УДК 681.5.01

О МЕТОДИЧЕСКОЙ ПОГРЕШНОСТИ ПОШАГОВОЙ ОПТИМИЗАЦИИ ПРОГРАММЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА УЧАСТКЕ ДОВЕДЕНИЯ ПОЛЕЗНЫХ НАГРУЗОК*

Г.В. КАЗАКОВ, канд. техн. наук, П.В. КОРОБОВ, канд. техн. наук,
А.В. СИДОРОВ, старший научный сотрудник

ФГБУ «Центральный научно-исследовательский институт» Минобороны РФ
141091, Московская обл., Королев, ул. М.К. Тихонравова, 29; e-mail: 4cnii@mil.ru

Рассмотрено решение задачи определения оптимальных управлений поступательным движением центра масс летательного аппарата на участке доведения полезных нагрузок в импульсной схеме полета двумя методами: пошаговой оптимизации (оптимизация программы управления движением центра масс определяется исходя из минимума затрат топлива двигательной установки на каждом шаге доведения полезных нагрузок) и оптимизации в целом (оптимальное управление движением центра масс летательного аппарата на участке доведения полезных нагрузок определяется исходя из минимума суммы затрат топлива двигательной установки на всех одношаговых переходах с одной попадающей траектории на другую). Установлено, что программа управления летательным аппаратом на участке доведения, оптимальная на каждом шаге доведения, не будет оптимальной для всего участка доведения в целом. В рамках импульсной схемы полета на участке доведения полезных нагрузок рассчитана величина методической погрешности метода пошаговой оптимизации.

Ключевые слова: двигательная установка, движение центра масс, доводочная ступень, летательный аппарат, полезная нагрузка, пошаговая оптимизация, участок доведения, энергетические затраты.

DOI: 10.46573/2658-5030-2023-2-87-94

ВВЕДЕНИЕ

Программу управления движением центра масс летательного аппарата (ЛА) на участке доведения полезной нагрузки (ПН) обычно определяют исходя из минимума энергетических затрат двигательной установки (ДУ) доводочной ступени (ДС) на ее реализацию [1, 2]. При этом минимизация критерия оптимизации (энергетические затраты ДУ) по определению программы управления осуществляется на каждом шаге доведения ПН, т. е. принимается допущение о том, что управления движением центра масс ЛА, оптимальные (минимальные) по энергетике для каждого шага доведения ПН, будут оптимальными и для всего участка доведения ПН ЛА. Такой подход к определению программы движения ЛА на участке доведения ПН будем называть в дальнейшем пошаговой оптимизацией, в отличие от оптимизации в целом, когда программа управления движением ДС ЛА определяется исходя из минимума суммарных энергетических затрат ДУ ДС на всем участке доведения ПН.

Цель работы – определить методическую погрешность метода пошаговой оптимизации или допущения о том, что минимум суммы энергетических затрат ДУ при

---

* Материалы были представлены на научном семинаре «Золотовские чтения», посвященном 100-летию со дня рождения выдающегося российского математика, академика АН СССР Золотова Евгения Васильевича (6–7 октября 2022 г., Тверь, Тверской государственный технический университет).

доведении ПН ЛА равен сумме минимумов энергетических затрат ДУ на каждом шаге доведения ПН.

ОСНОВНАЯ ЧАСТЬ

Задачу оптимизации программы движения ЛА на участке доведения ПН будем рассматривать при заданном порядке обхода терминальных точек (пунктов прибытия ПН). Анализ известных методик решения задачи оптимизации программы движения ЛА на участке доведения ПН [1, 2] показывает, что программы управления движением центра масс ЛА определяются на основе пошаговой оптимизации, т. е. программа управления определяется из условия минимума энергетических затрат ДУ на каждом шаге доведения ПН (под шагом доведения ПН понимается переход ЛА с i-й на $(i + 1)$-ю попадающую траекторию). Предпосылкой пошагового подхода является предположение о том, что программы управления, оптимальные на каждом шаге доведения ПН, будут оптимальными и для всего участка доведения ПН, т. е. предполагается равенство минимума суммы энергетических затрат ДУ на участке доведения ПН сумме минимумов энергетических затрат на одношаговые переходы. На этой основе исходная задача определения оптимальных управлений полетом ЛА декомпозируется на $(n - 1)$ задачу оптимизации (где n – количество терминальных точек). Однако вследствие зависимости вектора управлений на i-м шаге доведения ПН от вектора управлений на $(i - 1)$-м шаге доведения указанное выше предположение не выполняется. Поэтому программа управления ЛА, оптимальная для каждых в отдельности одношаговых переходов, не будет глобально-оптимальной для участка доведения ПН ЛА в целом (рисунок).

