

Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана

Кафедра СМЗ

«Динамика и управление полётом ракет и космических аппаратов»

Курсовая работа

за 7 семестр

по курсу

«Динамика полёта»

«Определение программы выведения КА на орбиту искусственного  
спутника Луны»

Москва 2023

## Содержание

Постановка задачи .....	3
Решение краевых задач. Метод секущих .....	7
Алгоритм Левенберга-Марквардта для поиска минимума функций множества переменных .....	10
Исходные данные .....	12
Порядок выполнения курсовой работы .....	12
Приложение .....	15

Выдача – 15.09.23 г., сдача – до 16.12.23 г.

**Цель работы:** Освоение методов определения программы выведения космического аппарата (КА) на целевую орбиту на примере решения задачи параметрической оптимизации программы управления вектором тяги двигательной установки (ДУ) при выведении КА с поверхности Луны на орбиту её искусственного спутника (ИСЛ). Изучение влияния параметров программы управления вектором тяги на траекторию движения КА при выведении его на орбиту ИСЛ.

Для достижения цели необходимо:

- разработать программно-математическое обеспечение, позволяющее определять программу управления вектором тяги ДУ средства выведения (СВ) при компланарном выведении КА на орбиту ИСЛ с её поверхности, минимизирующую затраты компонентов топлива;
- провести анализ влияния параметров программы управления вектором тяги ДУ на траекторию выведения КА и затраты компонентов топлива ДУ СВ.

### Постановка задачи

Моделируется компланарное выведение КА с поверхности Луны на орбиту ИСЛ с заданными параметрами. Рассматривается схема выведения, содержащая пассивный участок. ДУ работает с момента старта  $t_0$  до некоторого момента времени  $t_1$ , после которого следует пассивный полёт средства выведения продолжительностью  $\Delta t_{\text{пут}}$ . В момент времени  $t_2 = t_1 + \Delta t_{\text{пут}}$  производится повторный запуск ДУ, которая работает далее вплоть до достижения граничных условий – до выхода на целевую орбиту. Закон управления ориентацией вектора тяги ДУ задан, определения требуют его параметры, а также параметры циклограммы работы ДУ:  $t_1$ ,  $\Delta t_{\text{пут}}$ .

Выведение КА на орбиту ИСЛ рассматривается в стартовой системе координат с учетом следующих допущений:

- атмосфера на Луне отсутствует (аэродинамические возмущения не учитываются);
- гравитационное поле Луны – центральное;
- вращение Луны не учитывается;
- возмущения от действия гравитационных полей Земли и других планет не учитываются;
- Луна – сфера радиуса  $R_M = 1738$  км;
- старт СВ осуществляется вертикально;
- система управления СВ считается идеальной, затраты массы компонентов топлива на программные развороты не учитываются;
- СВ рассматривается как материальная точка переменной массы.

Уравнения движения СВ в стартовой системе координат ( $Oxy$ ) имеют вид:

$$\begin{cases} \frac{dV_x}{dt} = \frac{P}{m} \cos \vartheta + g_x, \\ \frac{dV_y}{dt} = \frac{P}{m} \sin \vartheta + g_y, \\ \frac{dx}{dt} = V_x, \\ \frac{dy}{dt} = V_y, \\ \frac{dm}{dt} = -\beta, \end{cases} \quad (1)$$

где  $m$  – масса СВ, кг;

$\beta$  – секундный расход топлива, кг/с;

$\vartheta$  – угол тангажа, рад;

$P = W_{ист} \beta$  – тяга ДУ, Н;

$W_{ист}$  – эффективная скорость истечения топлива, м/с;

$$g_x = -\frac{\mu_M x}{[x^2 + (R_M + y)^2]^{3/2}},$$

$$g_y = -\frac{\mu_M (R_M + y)}{[x^2 + (R_M + y)^2]^{3/2}} - \text{проекция ускорения от гравитационного поля Луны на}$$

соответствующие оси стартовой системы координат, м/с<sup>2</sup>;

$R_M = 1738$  км – радиус Луны;

$\mu_M = 4,903 \cdot 10^3$  км<sup>3</sup>/с<sup>2</sup> – гравитационная постоянная Луны.

