

Труды МАИ. 2024. № 136  
Trudy MAI, 2024, no. 136

Научная статья

УДК 629.734

URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=180682>

## **МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ПОЛЕТА СИСТЕМЫ ОБЪЕКТ-УПРАВЛЯЕМЫЙ ПЛАНИРУЮЩИЙ ПАРАШЮТ С УЧЕТОМ РЕЛЬЕФА МЕСТНОСТИ**

**Андрей Сергеевич Бебешко<sup>1</sup>, Петр Иванович Иванов<sup>2</sup>✉**

<sup>1</sup>Военный учебно-научный центр ВВС «Военно-воздушная академия им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», Воронеж, Россия

<sup>2</sup>Научно-исследовательский институт аэроупругих систем (НИИ АУС)  
Феодосия, Республика Крым, Россия

<sup>1</sup>[bebeshko-2003@mail.ru](mailto:bebeshko-2003@mail.ru)

<sup>2</sup>[Ivanovpetr@rambler.ru](mailto:Ivanovpetr@rambler.ru) ✉

**Аннотация.** Задача навигации и наведения системы: объект-управляемая планирующая парашютная система на цель, является одной из важнейших в теории и практике управляемых парашютных систем. Проблемной частью этой задачи является навигация и наведение в автоматическом режиме в условиях сложного рельефа местности и сложной ветровой обстановки в зоне наведения. В настоящей работе приведен пример разработки метода и построения математической модели наведения системы объект-управляемая планирующая парашютная система на цель с учетом рельефа местности в автоматическом режиме (в режиме радиомолчания).

**Ключевые слова:** навигация и наведение, система объект-управляемая планирующая парашютная система

**Для цитирования:** Бебешко А.С., Иванов. П.И. Математическая модель полета системы объект-управляемый планирующий парашют с учетом рельефа местности // Труды МАИ. 2024. № 136. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=180682>

Original article

## **MATHEMATICAL MODEL OF THE FLIGHT OF THE OBJECT-CONTROLLED GLIDING PARACHUTE SYSTEM TAKING INTO ACCOUNT THE TERRAIN**

**Andrey S. Bebeshko<sup>1</sup>, Peter I. Ivanov<sup>2</sup>**✉

<sup>1</sup>Military Training and Research Center of the Air Force «Air Force Academy named after Prof. N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin», Voronezh, Russia

<sup>2</sup>Scientific Research Institute of Aeroelastic Systems (NII AUS), Feodosia, Republic of Crimea, Russia

<sup>1</sup>[bebeshko-2003@mail.ru](mailto:bebeshko-2003@mail.ru)

<sup>2</sup>[Ivanovpetr@rambler.ru](mailto:Ivanovpetr@rambler.ru) ✉

**Abstract.** The task of navigation and guidance of the object – guided gliding parachute system to the target is one of the most important in the theory and practice of guided parachute systems. The problematic part of this task is navigation and guidance in automatic mode under conditions of complex terrain relief and difficult wind conditions in the guidance zone. The presented article provides an example of developing a method and constructing a mathematical model for targeting the object – controlled gliding parachute

system at a target, with account for the terrain relief in automatic mode (in radio silence mode). A program for the system navigation and guidance to the target point for the onboard computer has been developed.

The mathematical model of the flight program with account for the terrain relief is based on a system of six differential equations of the system motion, with regard to a number of communication conditions for the moments of roll and yaw, the angular velocity of rotation in a U-turn and the angle of roll. Solution of the said problem requires herewith the the following preliminary initial data loading into the onboard computer:

1. Topography vertices coordinates and equations of the flyby obstacle level lines.
2. Coordinates of the landing point behind the obstacle.
3. Building a flight route.

It is necessary to set the altitude, speed and course of the object-SCP system at the starting point of the flight path to build a flight route.

The flight route is being built by the terrain map. The trajectory marking is performed by sections and times of their achieving.

The course to the beginning of the trajectory section is being selected. The entire trajectory consists of the simplest components such as rectilinear flight and U-turns or turnovers (left or right) at a given angle, depending on the direction of the obstacle fly-around. The relative altitude of the flight herewith is constantly monitored, with account for the obstacle level lines (mountains), to avoid an unauthorized landing with an undershoot to the target. That is, the vertical section of the flight path is accounted for (projected) in advance as well.

The flowchart of the program algorithm is as follows.