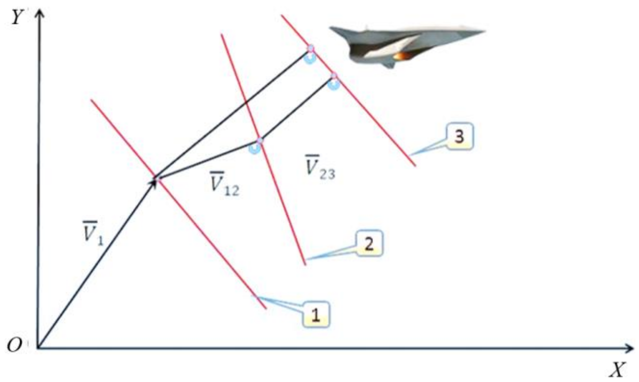

Иллюстрация пошаговой оптимизации и оптимизации в целом:
1–3 – линеаризованные годографы векторов скорости попадающих траекторий

Сформулируем в общем виде задачу оптимизации программы движения центра масс ЛА на участке доведения ПН. Дано:

1) модель программного полета

$$\dot{X} = F_{\text{п}}(t, X, U),$$

где X – фазовый вектор координат центра масс ЛА и проекций скоростей ЛА; U – фазовый вектор управлений; $F_{\text{п}}$ – заданная вектор-функция для программного полета в выбранной схеме полета;

2) модель баллистического полета

$$\ddot{X} = F_{\text{б}}(t, X),$$

где $F_{\text{б}}$ – заданная вектор-функция для выбранной модели баллистического полета;

3) начальные условия программного полета

$$t = 0, X = X_0;$$

4) краевые условия

$$r_1, r_2, \dots, r_n,$$

где $r_i \left(i = \overline{1,n}\right)$ – заданные радиус-векторы терминальных точек; n – количество терминальных точек;

5) порядок обхода терминальных точек

$$\pi(i_1, i_2, \dots, i_n),$$

где $i_1, i_2, \dots, i_n$ – номера терминальных точек;

6) критерий оптимизации

$$J = \sum_{i=2}^{n} \Delta m_i,$$

где Δm_i – затраты топлива ДУ ДС на одношаговый переход.

Требуется определить фазовый вектор управлений $U(t)$, обеспечивающий минимум по критерию оптимизации и удовлетворяющий условиям 3–5.

Основные допущения:

1) решение задачи рассматривается с применением модели баллистического полета в рамках кеплеровой схемы: Земля – невращающаяся сфера заданного радиуса, атмосфера отсутствует, действует одна центральная сила притяжения Земли;

2) программный полет рассматривается в рамках импульсной схемы, пренебрегается время на сообщение ДУ ЛА дополнительной скорости ПН, участок доведения ПН сводится в точку;

3) начальные условия программного полета обеспечивают попадание первой ПН в заданную первую терминальную точку.

Введем систему координат участка доведения. Начало системы координат поместим в точку О – точку начала участка доведения. Ось OY является продолжением радиус-вектора точки О. Ось OX перпендикулярна оси OY и лежит в плоскости, проходящей через вектор r_0 и радиус-вектор первой терминальной точки r_1. Ось OZ дополняет систему координат до правой тройки.

За вектор управлений $U(t)$ примем цилиндрические координаты V_{yi}, $V_{\varrho i}$, $E_i \left(i = \overline{2,n}\right)$, где V_{yi} – проекция вектора скорости на i-м шаге доведения на ось OY; $V_{\varrho i}$ – проекция вектора скорости на плоскость XZ; E_i – угол между плоскостью XY и плоскостью, проходящей через r_0 и радиус-вектор i-й терминальной точки r_i. Угол E_i может быть однозначно определен по заданным координатам терминальных точек.

