность безатмосферного тела

Схема полёта аппарата Луна-25 «Глоб»



Этапы посадки на лунную поверхность при посадке с селеноцентрической орбиты

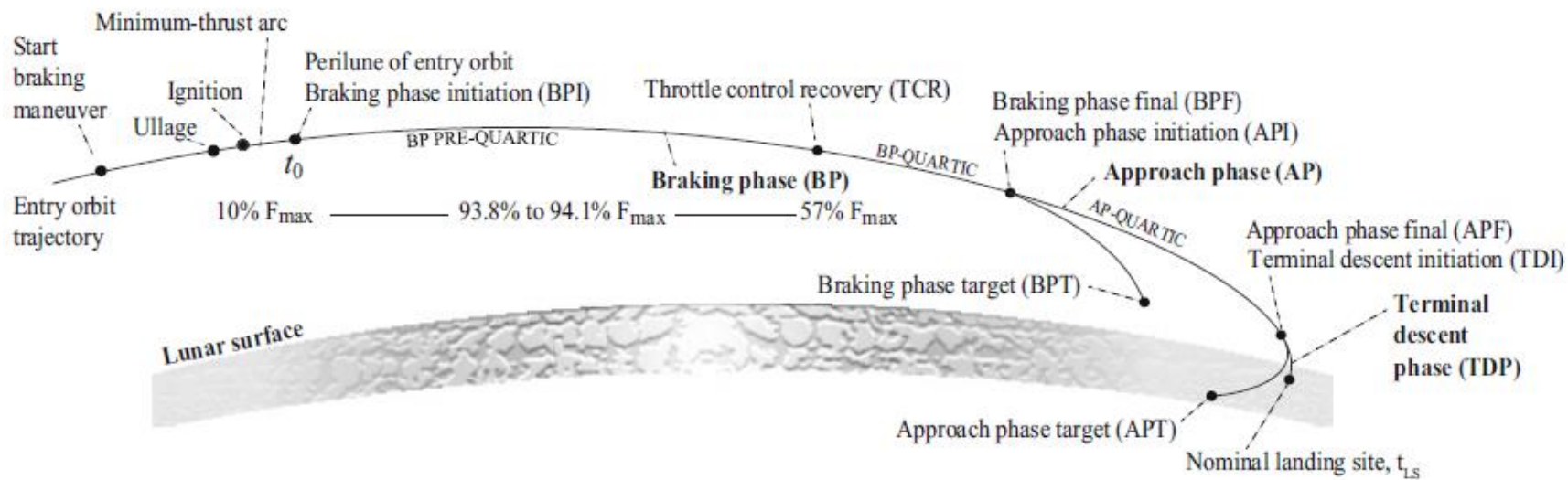
Этап	Высота	Характеристика этапа
1	$H_1=100 \text{ км}$	Переход на орбиту $H_1 \times H_2$
2	с H_1 до $H_2=15 \text{ км}$	Пассивное движение по эллиптической орбите
3	с H_2 до $H_3=2,4 \text{ км}$	Основное торможение
4	H_3	Зависание и предварительный («грубый») выбор точки посадки
5	с H_3 до $H_4=100 \text{ м}$	Грубое наведение на точку зависания над точкой посадки
6	H_4	Зависание и окончательный («высокоточный») выбор точки посадки
7	с H_4 до $H_5=4 \text{ м}$	Медленное высокоточное наведение на точку зависания над точкой посадки
8	H_5	Зависание над точкой посадки и выключение ДУ
9	с H_5 до поверхности Луны	Посадка

Основное торможение (Braking Phase, BP)

- На этом этапе посадки обеспечивается снижение модуля скорости посадочного аппарата
- В силу достаточно большой длительности данного этапа (>10 минут) необходимо минимизировать расход топлива
- В силу ограниченности по времени последующего этапа наведения на точку посадки, для него также необходимо обеспечить приемлемые начальные условия

