МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования
«САНКТ-ПЕТЕРБУРГСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО ПРИБОРОСТРОЕНИЯ»

КАФЕДРА № 11

ОТЧЕТ
ЗАЩИЩЕН С ОЦЕНКОЙ отл +
ПРЕПОДАВАТЕЛЬ

| ст. преподаватель | 27.02.21 | А.П. Григорьев |
|---|---|---|
| должность, уч. степень, звание | подпись, дата | инициалы, фамилия |

# ОТЧЕТ О ЛАБОРАТОРНОЙ РАБОТЕ

# ОПТИМИЗАЦИЯ И АЛГОРИТМИЗАЦИЯ ПРОГРАММНОГО ТРАЕКТОРНОГО УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

по курсу: Алгоритмическое и программное обеспечение

РАБОТУ ВЫПОЛНИЛ

| СТУДЕНТ ГР. | 1711 | 27.02.21 | М.П. Корельский |
|---|---|---|---|
| | | подпись, дата | инициалы, фамилия |

Зачтено 27.02.2021

Санкт-Петербург 2021

# 1 Цель работы

1. Изучение способов управления движением летательного аппарата (ЛА) по линии заданного пути (ЛЗП): а) курсового; б) путевого; в) маршрутного.
2. Изучение критерия оптимального полёта по маршруту–функционала обобщённой работы.
3. Изучение законов управления боковым отклонением и отклонением высоты.
4. Изучение алгоритма траекторного управления.
5. Изучение численного решения задачи оптимизации маршрутного управления.
6. Определение оптимальных коэффициентов по отклонению и по скорости ($k_Z$ и $k_{\dot{Z}}$) методом чисел Фибоначчи.

# 2 Оптимальное управление полетом по маршруту

Для стационарных режимов характерны стационарные и нетерминальные оптимальные управления. Для маршрутного полёта, а также многих видов маневрирования, допустима нетерминальная оптимизация. В интересах простоты задачи оптимизации целесообразным является применение критерия оптимизации в виде ***функционала обобщённой работы*** (ФОР), предложенного для процессов, описываемых уравнениями [5]:

$$\dot{x}_i + f_i(x,t) = \sum_{j=1}^{m} \varphi_{i,j}(x,t)\, u_j, \qquad i = 1,\ 2,\ \ldots,\ n. \tag{2.1}$$

Оптимальными в смысле минимума функционала

$$I = V_3(x(t_2)) + \int_{t_1}^{t_2} Q_3\,(x,t)\,dt + \frac{1}{2}\int_{t_1}^{t_2} \sum_{j=1}^{m} \frac{u_j^2 + u_{j\,\text{оп}}^2}{k_j}\,dt \tag{2.2}$$

являются уравнения

$$u_j = u_{j\text{оп}} = -k_j^2 \sum_{k=1}^{n} \varphi_{kj}(x,t)\,\frac{\partial V}{\partial x_k}, \tag{2.3}$$

где $V = V\,(x,\ t)$ – решение уравнения Ляпунова

$$\frac{\partial V}{\partial t} - \sum_{i=1}^{n} f_i \frac{\partial V}{\partial x_i} = -Q_3\,(x,t) \tag{2.4}$$

при граничном условии $V(x\,(t_2), t_2) = V_3(x\,(t_2), t_2)$.

В уравнениях (2.1)–(2.4) $x(t)=(x_1, x_2, \ldots, x_n)^{\mathrm{T}}$ – вектор состояния; $u=(u_1, u_2, \ldots, u_m)^{\mathrm{T}}$ – вектор управления; $f_i$, $\varphi_{ij}$, $Q_3$, $V_3$ – заданные непрерывные функции времени; $k_j^2 > 0$ – заданные коэффициенты. Левый член ФОР в (2.2) (терминальный член) «отвечает» за вывод управляемого объекта в момент времени $t_{\text{кон}}=t_2$ в окрестность желаемой «цели». Средний член «отвечает» за качество переходных процессов и соблюдение ограничений. Правый член ФОР может выражать энергетические и информационные затраты, или и то и другое вместе. В целом правый член допускает следующую интерпретацию. При решении задач синтеза системы управления он влияет прежде всего на структуру и параметры синтезируемого интерфейса, связывающего систему управления с объектом управления (цифроаналоговые преобразователи, экстраполяторы, исполнительные устройства). При оптимальном управлении правый член всегда равен нулю [5].

Главным достоинством оптимизации на основе минимизации ФОР является алгоритмическая и вычислительная простота, поскольку решение уравнения Ляпунова не представляет трудностей. Минимизация ФОР вместо традиционных методов (например, минимизации методом динамического программирования) для сложных многоразмерных нелинейных задач оптимизации позволяет на два-три и более порядков сократить вычислительные затраты на стадии проектирования и требуемую вычислительную производительность в режиме реального времени.

Поставим задачу нахождения $\gamma_З=k_Z Z+k_{\dot Z}\dot Z$ с помощью ***критерия оптимального полёта по маршруту*** в виде частного случая ФОР [7]:

$$I = \int_0^T Z^2(t,k)\,dt\,, \qquad (2.5)$$

где $T$ – время переходного процесса, $k$ – оптимизируемый коэффициент ($k_Z$ или $k_{\dot Z}$). Левый член ФОР (2.2) можно положить равным нулю. Правый член ФОР равен нулю, т. к. система управления спроектирована оптимальной с точки зрения отработки управляющих сигналов. Функционал (2.5) имеет чёткий физический смысл. Он учитывает площадь подынтегральной кривой $Z(t)$, что обеспечивает минимум отклонений от ЛЗП.