1. Initial data loading.
2. Computing initial conditions and characteristics for the time instant of the steady-state flight mode commence.
3. Plotting the flight path by the method of division into sections and designing the flight program.
4. The Runge-Kutta method implementation for solving a system of differential equations of ballistics.
  - 4.1 Entering the UPR flight control unit.
  - 4.2 Entering the OMEG module if necessary; computing the angular velocity of the turn and the angle of roll.
  - 4.3 Computing current ballistic parameters and coordinates of the system position at each time instant with regard to the terrain relief.
5. Plotting graphs of the ballistic parameters functions and the flight path of the system.

In its final part the article provides information on the possible improvement of this terrain obstacle avoidance program, with account for the difficult wind situation in the flight zone, which will require additional information about the wind situation in the flight zone and its introduction into the program of automatic control and guidance of the object-UPP system to the target.

**Keywords:** navigation and guidance, object-guided gliding parachute system

**For citation:** Bebeshko A.S., Ivanov P.I. Mathematical model of the flight of the object-controlled gliding parachute system taking into account the terrain. *Trudy MAI*, 2024, no. 136. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=180682>

## **Введение**

Состояние рассматриваемого вопроса изложено в монографии [1], конкретно в ее работах раздела 3: «Навигация и наведение системы объект-управляемая планирующая парашютная система на цель».

Не решенной частью проблемы является разработка методов и построение математических моделей наведения с учетом рельефа местности в автоматическом режиме (в режиме радиомолчания), что и определяет новизну и актуальность настоящей работы.

Посадка системы объект-управляемый планирующий парашют (УПП) часто выполняется в сложных условиях, что связано как с рельефом местности, так и с ветровой обстановкой. При управлении системой объект-УПП в автоматическом режиме необходимо обеспечить доставку объекта в заданную точку поверхности без радиоправления и внешней навигации (например, без GPS, ГЛОНАСС), просто в автоматическом режиме по программе, предварительно заложенной, например, в микропроцессор или микроконтроллер (МКК) бортовой системы автоматического управления. МКК представляет собой специализированный вычислитель, включенный в контур управления объектом или процессом.

В настоящей работе подробно рассматривается фрагмент построения математической модели простейшего случая облета препятствия (горы) с посадкой за горой в заданной точке поверхности на этапе дальнего наведения.

Этап ближнего наведения, с предпосадочным маневрированием и заходом для посадки на цель против ветра, в данной работе не рассматривается.

### **Исходные данные для построения математической модели и программы полета**

Решение сформулированной выше задачи требует предварительного введения в бортовой компьютер следующих исходных данных:

1. Координат вершин рельефа и уравнений линий уровня препятствий облета.
2. Координат точки посадки за препятствием.
3. Построение маршрута полета.

Для построения маршрута полета необходимо задать высоту, скорость и курс системы объект-УПП в начальной точке траектории полета (после сбрасывания системы с носителя, полного наполнения и выхода системы объект-УПП на установившийся режим полета) [1]-[20].

Выстраивается маршрут полета, используя карту местности. Разметка траектории выполняется по участкам и временам их достижения  $t_1, t_2, \dots, t_n$ , как с учетом преимущественного направления ветра в зоне полета, так и без него.

Выбирается курс на начало участка траектории. Вся траектория состоит из простейших составляющих: прямолинейного полета и разворотов или доворотов

(левого или правого) на заданный угол, в зависимости от направления облета препятствия. При этом постоянно контролируется относительная высота полета с учетом линий уровня препятствия (горы), с целью избежать несанкционированного случая посадки с недолетом до цели. Т.е. заранее учитывается (проектируется) и вертикальный разрез траектории полета.

В программу управления полетом вводятся соответствующие константы, массовые и аэродинамические характеристики объекта и самого УПП. Рассчитываются моменты инерции системы объект-УПП в режиме вращения.

Большое значение здесь имеют также результаты экспериментальных данных, полученных ранее с данным конкретным УПП.

### **Построение математической модели процесса управления**

Особое внимание в программе полета уделяется проектированию структуры автоматического управления полетом.

Участки прямолинейного полета на траектории не требуют фактически никакого управления, кроме парирования возможных внешних возмущений и контроля высоты относительно поверхности, над которой выполняется полет.

Участкам разворотов и доворотов при построении математической модели требуется повышенное внимание.

Основным органом управления в УПП являются стропы управления (СУ). Отклонением (затягиванием) одной из СУ выполняется разворот: левой – левый разворот, правой – правый, либо парирование возмущений по курсу и крену.

Одновременным затягиванием обеих СУ выполняется торможение системы объект-УПШ или парирование возмущений по тангажу, а также выполняется предпосадочный маневр на этапе ближнего наведения.