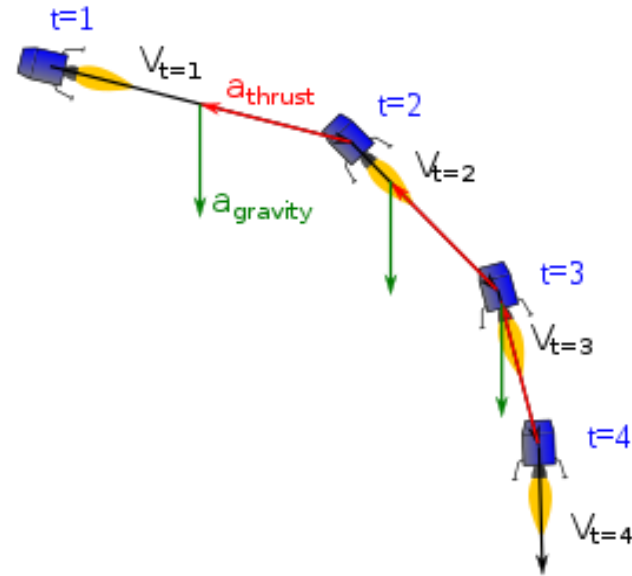
Этап наведения на точку посадки (Approach Phase, AP)

- Используется для сужения конечной области посадки на поверхность
- Важность представляет выполнение конечных условий для параметров движения (горизонтальной и финальной скоростей, углов ориентации), а также, очевидно, точность наведения



Метод гравитационного разворота (gravity turn)

- Вектор тяги направляется противоположно вектору скорости. Таким образом, требования к модулю тяги минимальны.
- Применяется, по большей части, в ходе этапа основного торможения



Решается система уравнений:

$$\frac{dv}{dt} = g_0 \frac{R^2}{(R+h)^2} \cos(\theta) - Ng_0;$$

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{1}{v} \left\{ \frac{v^2}{R+h} - g_0 \frac{R^2}{(R+h)^2} \right\} \sin(\theta);$$

$$\frac{dh}{dt} = -v \cos(\theta),$$

При переменном параметре $N = F_{\text{тяги}}/m$ данная система не имеет аналитических решений. В дальнейшем он принимается постоянным. Это делает невозможной оптимизацию по расходу топлива. Тем не менее, в силу минимального значения тяги, расход также близок к оптимальному.

Классический гравитационный разворот

Делается приближение $R \rightarrow \infty$, тем самым из уравнения исключается параметр h .

Решением является следующая функция угла тангажа от скорости:

$$v(\theta) = v_0 \left\{ \frac{\sin(\theta_0)}{\sin(\theta)} \right\} \left\{ \frac{\operatorname{tg}(\theta / 2)}{\operatorname{tg}(\theta_0 / 2)} \right\}^N .$$

Приближение $R \rightarrow \infty$ означает также, что

$V \ll V_c = v(g_0 R)$. Для этапа основного торможения такое приближение оказывается недопустимым.