Для определения условий попадания i-й ПН в i-ю терминальную точку, записанных в цилиндрических координатах V_{yi}, $V_{\varrho i}$, $E_i \left(i = \overline{2,n}\right)$, используем известную формулу дальности полета ПН по эллиптической траектории [3]:

$$\chi_i \cdot \mathrm{tg}^2 \frac{\Phi_i}{2} - 2 \cdot \mathrm{tg}\,\Theta_i \cdot \mathrm{tg}\frac{\Phi_i}{2} - h = 0, \quad (1)$$

где $\chi_i = \frac{1}{k_i \cdot \cos^2\Theta_i} - 2 - h$ – введенное безразмерное обозначение ($k_i = \frac{r_0 \cdot V_i^2}{2 \cdot b_0}$ – безразмерное отношение кинетической энергии точки в любой момент движения к той работе, которую необходимо затратить для переноса этой точки в бесконечность из положения, занимаемого ею в рассматриваемый момент времени, где r_0 – заданный радиус начала участка доведения ЛА; $b_0 = 3{,}986032 \cdot 10^{14}$ м^3/с^2 – геоцентрическая гравитационная постоянная Земли); $h = \frac{r_0 - R}{R}$ – безразмерная относительная высота участка доведения по отношению к радиусу Земли R; Φ_i – угловая дальность i-й терминальной точки от начала участка доведения.

Запишем выражение (1) через цилиндрические координаты, используя следующие очевидные соотношения:

$$\cos\Theta_i = \frac{V_{\varrho i}}{V_i}; \quad \operatorname{tg}\Theta_i = \frac{V_{yi}}{V_{\varrho i}}; \quad V_i^2 = V_{\varrho i}^2 + {V_{yi}}^2.$$

После несложных преобразований условие попадания i-й ПН в i-ю терминальную точку, записанное в цилиндрических координатах V_{yi}, $V_{\varrho i}$, E_i $\left(i = \overline{2,n}\right)$, примет следующий вид:

$$V_{yi} = \frac{a_i \frac{b_0}{r_0} - b_i V_{\varrho i}^2}{V_{\varrho i}}, \tag{2}$$

где безразмерные введенные параметры:

$$a_i = \operatorname{tg}\frac{\Phi_i}{2}; \quad b_i = a_i + \frac{h}{2}\cdot\left(a_i + \frac{1}{a_i}\right); \quad i = \overline{2,n}.$$

Импульс скорости, требуемый для перехода с $(i-1)$-й на i-ю попадающую траекторию, с использованием теоремы косинусов может быть представлен в виде

$$\Delta V_{i-1,i}^2 = V_{\varrho i}^2 + V_{\varrho i-1}^2 + (V_{yi} - V_{yi-1})^2 - 2\cdot V_{\varrho i}\cdot V_{\varrho i-1}\cdot\cos(E_i - E_{i-1}). \tag{3}$$

Суммарные энергетические затраты ДУ на реализацию программы движения центра масс ЛА на участке доведения ПН могут быть получены по известной формуле К.Э. Циолковского для характеристической скорости ΔV следующим образом [4]:

$$\Delta V = u_e \cdot \ln\frac{m_0}{m_0 - m_t}, \tag{4}$$

где u_e – эффективная скорость истечения газов из сопла ДУ ДС; m_0 – масса ЛА до маневра; m_t – масса топлива ДУ, расходуемого на маневр ЛА.

Если в полете для всех маневров используется одно и то же топливо и характеристики всех двигателей, работающих в процессе маневров, одинаковы, то, решая выражение (4) относительно m_t и учитывая, что в нашем случае имеется $(n-1)$ маневр, мы можем рассчитать суммарные энергетические затраты ДУ на реализацию программы движения центра масс ЛА по формуле

$$\Delta m_\Sigma = \sum_{i=2}^{n}(m_{i-1} - m_{\text{э}i-1})\cdot\left(1 - e^{-\frac{\Delta V_{i-1,i}}{u_e}}\right), \tag{5}$$

где m_{i-1} – масса ЛА перед отделением $(i-1)$-й ПН; $m_{\text{э}i-1}$ – масса $(i-1)$-й ПН.

Решим сформулированную задачу методом пошаговой оптимизации и методом оптимизации в целом, а затем сравним результаты для определения методической погрешности метода пошаговой оптимизации.