В программе полета, переключателем направления полета является переменная RAZ, принимающая только 3 значения: RAZ = 0 для режима прямолинейного полета; RAZ = 1 для режима «левый разворот»; RAZ = -1 для режима «правый разворот».

Отклонение (затягивание) СУ  $\delta(l)$  на определенную длину  $l$  в простейшем случае является линейной функцией от времени:  $\delta(t) = \frac{\Delta l_{\max}}{\Delta t_{\max}} t$ . Здесь  $\Delta l_{\max}$  – максимально допустимое отклонение (ход) СУ, при котором система еще не может перейти в режим авторотации (самовращения);  $\Delta t_{\max}$  – время отклонения на величину  $\Delta l_{\max}$ ;  $t$  – время текущее. Таким образом, при  $t = \Delta t_{\max}$ ,  $\delta(\Delta t_{\max}) = \Delta l_{\max}$ .

Затягивание СУ приводит к отклонению фрагмента задней кромки соответствующего полукрыла, повышению его коэффициента сопротивления и торможению этого полукрыла. Появляется момент рыскания и крыло начинает поворачиваться относительно своего центра давления в сторону полукрыла с отклоненным фрагментом задней кромки. Поскольку массивный объект более инерционен, чем крыло, то он, увлекаемый разворачивающимся крылом, движется по траектории с большим радиусом кривизны, чем центр давления крыла самого парашюта. Это вызывает появление момента и соответствующего ему крена,

направленного в сторону центра вращения. Таким образом, система входит в разворот с креном.

Итак, затягивание соответствующей СУ приводит к отклонению фрагмента задней кромки соответствующего полукрыла, повышению его коэффициента сопротивления и появлению угловой скорости вращения и крена.

В данной математической модели линейному (или близкому к нему) отклонению СУ ставится в соответствие закон изменения угловой скорости вращения системы объект-УПП, предложенный в работе [2]:

$$\omega(t) = \frac{1}{B} \left[ A - e^{-B(t+C)} \right], \quad (1)$$

где:

$$A = \frac{\rho b c_{xH} V^2 L^2 (k-1)}{16J_y}; \quad B = \frac{\rho b c_{xH} V L^3 (k+1)}{24J_y}; \quad k = \frac{c_{xO}}{c_{xH}}; \quad C = -\frac{1}{B} \ln |A - B\omega_0|.$$

Здесь, в свою очередь:  $\rho$  – плотность атмосферы на высоте полета;  $b$  – средняя аэродинамическая хорда крыла или хорда профиля центрального сечения крыла;  $c_{xH}$  – коэффициент сопротивления полукрыла с не отклоненным закрылком;  $c_{xO}$  – коэффициент сопротивления полукрыла с отклоненным закрылком;  $V$  – скорость полета системы объект-УПП;  $L$  – размах крыла;  $k$  – коэффициент: отношение коэффициента сопротивления полукрыла с отклоненным закрылком к коэффициенту сопротивления полукрыла с не отклоненным закрылком;  $J_y$  – момент инерции системы относительно оси, соединяющей центр давления крыла с центром масс объекта;  $\omega_0$  – начальное значение угловой скорости (при ее наличии).

График функции, построенной по уравнению (1), достаточно быстро выходит на полку и остается практически постоянным в режиме установившегося вращения.

Угловую скорость режима установившегося вращения  $\omega_{уст}$  можно определить из

уравнения (1) выполняя предельный переход:  $\omega_{уст} = \lim_{t \rightarrow \infty} \omega(t) = \frac{A}{B}$ .

Угол крена системы объект-УПП в режиме установившегося вращения вычисляется по формуле, аналогичной приведенной в работе [2]:

$$\gamma = \arctg\left(\frac{V \cdot \omega}{g}\right).$$

Для вычислений текущего значения угловой скорости вращения системы по формуле (1) и угла крена в программе управления полетом разработан модуль (подпрограмма) OMEGA, которая, в свою очередь, входит в подпрограмму автоматического управления полетом UPR.

Поскольку система объект-УПП достаточно быстро переходит в режим установившегося вращения и находится в нем практически большую часть времени, то моменты крена и вращения (рыскания) в режиме установившегося вращения системы можно рассчитывать используя зависимость для  $\omega_{уст}$ .

$$M_{кр} = \rho F_{\Pi} \left(\frac{L}{16}\right) \left[ c_{yH} (V + \Delta V)^2 - c_{yO} (V - \Delta V)^2 \right]; \Delta V = \omega_{уст} L / 4;$$

$$M_{вр} = \rho F_{\Pi} \left(\frac{L}{16}\right) \left[ c_{xO} (V - \Delta V)^2 - c_{xH} (V + \Delta V)^2 \right]; T = 2\pi / \omega_{уст}.$$

Здесь  $c_{yH}, c_{yO}, c_{xH}, c_{xO}$  – коэффициенты аэродинамической подъемной силы и лобового сопротивления полукрыльев с неотклоненной и отклоненной задней

кромками;  $\Delta V$  – приращение скорости вращающихся полукрыльев с отклоненной и неотклоненной задними кромками;  $T$  – период вращения системы в установившемся режиме.