Модифицированный гравитационный разворот

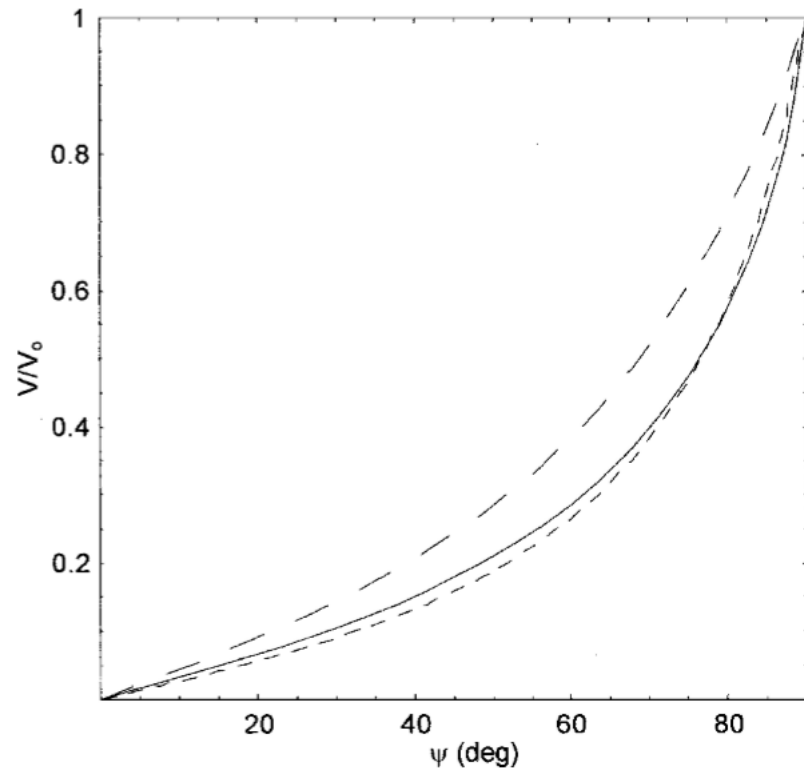
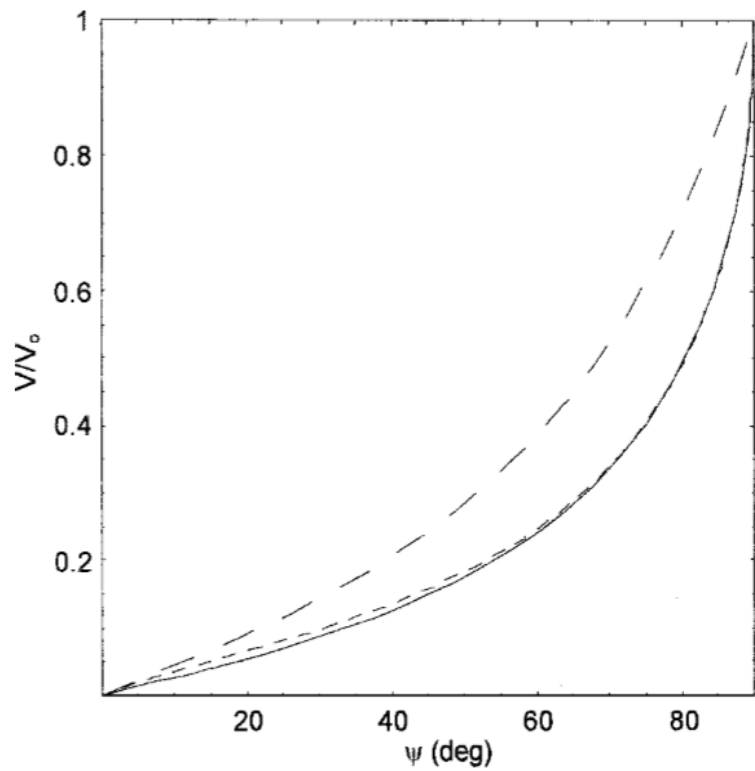
- Делается приближение $h/R \ll 1$.
- Решением является комплексная функция:

$$\tilde{v}(\psi) = (i/\sqrt{\lambda}) \{W[-\lambda \exp(-\lambda)G^2(\psi)]\}^{\frac{1}{2}}, \quad \text{где} \quad G(\psi) = \left\{ \frac{\sin \psi_0}{\sin \psi} \right\} \left\{ \frac{\tan(\psi/2)}{\tan(\psi_0/2)} \right\}^N$$

- Несмотря на высокую точность, данное решение слабо применимо на практике, поскольку требует вычисления специальных функций. Потому используется приближенное решение:

$$\tilde{v} = G(\psi) \left\{ \frac{1 - \lambda}{1 - \lambda G(\psi)} \right\}^{\frac{1}{2}}$$

Заметим, что при $\lambda = V_0/v(g_0R) = 0$ имеем классическое приближение



- Модифицированный метод гравитационного разворота также позволяет проводить достаточно точное предсказание координат финальной точки посадки. В общем случае (с учётом возможной неровности поверхности небесного тела) она вычисляется следующим образом:

$$r_m \theta_f = \frac{V_0^2}{2a} \cos \gamma_0 \left\{ \frac{V_0^2 + 2g_m h_0}{V_0^2 + g_m h_0} \right\} \left[\frac{r_m}{r_0} \right]$$

- Для плоской поверхности:

$$x_f = \frac{V_0^2 \cos \gamma_0}{2} \left[\frac{(1 + \sin \gamma_0)}{2a + g_m} + \frac{(1 - \sin \gamma_0)}{2a - g_m} \right]$$

- Таким образом, данный метод может быть использован на всём протяжении активной посадки, обеспечивая достаточно высокую точность наведения.