Для пошаговой оптимизации из формулы (5) для $i = 2$ (требуемые затраты топлива для перехода с первой на вторую попадающую траекторию) имеем

$$\Delta m_2 = (m_1 - m_{\text{э}1})\cdot\left(1 - e^{-\frac{\Delta V_{1,2}}{u_e}}\right),$$

где с учетом принятого допущения об обеспечении попадания первой ПН в первую терминальную точку за счет начальных условий участка разведения (что не нарушает общности рассуждений) требуемый для перехода на вторую попадающую траекторию импульс скорости

$$\Delta V_{1,2}^2 = V_{\varrho 2}^2 + V_{\varrho 1}^2 + \left(V_{y2} - V_{y1}\right)^2 - 2V_{\varrho 2}V_{\varrho 1}\cos(E_2 - E_1).$$

Параметры с индексом «1» определяются по начальным условиям и, таким образом, с учетом уравнения (2) Δm_2 является функцией одной независимой переменной $V_{\varrho 2}$:

$$\Delta m_2 = \Delta m_2\left(V_{\varrho 2}\right)$$

или в общем случае для всего участка доведения ПН:

$$\Delta m_i = \Delta m_i\left(V_{\varrho i}\right), i = \overline{2,n}. \tag{6}$$

Условие экстремума функции вида (6) на каждом шаге доведения запишем в виде

$$\frac{d\Delta m_i\left(V_{\varrho i}\right)}{dV_{\varrho i}} = 0, i = \overline{2,n},$$

или

$$\left[V_{\varrho i} + \left(V_{yi} - V_{yi-1}\right)\cdot\frac{dV_{yi}}{dV_{\varrho i}} - V_{\varrho i-1}\cdot\cos(E_i - E_{i-1})\right] = 0,$$

и после несложных преобразований имеем в общем виде для определения требуемого вектора управлений в цилиндрической системе координат следующую сводку соотношений:

$$\begin{gathered} V_{\varrho i}^4 + l_1\cdot V_{\varrho i}^3 + l_2\cdot V_{\varrho i} + l_3 = 0; \\ V_{yi} = \frac{(a_i\cdot b_0/r_0 - b_i\cdot V_{\varrho i}^2)}{V_{\varrho i}}, i = \overline{2,n}; \\ a_i = \mathrm{tg}\frac{\Phi_i}{2}, b_i = a_i + \frac{h}{2}\cdot\left(a_i + \frac{1}{a_i}\right), h = \frac{r_0 - R}{R}, \end{gathered} \tag{7}$$

где l_1, l_2, l_3 на первом шаге участка доведения определяются по начальным условиям, а затем на последующих шагах – по параметрам найденной по сводке соотношений (7) попадающей траектории предыдущего шага:

$$\begin{gathered} l_1 = \frac{\left[b_i\cdot V_{yi-1} - V_{\varrho i-1}\cdot\cos(E_i - E_{i-1})\right]}{1 + b_i^2}; \\ l_2 = \frac{a_i\cdot\frac{b_0}{r_0}\cdot V_{yi-1}}{1 + b_i^2}, i = \overline{2,n}; \\ l_3 = -\frac{\left(a_i\cdot\frac{b_0}{r_0}\right)^2}{1 + b_i^2}. \end{gathered} \tag{8}$$

Уравнение четвертой степени в сводке соотношений (7) в общем случае не имеет аналитического решения в радикалах и может быть решено методом последовательных приближений. Таким образом, по сводке соотношений (7) с применением выражений (8) могут быть получены $V_{\varrho i}$, V_{yi}, E_i $\left(i = \overline{2,n}\right)$, т. е. выбранный вектор управлений $U(t)$, обеспечивающий минимум затрат топлива на каждом шаге доведения ПН.

Рассмотрим оптимизацию в целом.

Анализ формулы (5) с учетом формул (2) и (3) позволяет сделать вывод о том, что Δm_{Σ} является функцией $(n-1)$ независимой переменной $V_{\varrho 2}, V_{\varrho 3}, \ldots, V_{\varrho n}$, т. е.

$$\Delta m_{\Sigma} = \Delta m_{\Sigma}\left(V_{\varrho 2}, V_{\varrho 3}, \ldots, V_{\varrho n}\right). \tag{9}$$

Таким образом, решение сформулированной задачи методом оптимизации в целом в рамках импульсной схемы полета сводится к определению экстремума функции $(n-1)$ независимой переменной вида (9).