Период вращения  $T$  в программе управления полетом используется для указания угла и времени разворота. Например:  $T/2$  – разворот на  $180^\circ$  за время полупериода,  $T/3$  – доворот на  $120^\circ$  за время трети периода,  $T/4$  – доворот на  $90^\circ$  за время четверти периода и т.д. Это дает возможность полностью определиться с длительностью временных интервалов для участков полета  $t_1, t_2, \dots, t_n$ .

Структура управления для прикладной программы, после разбиения траектории на участки, обычно строится в виде блочного оператора типа IF...END IF (например, для языка программирования QBasic). Он организует выполнение различных блоков операторов в зависимости от истинности условий, следующих за IF и ELSEIF.

Ниже приводится в качестве примера фрагмент модуля подпрограммы автоматического управления UPR, построенного для облета конкретного препятствия.

UPR:

IF  $t > 0$  AND  $t \leq t_1$  THEN

RAZ=0 ‘ прямолинейный полет

ELSEIF  $t > t_1$  AND  $t \leq t_2$  THEN

RAZ=1: GOSUB OMEGA ‘затягивание левой СУ; левый разворот

ELSEIF  $t > t_2$  AND  $t \leq t_3$  THEN

```

RAZ=0 'прямолинейный полет
ELSEIF t > t3 AND t <= t4 THEN
RAZ= -1: GOSUB OMEGA 'затягивание правой СУ; правый разворот
ELSEIF t > t3 AND t <= t4 THEN
RAZ=0 'прямолинейный полет
-----
END IF
RETURN

```

Количество блоков операторов, заключенных между служебными словами ELSEIF, соответствует количеству участков разбиения траектории на этапе дальнего наведения [2] и может быть любым.

Система из шести дифференциальных уравнений в подвижной системе координат, связанной с центром масс объекта, определяющая траекторию движения, примет вид:

$$\begin{aligned}
m \frac{dV}{dt} &= -(c_x f_x + c_{\Pi} F_{\Pi}) \frac{\rho V^2}{2} - mg \sin \theta; & mV \frac{d\theta}{dt} &= c_y F_{\Pi} \frac{\rho V^2}{2} - mg \cos \theta; \\
\frac{d\psi}{dt} &= RAZ \cdot \omega(t); & \frac{dH}{dt} &= V \sin \theta; & \frac{dL_x}{dt} &= V \cos \theta \cos \psi; & \frac{dL_z}{dt} &= V \cos \theta \sin \psi. \quad (2)
\end{aligned}$$

Здесь:  $m$  – полетная масса системы как материальной точки;  $c_x f_x$  – характеристика объекта;  $c_{\Pi} F_{\Pi}$  – характеристика парашюта;  $g$  – ускорение свободного падения;  $\theta$  – траекторный угол;  $c_y$  – коэффициент аэродинамической

подъемной силы УПП;  $F_{II}$  – площадь парашюта;  $\psi$  – угол курса (рыскание);  $H$  – высота полета;  $L_x$  – горизонтальное перемещение в направлении координаты  $x$ ;  $L_z$  – горизонтальное перемещение в направлении координаты  $z$ ; RAZ – переключатель смены направления разворота (курса).

Система дифференциальных уравнений (2) в программе решается методом Рунге-Кутты четвертого порядка с постоянным шагом.

Блок-схема алгоритма программы состоит в следующем.

1. Ввод исходных данных.
2. Вычисление начальных условий и характеристик на момент начала установившегося режима полета.
3. Построение траектории полета методом разбиения на участки и проектирование программы полета.
4. Реализация метода Рунге-Кутты для решения системы дифференциальных уравнений баллистики (2).
  - 4.1 Вход в блок управления полетом UPR.
  - 4.2 При необходимости вход в модуль OMEG; вычисление угловой скорости разворота и угла крена.
  - 4.3 Расчет текущих баллистических параметров и координат положения системы в каждый момент времени с учетом рельефа местности.
5. Построение графиков функций баллистических параметров и траектории полета системы.