Ориентация вектора тяги ДУ в случае компланарного выведения определяется углом тангажа.

Закон изменения угла тангажа на активных участках траектории при условии осуществления вертикального старта СВ имеет вид (2).

$$\vartheta = \begin{cases} \frac{\pi}{2}, & t \leq t_B; \\ \frac{\pi}{2} + \dot{\vartheta}_1 \cdot (t - t_B), & t_B < t \leq t_1; \\ \vartheta_2, & t_2 \leq t \leq t_k, \end{cases} \quad (2)$$

где  $t_B$  – продолжительность вертикального участка, с;

$t_1$  – время начала пассивного участка траектории (выключения ДУ), с;

$t_2 = t_1 + \Delta t_{ПВТ}$  – время начала второго активного участка траектории (повторного включения

ДУ), с;

$t_k$  – время достижения целевой орбиты, с;

$\dot{\mathcal{G}}_1 = \frac{d\mathcal{G}_1}{dt} = const$  – угловая скорость изменения угла тангажа на первом активном участке

траектории, рад/с;

$\mathcal{G}_2 = const$  – угол тангажа на втором активном участке траектории, рад.

Начальные условия на левом конце траектории (при  $t = t_0$ ):

$$x(t_0) = 0, y(t_0) = 0, V_x(t_0) = 0, V_y(t_0) = 0, m(t_0) = m_0. \quad (3)$$

Целевая орбита ИСЛ задается *граничными условиями* (4) на правом конце траектории выведения (при  $t = t_k$ ).

$$|\bar{r}(t_k)| \equiv R_{ИСЛ} = R_M + h_{ИСЛ}, |\bar{V}(t_k)| \equiv V_{ИСЛ} = \sqrt{\frac{\mu_M}{R_{ИСЛ}}}, (\bar{r}, \bar{V})(t_k) = 0 \Leftrightarrow \theta(t_k) = 0, \quad (4)$$

где  $r = \sqrt{x^2 + (y + R_M)^2}$  – радиус-вектор, проведенный из центра Луны;

$h_{ИСЛ}$  – высота круговой орбиты ИСЛ;

$$\theta = \arcsin \left( \frac{(\bar{r}, \bar{V})}{|\bar{r}| \cdot |\bar{V}|} \right) - \text{угол наклона траектории к местному горизонту.}$$

Продолжительность вертикального участка  $t_g$  считается заданной. Параметры закона управления вектором тяги  $\dot{\mathcal{G}}_1$ ,  $\mathcal{G}_2$ ,  $t_1$ ,  $\Delta t_{ПУТ}$ , а также продолжительность полёта  $t_k$  подлежат определению. Поскольку количество граничных условий на правом конце (4) меньше, чем количество параметров, подлежащих определению, то поставленная задача может иметь множество решений, среди которых требуется определить наилучшее по заданному критерию. Таким образом, можно сформулировать следующую *задачу параметрической оптимизации*:

Необходимо определить такие параметры закона управления ориентацией вектора тяги на активных участках и параметры циклограммы работы ДУ  $\dot{\mathcal{G}}_1$ ,  $\mathcal{G}_2$ ,  $t_1$ ,  $\Delta t_{ПУТ}$ , а также продолжительность полёта  $t_k$ , чтобы, при заданных начальных условиях движения (3), на правом конце траектории выведения было обеспечено выполнение условий (4) при минимальном возможном расходе компонентов топлива ДУ СВ. Т.е. выбор наилучшего решения производится исходя из критерия (5).

$$\Delta m_T = (m(t_0) - m(t_k)) \rightarrow \min. \quad (5)$$

Рабочий запас компонентов топлива ДУ СВ может варьироваться в некотором диапазоне, что, при учёте заданной начальной массы СВ на поверхности Луны, означает возможность увеличения массы доставляемого на орбиту ИСЛ полезного груза за счёт сокращения массы заправки

компонентами топлива, потребными на осуществление выведения. Предельная возможная масса рабочего запаса топлива задана ( $\Delta m_{T_{\max}}$ ).