Записывая условия экстремума функции $(n-1)$ независимой переменной и произведя несложные преобразования, получим систему $(n-1)$ нелинейного уравнения с $(n-1)$-м неизвестным следующего вида:

$$\begin{gathered}\frac{m_i}{\Delta V_{i-1,i}}\cdot\left[V_{\varrho i}+\left(V_{yi}-V_{yi-1}\right)\cdot\frac{dV_{yi}}{dV_{\varrho i}}-V_{\varrho i-1}\cdot\cos(E_i-E_{i-1})\right]+\\+\frac{m_{i+1}}{\Delta V_{i,i+1}}\cdot\left[V_{\varrho i}+\left(V_{yi}-V_{yi+1}\right)\cdot\frac{dV_{yi}}{dV_{\varrho i}}-V_{\varrho i+1}\cdot\cos(E_i-E_{i+1})\right]=0, i=\overline{2,n-1};\\V_{\varrho n}+\left(V_{yn}-V_{yn-1}\right)\cdot\frac{dV_{yn}}{dV_{\varrho n}}-V_{\varrho n-1}\cdot\cos(E_n-E_{n-1})=0,\end{gathered} \tag{10}$$

где

$$m_i=(m_{i-1}-m_{\text{э}i-1})\cdot e^{-\frac{\Delta V_{i-1,i}}{u_e}};$$

$$V_{yi}=\frac{a_i\cdot\frac{b_0}{r_0}-b_i\cdot V_{\varrho i}^2}{V_{\varrho i}};$$

$$\frac{dV_{yi}}{dV_{\varrho i}}=-a_i\cdot\frac{b_0}{r_0 V_{\varrho i}^2}-b_i.$$

Анализ системы уравнений (10) показал, что равенство нулю первой квадратной скобки представляет собой условие пошаговой оптимизации, а вторая квадратная скобка – влияние следующего шага доведения на текущий шаг.

Для решения системы уравнений (10) целесообразно в качестве первого приближения использовать решения исходной задачи, полученные методом пошаговой оптимизации, т. е. $U_i^*(t)\ \left(i=\overline{2,n}\right)$. Тогда систему нелинейных уравнений (10) мы можем линеаризовать в окрестности решений $U_i^*(t)\ \left(i=\overline{2,n}\right)$ и после несложных преобразований получить систему линейных уравнений:

$$\begin{gathered}F_i\left(U_i^*(t)\right)+\frac{\partial F_i}{\partial V_{\varrho i-1}}\left(U_i^*(t)\right)\cdot\Delta V_{\varrho i-1}+\\+\frac{\partial F_i}{\partial V_{\varrho i}}\left(U_i^*(t)\right)\cdot\Delta V_{\varrho i}+\frac{\partial F_i}{\partial V_{\varrho i+1}}\left(U_i^*(t)\right)\cdot\Delta V_{\varrho i+1}=0;\\F_n\left(U_n^*(t)\right)+\frac{\partial F_n}{\partial V_{\varrho n-1}}\left(U_n^*(t)\right)\cdot\Delta V_{\varrho n-1}+\\+\frac{\partial F_n}{\partial V_{\varrho n}}\left(U_n^*(t)\right)\cdot\Delta V_{\varrho n}+\frac{\partial F_n}{\partial V_{\varrho n+1}}\left(U_n^*(t)\right)\cdot\Delta V_{\varrho n+1}=0,\end{gathered} \tag{11}$$

где $F_i\left(U_i^*(t)\right)$, $\frac{\partial F_i}{\partial V_{\varrho i}}\left(U_i^*(t)\right)$ – значения функций левых частей системы уравнений (10) и их производных после подстановки решений исходной задачи методом пошаговой оптимизации; $\Delta V_{\varrho i}$ – поправки к решениям задачи методом пошаговой оптимизации для получения оптимальных в целом управлений для участка доведения.

Таким образом, решение исходной задачи методом оптимизации в целом сводится к решению системы линейных уравнений (11), т. е. оптимальные для всего участка доведения управления $U(t)$ могут быть определены методом итераций с заданной точностью следующим образом:

1) из решения системы (11) определяем поправки на k-м шаге итераций (при достижении заданной точности) для определения оптимальных для всего участка доведения ПН цилиндрических координат вектора управлений:

$$V_{\varrho i} = V_{\varrho i}^{k} + \Delta V_{\varrho i};$$

2) по формуле (2) определяем V_{yi}.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ

Анализ предварительных численных результатов позволяет сделать выводы:

погрешность пошаговой оптимизации для расстояний между терминальными точками менее 500 км не превышает 2 % от суммарных энергетических затрат ДУ ДС, а при расстояниях более 500 км может достигать 6 %;