## Результаты расчетов по программе предложенной математической модели процесса управления

Ниже приводится пример работы программы UPRPOLET автоматического полета по обгibanию препятствия и посадки за ним для следующих начальных условий и режимов:

$$m_{\text{пол}}=89 \text{ кг}; F_{\text{П}}=17\text{м}^2; \lambda =2; H = 225\text{м}; V =15,6\text{м/с}; V_x=13,4 \text{ м/с};$$

$$V_y=8,05 \text{ м/с}; \theta (\text{TETG})=-30,9^0; K =1,66.$$

Временные границы концов участков траектории определены по результатам анализа карты местности и составили соответственно:

$t_1=4\text{с}$  (время окончания полета по прямой; момент начала доворота влево для обхода препятствия);  $t_2=8,1\text{с}$  (момент времени окончания доворота влево на угол  $\psi (\text{psigr}) = 98^0$  и начала полета по прямой вдоль препятствия);  $t_3= 12\text{с}$  (момент времени окончания полета по прямой с курсом  $98^0$  и момент начала разворота вправо на  $171^0$  с целью обхода препятствия);  $t_4= 19,4\text{с}$  (момент завершения разворота вправо и выход на курс  $-73^0$ );  $t_5= 27\text{с}$  – момент времени окончания полета по прямой вдоль препятствия (уже за препятствием) с курсом  $-73^0$  и выход на цель (точку посадки). Угол курса – это угол между положительным направлением оси  $Ox$  и направлением полета. Считается положительным в направлении против часовой стрелки (дворот влево) и отрицательным, по часовой стрелке (дворот вправо).

Времена переходных режимов (затягивания СУ на допустимую величину) существенно меньше времен полета на установившихся режимах.

В результате проведения расчетов получены результаты, представленные на рис.1,2,3.

Коэффициенты масштабов в левой части поля графиков на рис.1, служат для определения истинных значений представленных на графиках функций. Так, для того, чтобы определить истинное значение некоторой функции в данный момент времени (ось абсцисс), необходимо найти ее значение на оси ординат и умножить его на соответствующий коэффициент масштаба КМ, стоящий в левой части графика. Подобный способ определения значений функций на их графиках с разными размерностями и масштабами весьма удобен при размещении большого их количества на одном поле.

Из графиков баллистических характеристик, представленных на рис.1, следует, что угловая скорость в режиме установившегося вращения при доворотах и разворотах составила:  $\omega(\text{omeg})= 0,428$  рад/с, перегрузка в режиме снижения в прямолинейном полете  $n=0,98$ , в режиме установившегося вращения  $n = 1,12$ . Угол крена в режиме установившегося вращения  $\gamma(\text{gamgr}) = 33,8^0$ . Радиус разворота в режиме вращения составил  $Ra= 31,3$ м. Период вращения (время полного оборота системы)  $T=14,4$ с. Абсолютная скорость опережения внешнего в развороте полукрыла  $\Delta V=0,65$  м/с.