Так как поставленная задача требует выполнения некоторого набора граничных условий на правом конце траектории, ее можно отнести к классу задач условной оптимизации. Однако, в рамках курсовой работы эта задача сводится к задаче безусловной оптимизации, включающей в себя в качестве составной части *краевую задачу*.

При постановке краевой задачи количество граничных условий на правом конце траектории, как известно, должно соответствовать количеству искомым параметров управления. Так как время выведения  $t_k$  не задано, одно из условий (4) может быть выбрано для его определения – в качестве параметра останова численного интегрирования траектории движения. Таким образом, необходимо сформулировать краевую задачу размерности  $m = 2$ , где в качестве граничных условий выступают два оставшихся условия из (4). Для этого среди неизвестных параметров закона управления ( $\dot{\mathcal{Q}}_1, \mathcal{Q}_2, t_1, \Delta t_{\text{ПУТ}}$ ) необходимо задать два параметра, которые будут обеспечивать выполнение этих краевых условий. Два оставшихся «свободных» параметра выбираются таким образом, чтобы обеспечить выполнение критерия (5).

Важно отметить, что выбор параметра останова численного интегрирования и «свободных» параметров управления для задачи параметрической оптимизации требует предварительного анализа задачи и может повлиять на успешность и простоту её решения.

Интегрирование системы дифференциальных уравнений движения при решении задачи произвести методом Рунге-Кутты 4-го порядка с шагом  $\Delta t$ . Для решения краевой задачи применить метод секущих. Для решения задачи параметрической оптимизации – алгоритм Левенберга-Марквардта.

## Решение краевых задач. Метод секущих

Поставленную краевую задачу можно свести к решению системы нелинейных уравнений вида:

$$\Delta \bar{F}(\bar{U}) = 0, \quad (6)$$

где  $\bar{U} = [u_1 \ u_2 \ \dots \ u_m]^T$  – вектор-столбец искомых параметров краевой задачи;

$\Delta F(\bar{U}) = [\Delta f_1 \ \Delta f_2 \ \dots \ \Delta f_m]^T$  – вектор-столбец невязок граничных условий.

Рассмотрим один из наиболее известных градиентных методов решения нелинейных уравнений и их систем – метод Ньютона (метод касательных) и его модификацию – метод секущих.

### 1. Метод Ньютона (метод касательных) для итерационного решения нелинейного уравнения

Предположим, что требуется определить корень нелинейного уравнения:

$$f(u) = 0. \quad (7)$$

Пусть на некотором отрезке  $[a, b]$  существует единственный корень уравнения (7)  $u = u^*$ , а также непрерывная, отличная от нуля производная  $f'(u)$ .

Пусть  $u^0 \in [a, b]$  – начальное приближение к корню  $u^*$ . Построим в точке с координатами  $(u^0, f(u^0))$  касательную к графику функции  $f(u)$ . За следующее приближение  $u^1$  к корню уравнения (7) примем точку пересечения данной касательной с осью абсцисс (рисунок 1). Аналогично получается приближение  $u^2$  – как точка пересечения оси абсцисс с касательной, проведенной к точке графика с координатами  $(u^1, f(u^1))$ . Продолжая этот процесс, получим последовательность  $u^0, u^1, u^2, \dots, u^i, \dots, u^n$  приближений к  $u^*$ . Данная последовательность будет сходиться к корню  $u^*$ , в случае принадлежности начального приближения  $u^0$  области сходимости.

Исходя из уравнения касательной, можно записать:

$$f(u^i) + f'(u^i) \cdot (u^{i+1} - u^i) = 0.$$

Выражая из данной формулы значение  $u^{i+1}$ , получаем итерационную формулу метода Ньютона:

$$u^{i+1} = u^i - \frac{f(u^i)}{f'(u^i)}. \quad (8)$$

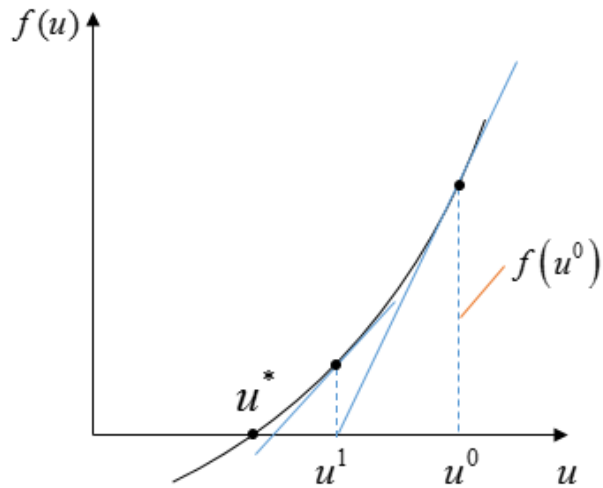


Рисунок 1 – Геометрическая интерпретация итерационного метода Ньютона

## 2. Модификация метода Ньютона - метод секущих

Метод секущих предполагает численную аппроксимацию производной  $f'(u^i)$  разделенной разностью. Соответствующая замена в формуле (8) приводит к следующей итерационной формуле:

$$u^{i+1} = u^i - \frac{u^{i-1} - u^i}{f(u^{i-1}) - f(u^i)} f(u^i). \quad (9)$$

Необходимо отметить, что данный метод является двухшаговым, т.к. для нахождения  $(i+1)$ -го приближения требуется знание значений функции  $f(u)$  в двух предыдущих точках:  $u^i, u^{i-1}$ .

## 3. Метод секущих для итерационного решения системы нелинейных уравнений

Пусть необходимо решить систему нелинейных уравнений, содержащую  $m$  неизвестных, вида:

$$\begin{cases} f_1(u_1, u_2, \dots, u_m) = 0, \\ f_2(u_1, u_2, \dots, u_m) = 0, \\ \dots \\ f_m(u_1, u_2, \dots, u_m) = 0. \end{cases} \quad (10)$$

В отличие от случая решения систем алгебраических линейных уравнений, использование прямых методов решения для систем нелинейных уравнений невозможно. В общем случае весьма сложно выяснить, имеет ли система (10) решения и сколько их.

Обозначим решение системы (10)  $\bar{U}^* = [u_1^* \ u_2^* \ \dots \ u_m^*]^T$ . Для его поиска необходимо применение итерационного метода, позволяющего на некоторой  $n$ -й итерации определить решение системы в заданной точностью  $\varepsilon$ :  $\|\bar{U}^n - \bar{U}^*\| < \varepsilon$ .



Аналогично рассуждениям в п.1, предположим, что, исходя из начального приближения  $\bar{U}^0$  к решению  $\bar{U}^*$ , построены приближения  $\bar{U}^0, \bar{U}^1, \bar{U}^2, \dots, \bar{U}^i, \dots, \bar{U}^n$ . Каждую из функций в системе (10) можно заменить на линейный член её разложения в ряд Тейлора в точке  $\bar{U}^i$ :

$$f_j(\bar{U}) \approx f_j(\bar{U}^i) + \sum_{q=1}^m \frac{\partial f_j(\bar{U}^i)}{\partial u_q} (u_q - u_q^i), \quad j = 1, 2, \dots, m.$$

В результате система (10) на каждой итерации  $i$  преобразуется к системе линейных алгебраических уравнений (СЛАУ), которая запишется в матричном виде как:

$$\bar{F}(\bar{U}^i) + J(\bar{U}^i) \cdot (\bar{U} - \bar{U}^i) = 0, \quad (11)$$

где  $J = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial u_1} & \dots & \frac{\partial f_1}{\partial u_m} \\ \dots & \dots & \dots \\ \frac{\partial f_m}{\partial u_1} & \dots & \frac{\partial f_m}{\partial u_m} \end{bmatrix}$  - матрица Якоби.

Предположим, что матрица Якоби невырожденная, т.е. существует матрица  $J^{-1}$ . Тогда система (11) имеет единственное решение, которое принимается за очередное приближение  $\bar{U}^{i+1}$  к  $\bar{U}^*$ . Аналогично (9), получаем расчетную итерационную формулу:

$$\bar{U}^{i+1} = \bar{U}^i + J^{-1}(\bar{U}^i) \left( -\bar{F}(\bar{U}^i) \right). \quad (12)$$

Если производные в матрице Якоби заменить конечно-разностными отношениями, аналогично рассмотренным п.2, то придем к обобщению метода секущих для систем нелинейных уравнений.