Таким образом ***задача оптимизации управления по маршруту*** сводится к тому, чтобы найти такую зависимость угла крена от переменных состояния $\gamma_З=k_Z Z+k_{\dot Z}\dot Z$ под действием которой система из состояния $Z(0)$, $\dot Z(0)$ переходила бы в состояние $Z(t_{кон})=0$, $\dot Z(t_{кон})=0$ и при этом функционал $I$ принимал наименьшее значение.

Рассмотрим ***законы управления по каналам элеронов и руля высоты*** [1]. При стабилизации ЛА на траектории обычно сигнал датчика $Z$ вводят только в канал элеронов, а сигнал датчика $\Delta H=H-H_З$ (где $H_З$ – заданная высота полёта), как правило, вводят только в канал руля высоты. В результате для режима стабилизации ЛА на траектории законы управления по каналам элеронов, руля направления и руля высоты в общем виде могут быть представлены как [1]

$$\begin{cases} \delta_Э(s) = W_Э^{\gamma}(s)\,\gamma + W_Э^{\omega_x}(s)\,\omega_x + W_Э^{Z}(s)\,Z; \\ \delta_Н(s) = W_Н^{\omega_y}(s)\,\omega_y; \\ \delta_В(s) = W_В^{\upsilon}(s)\,\upsilon + W_В^{\omega_z}(s)\,\omega_z + W_В^{\Delta H}(s)\,\Delta H + W_В^{\gamma}(s)\,|\,\gamma\,|, \end{cases} \tag{2.6}$$

где $\gamma$ – угол крена; $\upsilon$ – угол тангажа; $\omega_x$, $\omega_y$, $\omega_z$ – проекции вектора угловой скорости разворота самолёта $\boldsymbol{\omega}$ на оси связанной системы координат.

Число слагаемых в правых частях системы (2.6) соответствует числу действительно применяемых в реальных системах датчиков. Особенности конкретных сервоприводов рулей учитываются передаточными функциями при входных параметрах.

Часто законы управления по каналам элеронов и руля высоты представляются в виде

$$\begin{cases} \delta_Э(s) = W_Э^{\gamma}(s)\,(\gamma - \gamma_З) + W_Э^{\omega_x}(s)\,\omega_x; \\ \delta_В(s) = W_В^{\upsilon}(s)\,(\upsilon - \upsilon_З) + W_В^{\omega_z}(s)\,\omega_z + W_В^{\gamma}(s)\,|\,\gamma\,|, \end{cases} \tag{2.7}$$

где $$\gamma_З(s) = -W_{\gamma}^{Z}(s)\,Z = -\frac{W_Э^{Z}(s)}{W_Э^{\gamma}(s)}\,Z; \qquad \upsilon_З(s) = -W_{\upsilon}^{\Delta H}(s)\,Z = -\frac{W_В^{\Delta H}(s)}{W_В^{\upsilon}(s)}\,\Delta H. \tag{2.8}$$

Величины $\gamma_З$ и $\upsilon_З$ при этом представляют «заданные» значения углов $\gamma$ и $\upsilon$, функционально связанные с $Z$ и $\Delta H$. Запись (2.7) законов управления намечает путь к упрощению систем уравнений, описывающих процессы стабилизации ЛА на траектории. Действительно, если предположить, что система управления мгновенно отрабатывает заданные значения углов крена и тангажа, так что $\gamma \equiv \gamma_З$, $\upsilon \equiv \upsilon_З$, то отпадает необходимость в рассмотрении уравнений (2.7), и ***законы управления боковым отклонением и отклонением высоты*** принимают вид

$$\gamma_З(s) = -W_{\gamma}^{Z}(s)\,Z, \qquad \upsilon_З(s) = -W_{\upsilon}^{\Delta H}(s)\,\Delta H, \tag{2.9}$$

выражающий связь уже не между входными и выходными параметрами каналов элеронов и руля высоты, а между *управляющими* ($\gamma$, $\upsilon$) и *траекторными* ($Z$, $\Delta H$) параметрами системы управления [1].

Траекторные параметры, характеризующие движение центра масс ЛА, изменяются во времени сравнительно медленно. Параметры, характеризующие движение вокруг центра масс, изменяются во времени сравнительно быстро. С помощью этих параметров можно эффективно воздействовать на движение центра масс. В связи с этим в качестве управляющих удобно использовать параметры, характеризующие движение самолёта вокруг центра масс, т.е. угловые параметры, что и отражено уравнениями (2.9). Практически запись (2.9) законов управления означает пренебрежение переходными процессами движения самолёта вокруг центра масс ввиду их малой длительности по сравнению с длительностью переходных процессов движения центра масс.

# 3 Алгоритм траекторного управления

Оптимальное управление полётом ЛА по маршруту осуществляется с помощью алгоритма траекторного управления (АТУ), который представлен на рис.3.1 АТУ реализуется в БЦВМ.

Входными параметрами АТУ являются траекторные параметры ЛА относительно текущей ЛЗП и следующей ЛЗП: *S*, *Z* – ортодромические координаты ЛА; $Z_{max}$ – максимальное допустимое боковое уклонение для использования в законе управления $\gamma_з = k_Z Z + k_{\dot{Z}} \dot{Z}$; *ФПУ* – фактический путевой угол; *V* – скорость ЛА; *H* – высота полёта; $H_з$ – заданная высота полё-та; $ЗПУ_i$ – заданный путевой угол *i*-й ЛЗП; $ЗПУ_{i+1}$ – заданный путевой угол (*i*+1)-й ЛЗП.

Выходными функциями АТУ являются: закон управления углом крена $\gamma_з = k_Z Z + k_{\dot{Z}} \dot{Z}$ и закон управления углом тангажа $\upsilon_з$.