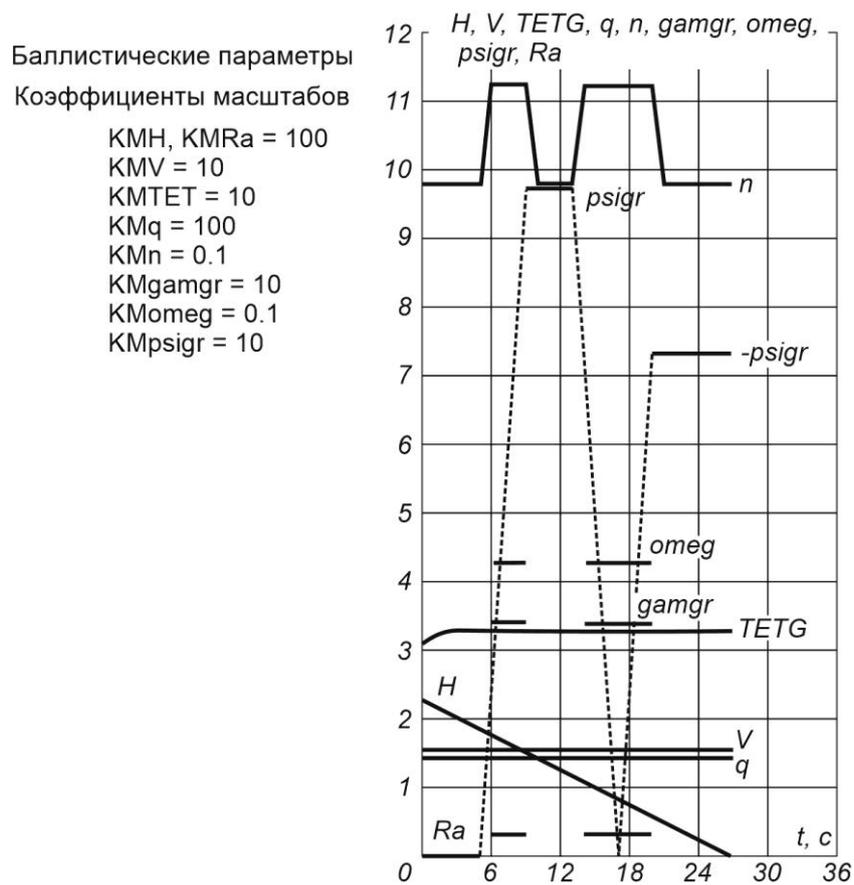


Рис.1. Баллистические характеристики движения системы объект–УПП

На рис.2 жирной линией представлена горизонтальная проекция траектории полета системы при облете препятствия (холма), построенная по результатам расчета.

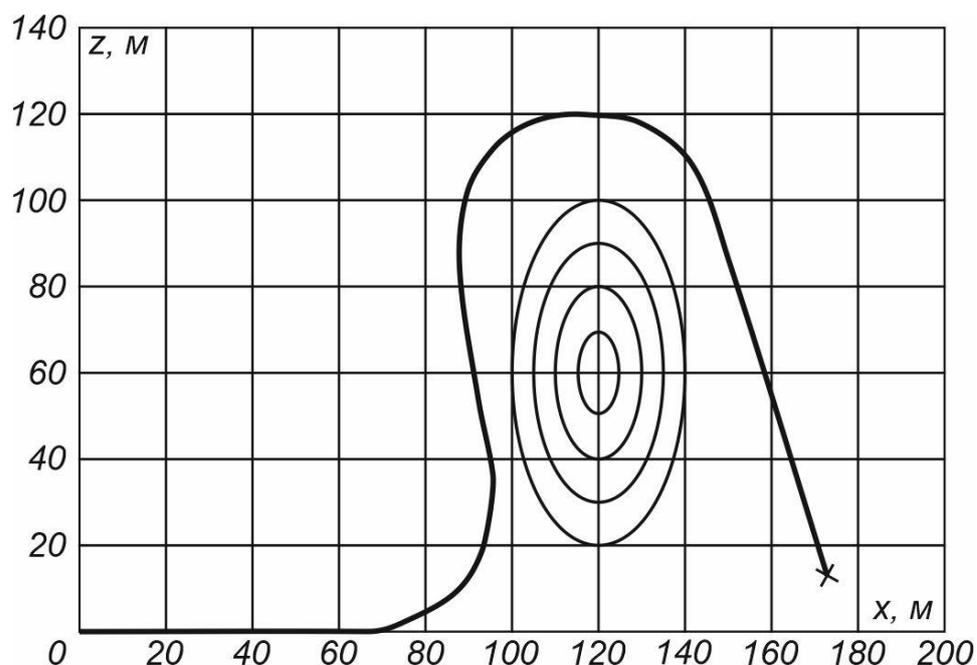


Рис.2. Горизонтальная проекция траектории системы при облете препятствия

Точка начала системы координат соответствует моменту выхода системы в горизонтальный установившийся полет и началу первого участка прямолинейного полета. Вся траектория полета состоит из трех участков прямолинейного полета и двух участков доворота и разворота. Точка посадки показана крестиком. Линии уровня препятствия имеют меньшую толщину в сравнении с траекторией полета.

На рис.3 представлена вертикальная проекция траектории полета (контур препятствия на рисунке не показан). Вертикальная проекция траектории полета требует предварительного построения «высотного разреза» рельефа местности, что также должно быть учтено в процессе предварительной подготовки еще до проведения полета [1]– [20].