Вместо (11) часто решают эквивалентную СЛАУ относительно поправки к вектору искомых параметров  $\Delta \bar{U}^{i+1}$ :

$$J(\bar{U}^i) \Delta \bar{U}^{i+1} = -\bar{F}(\bar{U}^i),$$

а затем полагают:

$$\bar{U}^{i+1} = \bar{U}^i + \Delta \bar{U}^{i+1}.$$

## Алгоритм Левенберга-Марквардта для поиска минимума функций множества переменных

Пусть требуется найти минимум некоторой функции  $g(\bar{X})$ , где  $\bar{X} = [x_1 \ \dots \ x_k]^T$  – вектор оптимизируемых параметров.

Обозначим решение задачи  $\bar{X}^* = [x_1^* \ x_2^* \ \dots \ x_k^*]^T$ , а искомый минимум функции –  $g_{min} = g(\bar{X}^*)$ . Для его поиска необходимо применение итерационной процедуры, позволяющей на некоторой  $n$ -й итерации определить аргументы функции, отвечающие её минимуму, с заданной точностью  $\varepsilon_{extr}$ :  $|\nabla g(\bar{X}_n)| < \varepsilon_{extr}$ , где  $\nabla g(\bar{X}_n) = \left[ \frac{\partial g(\bar{X}_n)}{\partial x_1} \ \frac{\partial g(\bar{X}_n)}{\partial x_2} \ \dots \ \frac{\partial g(\bar{X}_n)}{\partial x_k} \right]^T$  – вектор градиента функции в точке  $\bar{X}_n$ .

Для описания итерационного алгоритма Левенберга-Марквардта поиска минимума функции введём обозначения:

$$H = \begin{bmatrix} \frac{\partial^2 g}{\partial x_1^2} & \dots & \frac{\partial^2 g}{\partial x_1 \partial x_k} \\ \dots & \dots & \dots \\ \frac{\partial^2 g}{\partial x_k \partial x_1} & \dots & \frac{\partial^2 g}{\partial x_k^2} \end{bmatrix} \text{ – матрица Гессе (гессиан функции } g(\bar{X}));$$

$$I = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \text{ – единичная матрица порядка } k;$$

$C_1, C_2 = const$  – числовые коэффициенты, подчиняющиеся условиям:  $C_1 \in [0,1]$ ,  $C_2 > 1$ ;

$\alpha$  – числовой коэффициент.

Итерационный алгоритм требует задания некоего начального приближения  $\bar{X}_0$ , а также начального значения коэффициента  $\alpha_0$ , и на  $i$ -й итерации состоит в следующем:

1. Производится расчёт значения минимизируемой функции  $g(\bar{X}_i)$  и ее градиента  $\nabla g(\bar{X}_i)$ . Если  $|\nabla g(\bar{X}_i)| < \varepsilon$ , то принимается, что  $\bar{X}^* = \bar{X}_i$ ,  $g_{min} = g(\bar{X}_i)$ . В противном случае осуществляется переход к п.2 алгоритма.
2. Рассчитывается гессиан функции  $g$  в точке  $\bar{X}_i$  –  $H_i = H(\bar{X}_i)$ .
3. Определяется следующее приближение к решению по формуле (13)

$$\bar{X}_{i+1} = \bar{X}_i - (H_i + \alpha_i I)^{-1} \nabla g(\bar{X}_i), \tag{13}$$

4. Рассчитывается значение функции в точке  $g(\bar{X}_{i+1})$ . Если  $g(\bar{X}_{i+1}) < g(\bar{X}_i)$ , то назначается  $\alpha_{i+1} = C_1 \alpha_i$  и производится переход к п.1 алгоритма. В противном случае принимается  $\alpha_i = C_2 \alpha_i$  и повторно выполняется п.3.

Начальное значение  $\alpha_0$  рекомендуется задать сравнительно большим – порядка  $10^3 \div 10^4$ .

Между коэффициентами  $C_1, C_2$  возможно установить соотношение:  $C_2 = \frac{1}{C_1}$ .