при вариации порядка обхода терминальных точек погрешность пошаговой оптимизации принимает минимальное значение при оптимальном по энергетике порядке обхода.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведены численные исследования метода оптимизации в целом и оценена методическая погрешность метода пошаговой оптимизации при определении оптимальной программы полета ЛА в рамках выбранных схем программного (импульсная схема) и баллистического (кеплерова схема) полетов. Полученные результаты позволяют судить о существенной зависимости погрешности пошаговой оптимизации от координат терминальных точек, порядка их обхода и типа опорной траектории (траектории, проходящей через первую терминальную точку). Исследования проведены для типовых конфигураций расположения терминальных точек, в качестве которых выбраны конфигурации, охватывающие равномерные по площади геометрии (решетка, правильный многоугольник) и вытянутые в каком-либо направлении геометрии расположения терминальных точек (прямая).

ЛИТЕРАТУРА

1. Разоренов Г.А. Лекции по механике полета баллистических ракет. М.: Машиностроение-Полет. 2019. 564 с.

2. Гарантированное оценивание конечного фазового состояния управляемых систем на заданном множестве достижимости / М.М. Бордюков [и др.] // *Двойные технологии*. 2009. № 4. С. 34–38.

3. Погорелов Д.А. Теория кеплеровых движений летательных аппаратов. М.: Физматгиз. 1961. 107 с.

4. Одинцов В.А., Анучин В.М. Маневрирование в космосе. М.: Воениздат. 1974. 152 с.

Для цитирования: Казаков Г.В., Коробов П.В., Сидоров А.В. О методической погрешности пошаговой оптимизации программы управления движением летательного аппарата на участке доведения полезных нагрузок // Вестник Тверского государственного технического университета. Серия «Технические науки». 2023. № 2 (18). С. 87–94.

ON THE METHODOLOGICAL ERROR OF STEP-BY-STEP OPTIMIZATION OF THE AIRCRAFT MOTION CONTROL PROGRAM IN THE PAYLOAD ADJUSTMENT SECTION

G.V. KAZAKOV, Cand. Sc., P.V. KOROBOV, Cand. Sc., A.V. SIDOROV, Senior Researcher

FSBI "4 Central Research Institute" of the Ministry of Defense of Russia
29, M.K. Tikhonravova st., Korolev, 141091, Russian Federation; e-mail: 4cnii@mil.ru

The solution of the problem of determining optimal control of the translational motion of the center of mass of the aircraft in the section of bringing payloads in the pulse flight scheme by two methods is considered: step-by-step optimization method (the optimization of the center of mass motion control program is determined based on the minimum fuel consumption of the propulsion system at each step of adjusting the payloads) and the optimization method as a whole (optimal control of the movement of the center of mass of the aircraft in the payload bringing section is determined based on the minimum amount of fuel consumption of the engine system at all one-step transitions from one falling path to another). It has been found that the control program of the aircraft in the bringing section, optimal at each bringing step, will not be optimal for the entire bringing section as a whole. Within the framework of the pulse flight scheme, the value of the methodological error of the step-by-step optimization method is calculated at the section of bringing payloads.

Keywords: propulsion system, center of mass movement, finishing stage, aircraft, payload, step by step optimization, finishing section, energy costs.

Поступила в редакцию/received: 30.10.2022; после рецензирования/revised: 12.11.2022; принята/accepted: 24.11.2022

УДК 681.5.01

ОЦЕНКА РЕШЕНИЙ ПРИ ПОДГОТОВКЕ ПРОИЗВОДСТВА*

Г.Б. БУРДО, д-р техн. наук, А.Н. БОЛОТОВ, д-р техн. наук

Тверской государственный технический университет
170026, Тверь, наб. Аф. Никитина, 22; e-mail: gbtms@yandex.ru

Показано, что специфика единичного и мелкосерийного приборостроительного и машиностроительного производства предполагает одновременную реализацию значительного числа договоров, что подразумевает упрощенную и не всегда адекватную техническую подготовку производства. Выявлены основные принципы организационно-технологического проектирования, проанализированы теоретико-множественная и временная модели производственной системы, позволяющие выявлять критерии при проведении технологической подготовки. Установлены субъекты и объекты производственной системы и временные точки для определения

* Материалы были представлены на научном семинаре «Золотовские чтения», посвященном 100-летию со дня рождения выдающегося российского математика, академика АН СССР Золотова Евгения Васильевича (6–7 октября 2022 г., Тверь, Тверской государственный технический университет).