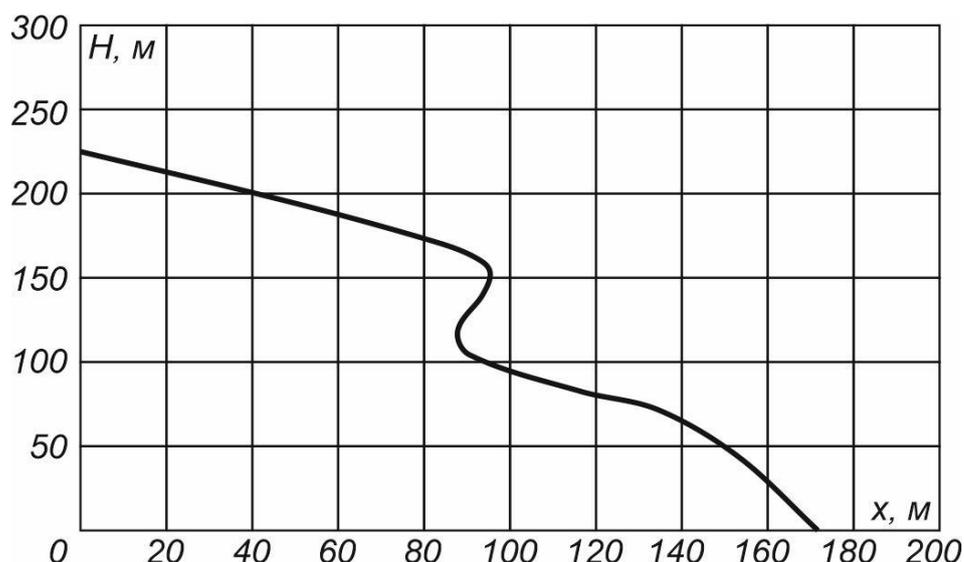


Рис.3.Вертикальная проекция траектории системы при облете препятствия

Выше были изложены результаты расчетов по разработанной программе траектории облета препятствий рельефа на местности в автоматическом режиме в штиль или при очень слабом ветре.

Результаты расчетов показали качественное совпадение и близость к результатам обработки данных внешнетраекторных измерений ряда летных испытаний.

### **Исследования на перспективу**

Следующим этапом усовершенствования данной программы облета препятствий рельефа местности, должен стать учет сложной ветровой обстановки в зоне полета. Это потребует дополнительной информации о ветровой обстановке в зоне облета и введения ее в программу автоматического управления и наведения системы объект-УПП на цель. Доработка программы состоит в том, что с учетом ветра, вдоль траектории будет направлена путевая скорость полета  $V_{\Pi}$  (проекция

земной скорости на горизонтальную плоскость), являющаяся уже диагональю параллелограмма, сторонами которого будут скорость ветра  $W$  и горизонтальная составляющая  $V_2$  истинной скорости полета  $V$  системы объект-УПП, т.е. курс системы, совпадающий с ее плоскостью симметрии, уже не будет совпадать с курсом траектории полета [21]. В таком случае путевая скорость будет рассчитываться по формуле:

$$V_{\Pi} = \sqrt{V_2^2 + W^2 - 2V_2W \cos(\pi - (\psi_V - \psi_W))} = \\ = \sqrt{V_2^2 + W^2 + 2V_2W \cos(\psi_V - \psi_W)}.$$

Здесь  $\psi_V$  и  $\psi_W$  углы курса системы объект-УППС и скорости ветра соответственно, отсчитываемые от произвольно заданной оси  $Ox$  (обычно совпадающей с направлением первого прямолинейного участка полета). Теперь именно эта путевая скорость, которая связана с земной скоростью  $V_k$  через траекторный угол  $\theta$  зависимостью  $V_{\Pi} = V_k \cos \theta$ , должна быть использована при разметке участков траектории и их временных интервалов для последующего введения их значений в программу микропроцессора или микроконтроллера управления полетом системы объект-УПП. Траекторный угол  $\theta$  вычисляется из системы уравнений баллистики (2). Углы внутри параллелограмма векторов скоростей вычисляются по формулам:  $\alpha = \pi - (\psi_V - \psi_W)$ ,  $\beta = (\psi_V - \psi_W)$ .

При входе в программу известными являются параметры:  $\psi_W, \psi_{\Pi}, W, V_2$ .

Угол касательной к траектории полета  $\psi_{\Pi}$  в каждый момент времени определяется по результатам предварительной прокладки траектории с учетом

рельефа местности. Угол ветра  $\psi_W$  задается в метеоданных. Угол курса системы  $\psi_V$  (угол между продольной плоскостью симметрии системы и осью Oх) можно определить по теореме синусов и ввести в программу:

$$\psi_V = \psi_{II} + \arcsin \left[ \frac{W \sin(\psi_{II} - \psi_W)}{V_2} \right].$$

Теперь можно вычислить вектора путевой скорости  $V_{II}$  и земной скорости

$$V_{\kappa} = \frac{V_{II}}{\cos \theta} \text{ и также ввести в программу.}$$

Таким образом, все основные данные для усовершенствования программы автоматического наведения системы на цель с учетом сложной ветровой обстановки имеются в наличии и могут быть использованы при ее возможных доработках.