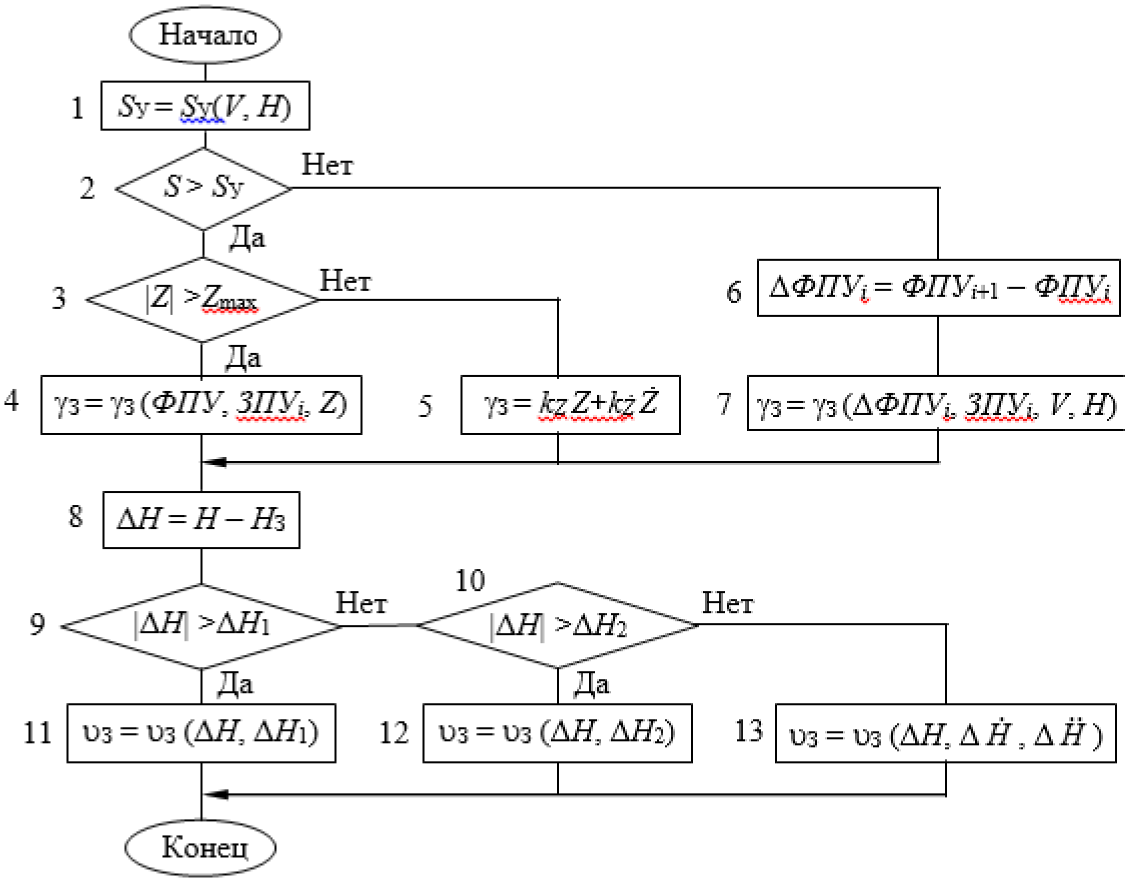


Рисунок 3.1 - Блок-схема алгоритма траекторного управления

Сигналы $V$ и $H$ позволяют рассчитать линейное упреждение разворота $S_у$ (блок 1). При $S > S_у$ АТУ обеспечивает режим стабилизации по боковому отклонению $Z$ от ЛЗП, причём, при больших отклонениях, когда $|Z| > Z_{max}$ (блок 3), обеспечивается перевод ЛА на траекторию сближения с ЛЗП. Расчёт $\gamma_з$ при этом осуществляется с учётом параметров *ФПУ*, $ЗПУ_i$ и $Z$, поскольку отпадает необходимость в сигнале $\dot{Z}$ для демпфирования боковых колебаний из-за необходимости скорейшего сближения с ЛЗП (блок 4). При $|Z| \le Z_{max}$ АТУ обеспечивает управление ЛА по закону $\gamma_з = k_Z Z + k_{\dot{Z}} \dot{Z}$, при этом устойчивость траекторного управления обеспечивается тем, что кроме отклонения $Z$ используется производная по времени $\dot{Z}$, которая обеспечивает демпфирование боковых колебаний (блок 5).

При $S \le S_у$ обеспечивается расчёт $\gamma_з$ в зависимости от разности заданных путевых углов $i$-й и ($i$+1)-й ЛЗП, а также в зависимости от скорости и высоты полёта $V$ и $H$ (блоки 6 и 7).

Управление в продольной плоскости обеспечивается путём стабилизации высоты относительно $H_з$. Вычисление $\upsilon_з$ осуществляется в зависимости от отклонений высоты полёта от заданной с помощью трёх различных соотношений (блоки 11, 12, 13). При больших отклонениях высоты $\Delta H$ от заданной (блоки 9, 10) в закон управления по тангажу входят только позиционные параметры (блоки 11, 12), а при малых отклонениях – также и производные от $\Delta H$, что обеспечивает устойчивость процесса стабилизации высоты (блок 13).