## Исходные данные

$P_j$	=	_____ Н	тяги СВ ( $j = 1, 2$ );
$W_{ист}$	=	_____ м/с	эффективная скорость истечения топлива;
$m_0$	=	3015 кг	начальная масса СВ;
$\Delta m_{T_{max}}$	=	1550 кг	предельная масса рабочего запаса топлива ДУ СВ;
$m_{конст}$	=	615 кг	масса конструкции СВ;
$t_g$	=	14 с	продолжительность вертикального участка выведения;
$\Delta t$	=	0,1 с	шаг интегрирования.

Для каждого из вариантов значения тяги ДУ СВ  $P_j$ ,  $j = 1, 2$  заданы два значения высоты круговой целевой орбиты ИСЛ  $h_{исл\ j\ 1}$ ,  $h_{исл\ j\ 2}$ .

Исходные данные приведены в приложении.

## Порядок выполнения курсовой работы

1. Ознакомиться с математической моделью движения, методикой решения краевых задач и предложенным алгоритмом решения задач оптимизации.
2. Разработать программно-математическое обеспечение (ПМО), реализующее интегрирование математической модели движения СВ, итерационный метод решения системы нелинейных уравнений краевой задачи, метод решения задачи параметрической оптимизации.
3. Провести решение задачи параметрической оптимизации с помощью разработанного ПМО: определить параметры закона управления вектором тяги ДУ, отвечающие программам выведения на заданные целевые орбиты ИСЛ (согласно варианту задания) и обеспечивающие минимальный расход компонентов топлива, для двух вариантов характеристик ДУ СВ. Решение должно быть получено с **точностью не хуже**:  $|\bar{r}(t_k) - R_{исл}| < 10^{-3}$  м,  $|\bar{V}(t_k) - V_{исл}| < 10^{-4}$  м/с,  $|\theta(t_k)| < 10^{-5}$  град.,  $\varepsilon_{extr} < 10^{-2}$ . Точность для выбранного параметра останова численного интегрирования должна быть повышена относительно соответствующей указанной в данном пункте.  
В случае, если при решении задачи для заданных исходных данных не соблюдается условие  $\Delta m_T \leq \Delta m_{T_{max}}$ , необходимо определить предельную достижимую высоту круговой целевой орбиты, для которой выполняется  $\Delta m_T = \Delta m_{T_{max}}$ .
4. Проанализировать параметры полученных траекторий выведения КА на орбиты ИСЛ. Провести анализ влияния параметров закона управления вектором тяги ДУ на траекторию выведения КА и затраты компонентов топлива ДУ СВ.

5. Произвести с помощью разработанного ПМО численный расчет следующих производных:

$$\frac{\partial m_{\text{ПГ}}}{\partial m_{\text{конст}}}, \frac{\partial m_{\text{ПГ}}}{\partial w_{\text{ист}}},$$

где  $m_{\text{ПГ}} = m(t_k) - m_{\text{конст}}$  – масса полезного груза.

При проведении расчётов учесть, что увеличение  $m_{\text{конст}}$  приводит к увеличению начальной массы СВ  $m_0$ . Произвести расчёт производных для высоты  $h_{\text{исл}2}$  (см. приложение) и двух вариантов характеристик ДУ СВ.

6. Оформить отчет, который должен содержать:

- постановку задачи;
- описание разработанного ПМО и подхода к решению задачи:  
указание граничного условия, выбранного в качестве параметра останова задачи, и принятой точности выхода на него;  
указание параметров управления, определяемых при решении краевой задачи, и «свободных» параметров управления;  
указание метода решения СЛАУ, описание используемых методик расчета элементов матриц Якоби и Гессе;
- листинг программно-математического обеспечения – в приложении к курсовой работе;
- результаты решения параметрических задач оптимизации для двух рассматриваемых вариантов характеристик ДУ СВ;
- результаты расчета производных, полученных по итогам выполнения п. 5;
- графики изменения затрат компонентов топлива ДУ СВ для выведения КА на заданную орбиту в зависимости от «свободных» параметров управления;
- результаты интегрирования полученных траекторий выведения в виде таблицы 1 и графиков функций  $\theta(t)$ ,  $\theta_c(t)$ ,  $\vartheta(t)$ ,  $\alpha(t)$ ,  $V(t)$ ,  $h(t)$ , а также траектории движения в стартовой системе координат  $y(x)$ , где  $\theta_c$  – угол наклона траектории к стартовому горизонту,  $\alpha$  – угол атаки,  $\varphi$  – угловая дальность;
- параметры полученных промежуточных орбит (формируемых по завершении первого активного участка траектории);
- выводы.