- Недостатком данного метода является громоздкость вычислений, требуемых для управления ориентацией КА и определением точки наведения. Потому его применение на этапе «точного» наведения ограничено.

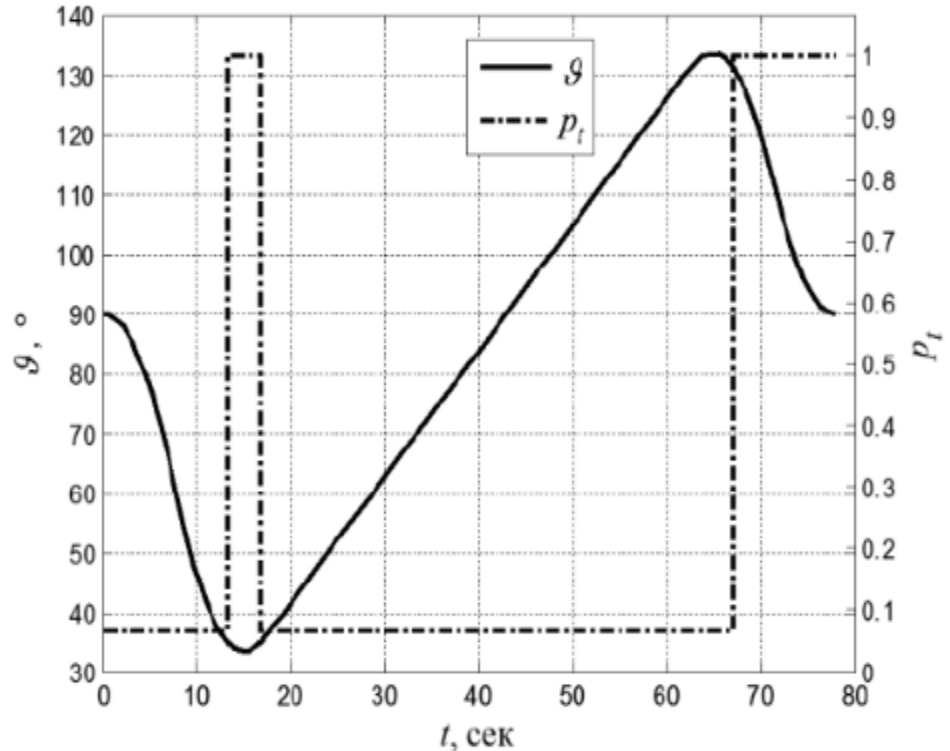
Метод дробно-линейного тангенса

Метод дробно-линейного тангенса – решение оптимизационной задачи посадки для приближения $h/R \ll 1$. Применяется в рамках проекта «Луна».

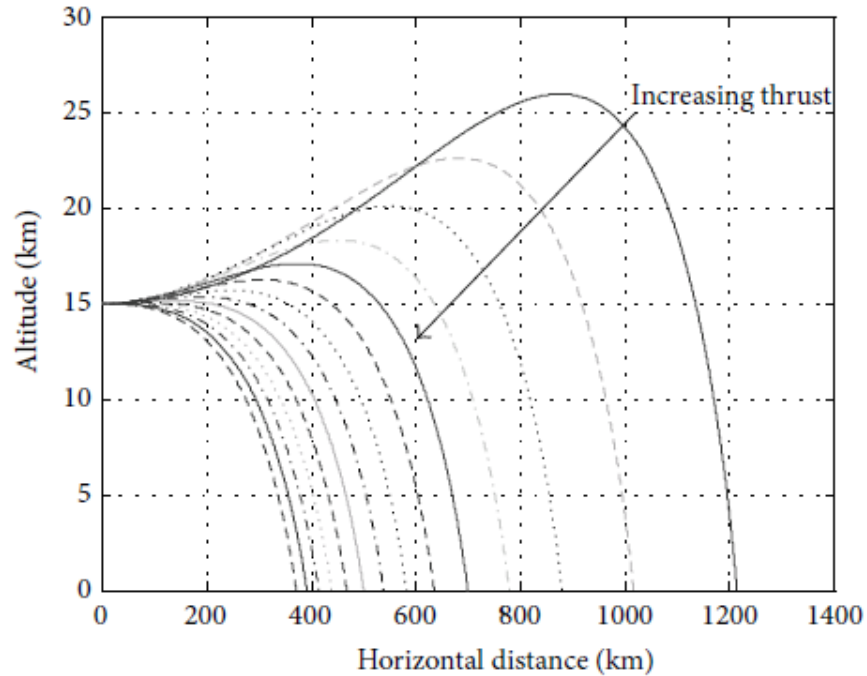
- Управление углом тангажа обеспечивается как дробно-линейная функция от времени