## 4 Численное решение задачи оптимизации

Предположим, что функционал (2.5) обладает особенностями: 1) имеет только один минимум (локальный, он же и абсолютный) на интервале определения $k$; 2) может не удовлетворять требованиям непрерывности и существования производной на интервале определения $k$. Функции, удовлетворяющие этим требованиям, называются *унимодальными*. Поиск минимума унимодальных функций может проводиться методом перебора, методом дихотомии, методом золотого сечения и методом чисел Фибоначчи [4]. Методы перечислены в порядке увеличения эффективности поиска. Таким образом, ***метод чисел Фибоначчи*** является самым эффективным. Поэтому поиск минимума функционала (2.5) будем проводить этим методом.

Реализация метода связана с использованием последовательности целых чисел, открытой итальянским математиком Леонардом Пизанским (Фибоначчи) в начале XIII века. Обозначим унимодальную целевую функцию через $z=z(x)$. Необходимо найти точку $x^*$ при которой целевая функция $z$ имеет минимум: $z^*=z(x^*)=\min\limits_{x} z(x)$. При этом считаем, что $x$ лежит в интервале [0, 1], поскольку любой другой интервал легко приводится к интервалу [0, 1].

Чтобы проследить за ходом развития схемы поиска $x^*$, $z^*$, предположим, что в нашем распоряжении имеется $N$ экспериментов. Оценим ситуацию, которая возникает после того, как проведён $N$–1 эксперимент и остаётся выбрать последнее значение $x=x_N$. К этому моменту гарантированная длина интервала неопределённости становится равной $L_{N-1}$, а сам интервал содержит точку $x_{N-1}$ (рис.4.1), причём среди всех величин $z_q$ ($q=\overline{1,\ N-1}$), полученных в предшествующих экспериментах, наибольшей является именно $z_{N-1}$. Положение $x_{N-1}$ на отрезке $L_{N-1}$ зависит от того, какой метод поиска была реализована на предыдущих шагах.

Длина конечного интервала неопределенности будет определяться не только выбираемым $x_N$, но и уже имеющимся $x_{N-1}$. Очевидно, результат поиска окажется наилучшим тогда, когда $x_{N-1}$ расположится на расстоянии ε/2 от середины $L_{N-1}$ (рис.4.1) (в этом случае достаточно разместить точку $x_N$ симметрично $x_{N-1}$ и найти $L_N=(L_{N-1}+\varepsilon)/2$ независимо от того, в каком отношении находятся $z_N$ и $z_{N-1}$). Таким образом, первым требованием к исследуемой схеме является следующее: после проведения $N$–1 экспериментов точка $x_{N-1}$ должна занять на $L_{N-1}$ положение, указанное на рис.4.1.

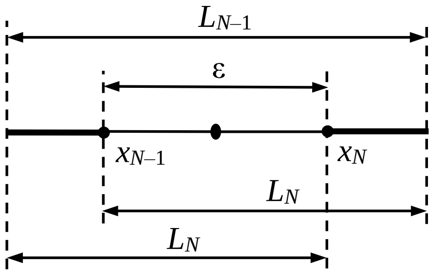

Рис.4.1.

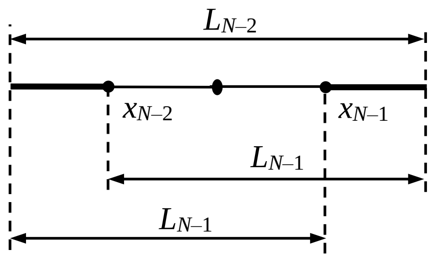

Рис.4.2.

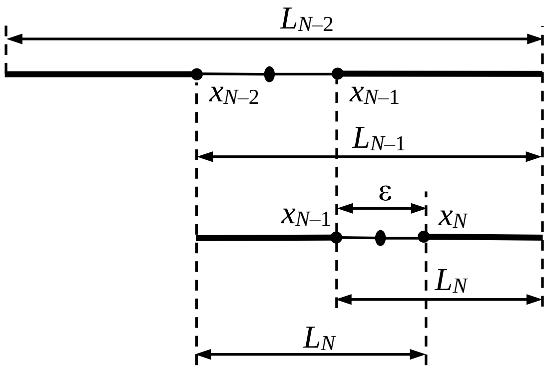

Рис.4.3

Пусть теперь стоит задача выбора двух последних значений $x$ ($x_{N-1}$ и $x_N$) в условиях, когда $N$–2 эксперимента проведены и найден интервал $L_{N-2}$, содержащий точку $x_{N-2}$, в которой получено значение $z=z_{N-2}$, наилучшее (по смыслу задачи) в рассматриваемой серии опытов (рис.4.2). Начнём выбирать $x_{N-1}$ (внутри $L_{N-2}$); как только $x_{N-1}$ и соответствующее $z_{N-1}$ станут известны, можно будет указать новый интервал неопределённости, меньший $L_{N-2}$. Поскольку заранее нельзя предсказать, будет ли $z_{N-1}>z_{N-2}$, лучше всего расположить точку $x_{N-1}$ симметрично $x_{N-2}$ несмотря на то, что расстояние между $x_{N-1}$ и $x_{N-2}$ окажется наверняка больше ε. Предложенный выбор $x_{N-1}$ даёт гарантию того, что длина нового интервала неопределённости не превысит величины $L_{N-1}$, отмеченной на рис.4.2, причем $L_{N-1}$ не может быть уменьшена, если задана точка $x_{N-2}$. Зная теперь $x_{N-1}$ и помня о требовании, отражённом в рис.4.1, приходим к выводу: чтобы получить результат $L_{N-1}$, необходимо два последних эксперимента провести так, как показано на рис.4.3, выполнив тем самым условие: $L_{N-2} = L_{N-1}+L_N$.