## Приложение

### Варианты исходных данных для курсовой работы 7 семестра 2023 г.

Таблица П.1

Группа СМЗ-71									
№ п/п	ФИО	$W_{ист}$ , м/с	$P_1$ , кН	$P_2$ , кН	$h_{исл 1}$ , км	$h_{исл 1}$ 2, км	$h_{исл 2}$ 1, км	$h_{исл 2}$ 2, км	№ вар
1	Аношкина Е.А.	3450	8,25	9,85	120	175	175	250	1
2	Астапов С.В.	3510	8,80	10,50	150	195	195	290	2
3	Зимин Д.А.	3350	8,50	10,20	170	210	210	300	3
4	Кирдяев Н.И.	3530	8,35	9,50	148	180	180	260	4
5	Кошелев М.А.	3480	8,40	9,43	132	174	174	255	5
6	Кучин А.В.	3420	9,10	10,60	125	200	200	355	6
7	Лисок Е.Д.	3370	8,90	10,30	145	190	190	325	7
8	Лысенко М.В.	3430	8,60	10,15	155	205	205	270	8
9	Максимов И.М.	3460	9,05	10,70	150	180	180	310	9
10	Малай Д.П.	3380	8,40	10,05	141	176	176	295	10
11	Папко В.И.	3520	8,25	9,92	125	170	170	273	11
12	Пименова Е.В.	3390	9,10	10,55	128	185	185	340	12
13	Платонов А.А.	3470	8,70	10,00	131	193	193	335	13
14	Попов А.С.	3350	8,50	10,10	130	185	185	265	14
15	Прививков И.Д.	3490	8,90	10,45	153	202	202	315	15
16	Прокопов Е.Ю.	3440	8,40	9,70	127	180	180	250	16
17	Раянова Р.Р.	3400	9,00	10,60	157	198	198	330	17
18	Семенов Н.С.	3380	8,75	9,95	148	171	171	293	18
19	Строганов И.С.	3420	8,60	10,40	125	189	189	350	19
20	Трусова И.К.	3500	8,30	9,85	135	175	175	261	20
21	Украинский А.В.	3410	8,50	10,23	144	200	200	285	21
Группа СМЗ-72									
1	Алферова А.С.	3350	8,90	10,60	160	198	198	270	22
2	Ахметов Е.С.	3460	8,80	10,75	145	207	207	345	23
3	Базад С.Х.	3510	9,00	10,80	155	220	220	355	24
4	Гайфуллина А.Ф.	3450	8,40	10,25	127	190	190	280	25
5	Демченко А.С.	3360	8,30	9,90	140	180	180	310	26
6	Джиганчина Ю.Р.	3530	8,25	10,40	130	170	170	290	27
7	Дубатов В.И.	3410	9,20	10,05	163	230	230	300	28
8	Зубишин А.И.	3490	8,50	10,65	125	195	195	315	29
9	Козионов М.А.	3350	8,70	10,30	150	210	210	320	30
10	Кокосинский К.В.	3520	8,45	9,85	120	185	185	265	31
11	Первушин Д.К.	3400	8,60	10,70	161	205	205	335	32
12	Самошонкова Е.Н.	3370	8,50	10,00	135	200	200	305	33
13	Солотин Н.А.	3510	8,65	9,95	151	212	212	275	34
14	Сурина Т.А.	3400	9,10	10,55	165	225	225	340	35
15	Цырульников К А	3480	8,40	10,10	136	181	181	295	36
16	Чеперегина Е М	3430	8,60	10,50	154	203	203	360	37
17	Ясинский В Д	3380	8,90	10,20	145	215	215	300	38