$$\operatorname{tg} \vartheta \approx \frac{C_1 - C_2 t}{C_3 - C_4 t}$$

- Управление тягой осуществляется как комбинация переключений между максимальной и минимальной тягой



Оптимальные по массе траектории спуска КА при разных значениях тяги двигателя

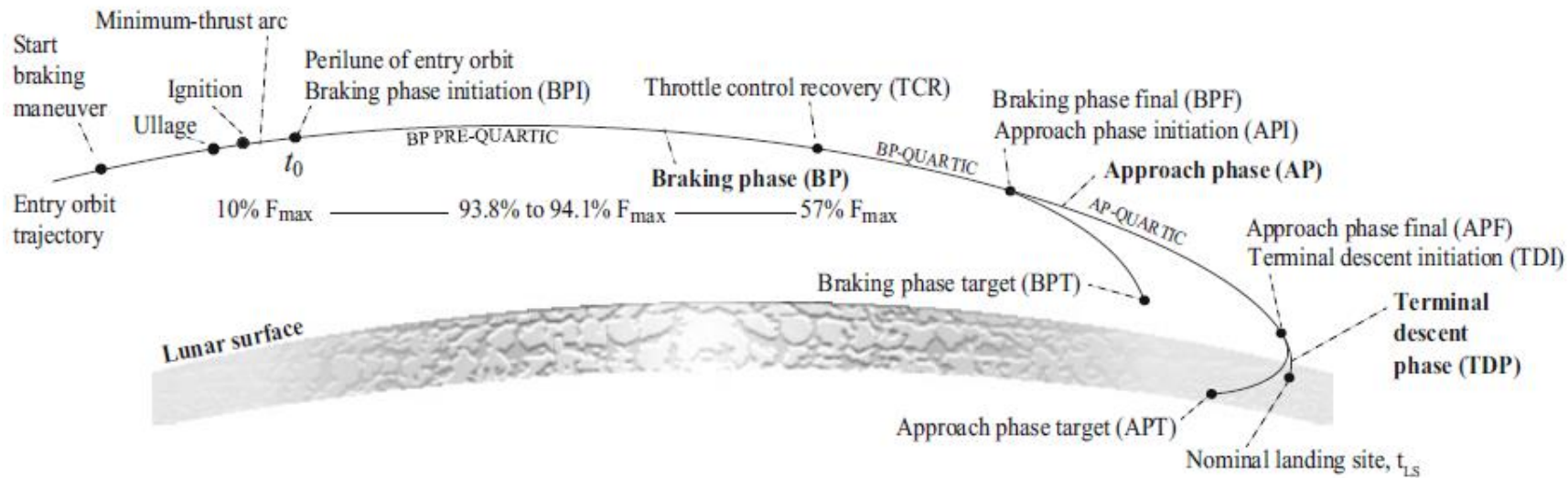


Для больших значений тяги двигателя оптимальная по массе траектория посадки КА подразумевает набор высоты с целью увеличения времени торможения, что снижает точность посадки. В то же время, недостаточно большая тяга может не обеспечивать требований мягкой посадки. Следовательно, для обеспечения точности посадки и сохранения требований к конечным параметрам на момент контакта, требуются отклонения траектории от оптимальной.