Таблица 4.1.

| Номер шага поиска $q$ | Формула для интервала неопределённости $L_q$ |
|---|---|
| $N$<br>$N$–1<br>$N$–2<br>$N$–3<br>$N$–4<br>$N$–5<br>. | $L_N = L_N$<br>$L_{N-1} = 2L_N - \varepsilon$<br>$L_{N-2} = 3L_N - \varepsilon$<br>$L_{N-3} = 5L_N - 2\varepsilon$<br>$L_{N-4} = 8L_N - 3\varepsilon$<br>$L_{N-5} = 13L_N - 5\varepsilon$<br>. . . . . . . . . . |
|  | $L_q = F_{N-q+1}L_N - F_{N-q-1}\,\varepsilon$ |

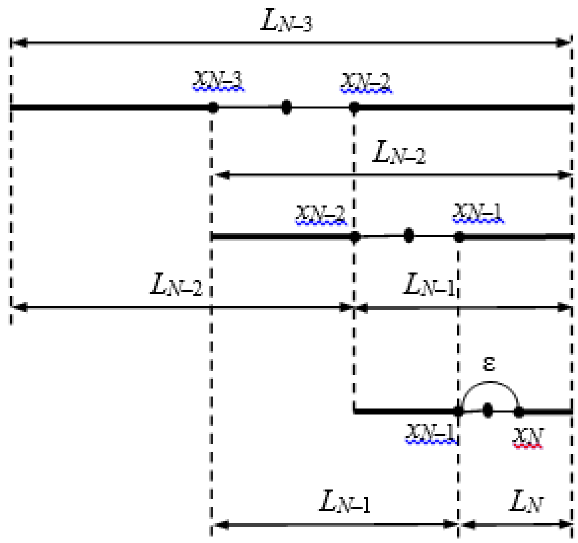


Рисунок 4.4

Если сделать очередной шаг и поставить задачу: найти $x_{N-2}$, $x_{N-1}$, $x_N$ при известных $L_{N-3}$, $x_{N-3}$, $z_{N-3}$, то окажется, что рассуждения, приведенные выше, могут быть целиком перенесены и на этот случай. Таким образом, приходим к равенству $L_{N-3} = L_{N-2} + L_{N-1}$; далее схема строится так, как показано на рис.4.4.

Теперь ясно, что *основное соотношение, характеризующее метод*, имеет вид

$$L_{q-1} = L_q + L_{q+1} \quad (q=\overline{2,\ N-1}). \tag{4.1}$$

Его анализ удобно начать с конкретизации выражений $L_q$ ($q=N, N$—1, ...), сведя их в табл.4.1. Нетрудно заметить, что коэффициенты при $L_N$ и ε в формулах таблицы составляют *последовательность чисел Фибоначчи* (табл.4.2), задаваемую равенствами $F_0=F_1=1$, $F_k=F_{k-1}+F_{k-2}$, где $k$—номер числа Фибоначчи, принимающий значения 2, 3, … . Используя это обстоятельство, можно дать общую запись выражения $L_q$, приведённую в нижней строке табл.4.1, откуда сле-дует $L_1=F_N L_N - F_{N-2}\,\varepsilon$. Но $L_1$ есть исходный единичный интервал неопределённости ($L_1$=1), поэтому [4]

$$L_N = (1+\varepsilon F_{N-2})/F_N. \tag{4.2}$$

Таблица 4.2 - Числа Фибоначчи

| Число Фибоначчи $F_k$ | 1 | 1 | 2 | 3 | 5 | 8 | 13 | 21 | 34 | 55 | 89 | 144 | 233 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Номер числа Фиб. $k$ | 0 | 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 | 12 |
| Число Фибоначчи $F_k$ | 377 | 610 | 987 | 1597 | 2584 | 4181 | 6765 | 10 946 | 17711 | | | | |
| Номер числа Фиб. $k$ | 13 | 14 | 15 | 16 | 17 | 18 | 19 | 20 | 21 | | | | |

Соотношение (4.2) позволяет оценить эффективность метода чисел Фибоначчи. Большая эффективность метода чисел Фибоначчи связана с тем, что сокращение длины очередного интервала $L_q$ требует проведения одного нового эксперимента, тогда как, например, в схеме дихотомии их требуется два.

Длина конечного интервала неопределённости $L_N$ должна быть меньше или равна 2ε. Из (4.2) следует

$$\frac{1+\varepsilon F_{N-2}}{F_N} \le 2\varepsilon \;\Rightarrow\; 1+\varepsilon F_{N-2} \le 2\varepsilon F_N \;\Rightarrow\; \varepsilon(F_{N-2}-2F_N) \le -1 \;\Rightarrow\; \varepsilon(F_{N-2}-2F_{N-1}-2F_{N-2}) \le -1 \;\Rightarrow$$

$$\varepsilon(-F_{N-2}-2F_{N-1}) \le -1 \Rightarrow \varepsilon(F_{N-2}+2F_{N-1}) \ge 1 \Rightarrow \varepsilon(F_{N-2}+F_{N-1}+F_{N-1}) \ge 1 \Rightarrow \varepsilon(F_N+F_{N-1}) \ge 1 \Rightarrow \varepsilon F_{N+1} \ge 1.$$

Отсюда следует

$$F_{N+1} \ge \frac{1}{\varepsilon}. \tag{4.3}$$

Таким образом, ***конечное число шагов поиска*** $N$ определяется по формуле (4.3).

В заключение рассмотрим вопрос о выборе точки $x_1$ и, связанной с этим, возможностью реализации метода. Из предыдущего анализа следует $x_1=1-L_2$; но $L_2=F_{N-1}L_N-\varepsilon F_{N-3}$ (см. табл. 4.1) или с учётом (4.2) $L_2=F_N\,[F_{N-1}+\varepsilon(F_{N-1}F_{N-2}-F_N\,F_{N-3})]$. Отсюда следует, что сделать первый шаг здесь можно лишь тогда, когда назначено число $N$, т. е. $x_1=x_1(N)$. Это является недостатком, затрудняющим в ряде случаев решение задачи из-за невозможности изменить $N$ после начала экспериментов. Отметим, что метод золотого сечения не требует предварительного задания $N$ и приближается по эффективности к исследованному методу чисел Фибоначчи [4].

# 5 Оптимизация коэффициента усиления по скорости $k_{\dot Z}$

Исходные данные представлены в таблице 5.1.

Таблица 5.1 – Исходные данные

| № варианта | Скорость самолёта $V$, м/с | Высота полёта $H$, м | Линейное боковое уклонение $Z$, м | Расстояние до ППМ $S$, км | Относительная погрешность ε | Коэффициент усиления по отклонению $k_{Z1}$, рад/м | Диапазон изменения коэффициента усиления по отклонению $0 \div k_{Z\max}$ | Диапазон изменения коэффициента усиления по скорости $k_{\dot Z}$ |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 9 | 272 | 5000 | 2000 | 200 | 0,04 | 0.001 | 0÷0,002 | 0÷0,1 |

По формуле (4.3) рассчитаем конечное число шагов поиска N.

$F_{N+1} \geq \frac{1}{\varepsilon} = \frac{1}{0{,}04} = 25.$

По таблице 4.2 определяем, что $F_{N+1} = 34,\ N+1 = 8 \Longrightarrow N = 7.$

По формуле (4.2) получим длину конечного относительного интервала неопределенности

$L_N = \frac{(1+\varepsilon F_{N-2})}{F_N} = \frac{(1+0{,}04\cdot 8)}{21} = 0{,}0629$

Результаты расчета остальных относительных интервалов неопределенности формулам из таблицы 4.1 занесем в таблицу 5.2.

Таблица 5.2 – Результаты расчета интервалов неопределенности для $k_{\dot{Z}}$

| Относительный интервал неопределенности | Длина интервала | Абсолютный интервал неопределённости | Длина интервала |
|---|---|---|---|
| $L_1$ | 1 | $L'_1$ | 0,1 |
| $L_2$ | 0,6171 | $L'_2$ | 0,0617 |
| $L_3$ | 0,3829 | $L'_3$ | 0,0383 |
| $L_4$ | 0,2343 | $L'_4$ | 0,0234 |
| $L_5$ | 0,1486 | $L'_5$ | 0,0149 |
| $L_6$ | 0,0857 | $L'_6$ | 0,0086 |
| $L_7$ | 0,0629 | $L'_7$ | 0,0063 |
| | $L_q = F_{N-q+1} L_N - F_{N-q-1}\varepsilon$ | | |

С помощью программы OTU проведем оптимизацию коэффициента усиления по скорости $k_{\dot{Z}}$ методом чисел Фибоначчи при $k_{\dot{Z}}=0\div0{,}1$, $k_Z=k_{Z1}$. Результаты оптимизации занесем в таблицу 5.3.

Таблица 5.3 – Поиск минимума интегрального критерия

| Номер шага поиска $q$ | Интегральный критерий $I_q$ | Коэффициент усиления по скорости $k_{\dot{Z}q}$, рад·с/м |
|---|---|---|
| 1 | 0,165 | 0,0617 |
| 2 | 0,122 | 0,0383 |
| 3 | 0,095 | 0,0234 |
| 4 | 0,109 | 0,0149 |
| 5 | 0,107 | 0,0297 |
| 6 | 0,093 | 0,0211 |
| 7 | 0,098 | 0,0171 |

$k_{\dot{Z}опт}$ = 0,0211 рад·с/м

Алгоритм и результаты оптимизации отражены на рисунке 5.1.