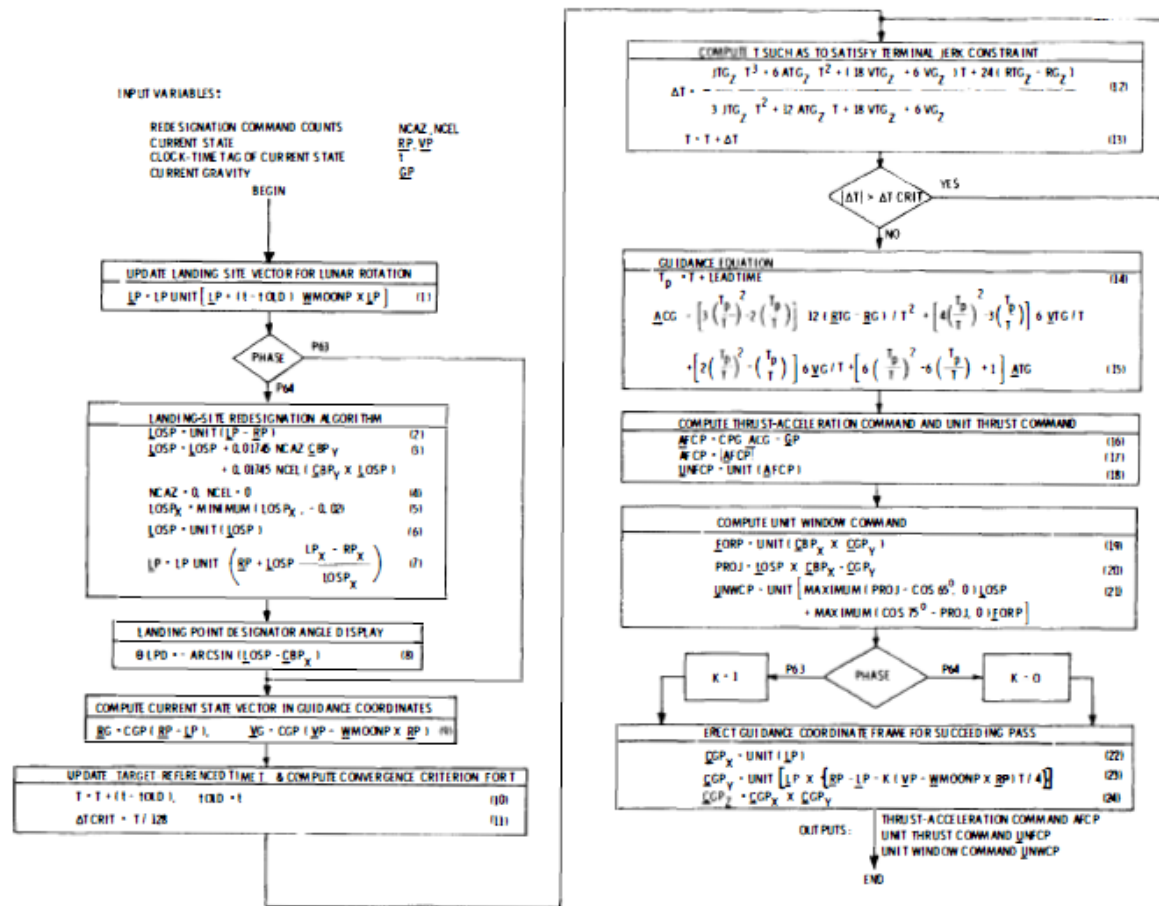
Полиномы четвёртой степени (quartic polynomials)

$$R = R_0 + R'(0)*T + R''(0)*T^2 / 2 + R'''(0)*T^3 / 6 + R''''(0)*T^4 / 24$$

- Использует разложение радиус-вектора аппарата в ряд Тейлора по времени до четвёртой степени. Соответственно, ограничены допустимые временные рамки из-за накопления ошибки.
- Основным достоинством является простота вычислений и возможность достаточно точного наведения. Недостатком является ограниченность по времени
- Применяется на заключительном участке основного торможения (BP-quartic) и в ходе этапа наведения (AP-quartic)



Блок-схема алгоритма наведения КА в рамках проекта «Аполлон» на этапах VP-quartic и AP-quartic



Заключение

- Были рассмотрены различные методы наведения космического аппарата при спуске и посадке на поверхность безатмосферного тела
- Для обеспечения наибольшей точности посадки рекомендуется использование метода гравитационного разворота на этапе основного торможения и полиномов четвёртой степени на этапе наведения на точку посадки
- Для обеспечения оптимального расхода топлива рекомендуется использование метода дробно-линейных тангенсов