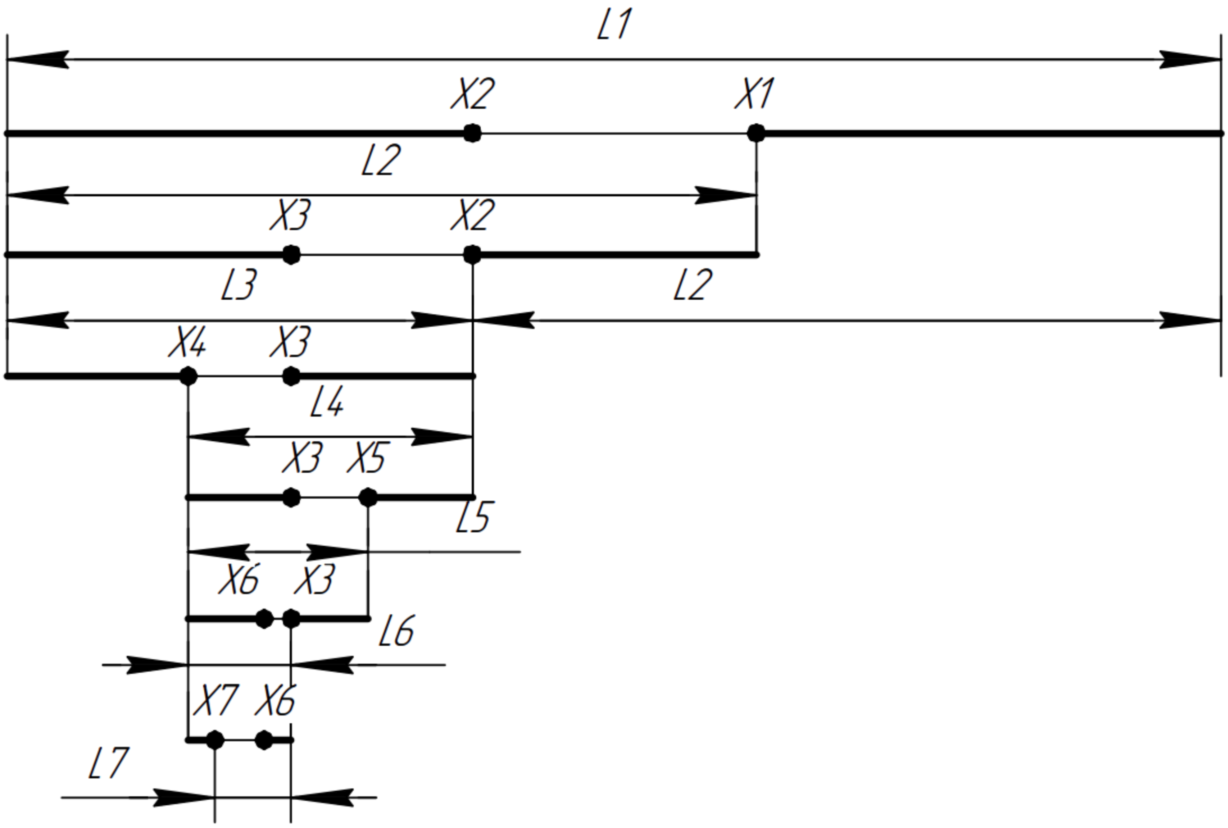


Рисунок 5.1 – Результаты оптимизации $k_{\dot{Z}}$

На рисунке 5.1 $L_i = L'_q$ - абсолютный интервал неопределенности, $x_i = k_{\dot{Z}q}$ – коэффициент усиления по скорости.

## 6 Оптимизация коэффициента усиления по отклонению $k_Z$

Коэффициент усиления по скорости примем $k_{\dot{Z}} = 0{,}0211$ рад $\cdot$ с/м. Результаты расчета конечных относительных и абсолютных интервалов неопределенности занесем в таблицу 6.1.

Таблица 6.1 – Результаты расчета интервалов неопределенности для $k_Z$

| Относительный интервал неопределенности | Длина интервала | Абсолютный интервал неопределённости | Длина интервала |
|---|---|---|---|
| $L_1$ | 1 | $L'_1$ | 0,002 |
| $L_2$ | 0,6171 | $L'_2$ | 0,00123 |
| $L_3$ | 0,3829 | $L'_3$ | 0,00077 |
| $L_4$ | 0,2343 | $L'_4$ | 0,00047 |
| $L_5$ | 0,1486 | $L'_5$ | 0,00030 |
| $L_6$ | 0,0857 | $L'_6$ | 0,00017 |

| | | | |
|---|---|---|---|
| $L_7$ | 0,0629 | $L'_7$ | 0,00013 |
| | $L_q=F_{N-q+1}L_N - F_{N-q-1}\varepsilon$ | | |

С помощью программы OTU выполним оптимизацию по $k_Z$. Результаты оптимизации занесем в таблицу 6.2.

Таблица 6.2 – Поиск минимума интегрального критерия

| Номер шага поиска $q$ | Интегральный критерий $I_q$ | Коэффициент усиления по отклонению $k_{Zq}$, рад/м |
|---|---|---|
| 1 | 0,096 | 0,00123 |
| 2 | 0,103 | 0,00077 |
| 3 | 0,116 | 0,00153 |
| 4 | 0,092 | 0,00106 |
| 5 | 0,094 | 0,00094 |
| 6 | 0,093 | 0,00111 |
| 7 | 0,093 | 0,00098 |

$k_{Zопт}$ = 0,00106 рад/м

Алгоритм и результаты оптимизации отражены на рисунке 6.1.

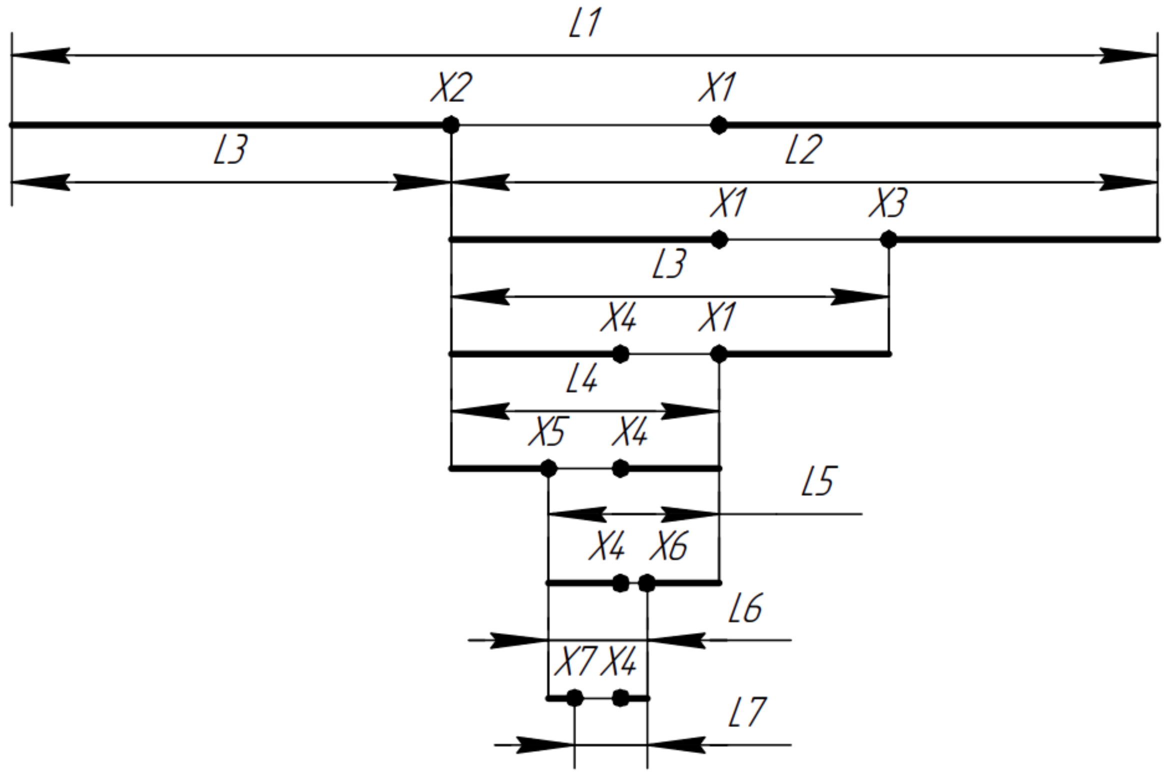


Рисунок 6.1 – Результаты оптимизации $k_Z$

На рисунке 6.1 $L_i = L'_q$ - абсолютный интервал неопределенности, $x_i = k_{Zq}$ – коэффициент усиления по отклонению.

## 7 Выводы

В результате выполнения лабораторной работы выполнено:

1. Изучение способов управления движением летательного аппарата (ЛА) по линии заданного пути (ЛЗП): а) курсового; б) путевого; в) маршрутного.
2. Изучение критерия оптимального полёта по маршруту–функционала обобщённой работы.
3. Изучение законов управления боковым отклонением и отклонением высоты.
4. Изучение алгоритма траекторного управления.
5. Изучение численного решения задачи оптимизации маршрутного управления.
6. Определение оптимальных коэффициентов по отклонению и по скорости ($k_Z$ и $k_{\dot{Z}}$) методом чисел Фибоначчи.

Получены следующие значения: $k_{\dot{Z}\text{опт}}$ = 0,0211 рад·с/м, $k_{Z\text{опт}}$ = 0,00106 рад/м. Оптимальная траектория, выводимая программой OTU, представлена на рисунке 7.1.

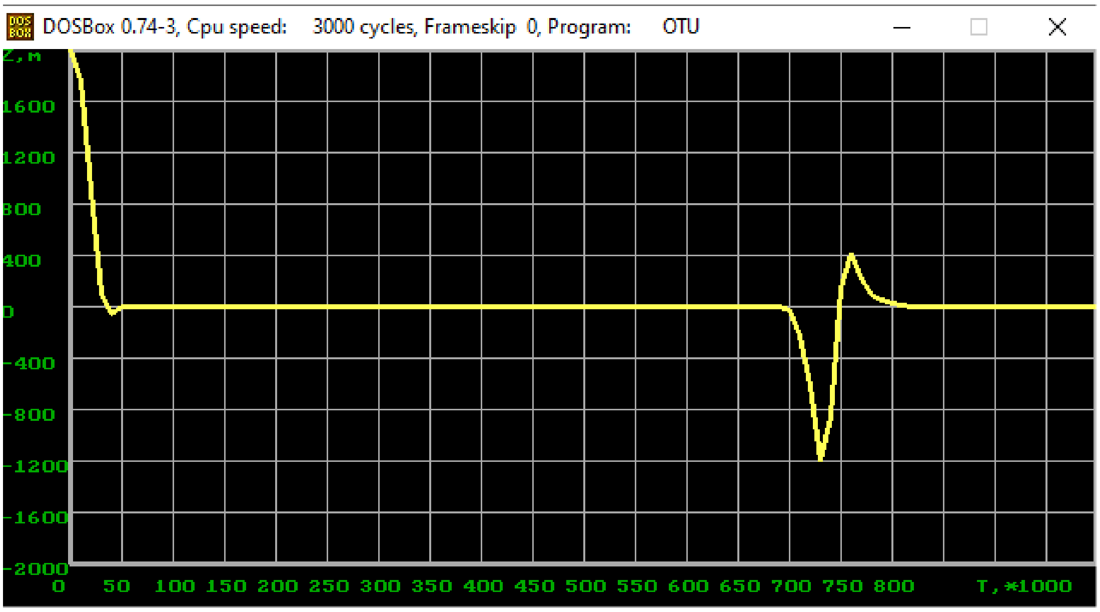


Рисунок 7.1 – Оптимальная траектория

## 8 Библиографический список


1. Бортовые системы управления полётом/Ю.В. Байбородин, В.В. Драбкин, Е.Г. Сменковский и др. М.: Транспорт, 1975. 336 с.
2. Воздушная навигация: справочник/А.М. Белкин, Н.Ф. Миронов, Ю.И. Рублёв и др. М.: Транспорт, 1988. 303 с.
3. Воробьёв Л.М. Воздушная навигация. М.: Машиностроение, 1984. 256 с.
4. Дегтярёв Ю.И. Методы оптимизации: Учебное пособие для вузов. М.: Советское радио, 1980. 272 с.

5. Красовский А.А. Основы теории авиационных тренажёров. М.: Машиностроение, 1995. 304 с.
6. Мамаев В.Я., Есин Ю.Ф., Графов Е.Н. Алгоритмическое обеспечение приборных комплексов летательных аппаратов с цифровыми вычислителями: Учебное пособие/ЛИАП. Л., 1985. 88 с.
7. Применение специализированных бортовых вычислителей в навигации и управлении: Методические указания к выполнению лабораторных работ/Сост. Е.Н. Графов, В.В. Зуев, В.Я. Мамаев и др./ЛИАП. Л., 1985. 51 с.