## Выводы

Разработана программа UPRPOLET автоматического управления и наведения системы объект-УПП на цель с учетом рельефа местности при полете в штиль (или же при очень слабом ветре). Программа может быть использована для любого сложного рельефа местности.

Получены результаты математического моделирования для одного частного случая.

В перспективе планируется усовершенствование программы автоматического наведения системы на цель с учетом рельефа местности в условиях сложной ветровой обстановки как в зонах дальнего, так и ближнего наведения.

## Список источников

1. Иванов П.И. Исследования парашютных систем и парапланерных летательных аппаратов: монография. – М.: Изд-во УК «ЯСОН», Феодосия-МАИ, 2022. – 737 с.
2. Иванов П.И. Проектирование, изготовление и испытания парапланов: монография. – Феодосия: Изд-во Гранд-С, 2007. – 280 с.
3. Куринный С.М. Особенности испытаний парашютных систем в процессе их создания // Научный вестник МГТУ ГА. 2020. Т. 23. № 1. С. 84–94.
4. Александров В.Е., Бериславский Н.Ю., Иванов П.И., Куянов А.Ю., Ситайло М.В. Особенности функционирования и пилотирования планирующих парашютных систем // Вестник Херсонского национального технического университета. 2013. № 2 (47). С. 18-23.
5. Иванов П.И., Иванов Р.П., Куянов А.Ю., Ситайло М.В. Математическое моделирование процессов введения в действие элементов парашютной системы // Научно-техническая международная конференция «Компьютерное моделирование в наукоемких технологиях», КМНТ —2014. (Харьков, 28-31 мая 2014): сборник трудов. - Харьков: Харьковский национальный университет им. В.Н. Каразина, 2014. С. 181-185.
6. Иванов П.И. Глубокая спираль системы пилот-парашют с переходом в режим авторотации // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2020. № 12. С. 44–53.
7. Брысов О.П., Езеева Е.П., Лимонад Ю.Г. Некоторые особенности аэродинамики парашюта-крыла // Ученые записки ЦАГИ. 1984. Т. XV. № 3. С. 121-126.

8. Иванов П.И. Методы летных испытаний и исследований парашютных систем и парапланерных летательных аппаратов: Дисс. ... д-ра техн. наук. Феодосия, 2003. – 333 с.
9. Иванов П.И. Летные испытания парашютных систем. – Феодосия: Гранд-С, 2001. – 331с.
10. Рысев О.В. Модели формообразования парашюта на основе теории местных радиусов кривизны // Парашютные системы и проницаемые тела: сборник статей. М.: Изд-во МГУ, 1987. С. 25-36.
11. Рысев О.В. Актуальные проблемы парашютостроения // Научно-технический семинар «Парашютные системы. Теория, конструкция, эксперимент» (Москва, 1996): сборник трудов. – М.: Изд-во МАИ, 1997. С. 10-19.
12. Чуркин В.М. Устойчивость и колебания парашютных систем. – М.: URSS, 2018. – 230 с.
13. Чуркин В.М. Динамика парашютных систем на этапе спуска. – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2008. – 184 с.
14. Чуркин В.М., Серпичева Е.В., Силантьев В.М. К оценке влияния аэродинамики груза на свободные колебания парашютной системы // Труды МАИ. 2003. № 12. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=34455>
15. Рысев О.В., Вишняк А.А., Чуркин В.М. и др. Динамика связанных тел в задачах движения парашютных систем. – М.; Машиностроение, 1992. – 288 с.

16. Чуркин В.М., Чуркина Т.Ю. К анализу свободных колебаний парашютной системы с упругими стропами // Вестник Московского авиационного института. 2012. Т. 19. № 3. С. 143-148.
17. Иванов П.И. Пилотирование, проектирование и моделирования высокоскоростных спортивных парашютов // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2020. № 10. С. 37–50.
18. В.В. Лялин, В.И. Морозов, А.Т. Пономарев. Парашютные системы. Проблемы и методы их решения. – М.: Физматлит, 2009. - 576с.
19. Рысев О.В., Пономарев А.Т., Васильев М.И. и др. Парашютные системы. – М.: Наука, 1996. – 288 с.
20. Иванов П.И. Выбор концепции и состава аппаратуры для навигационного комплекса автоматического наведения на цель системы груз-управляемый планирующий парашют // XIII Международная научная конференция «Прикладные задачи математики и механики» (Севастополь, 12-16 сентября 2005): сборник материалов. – Севастополь: Сев НТУ, 2005. С. 88-92.
21. ГОСТ 20058-80. Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения. - М.: Изд-во стандартов, 1981. - 52 с.

## References

1. Ivanov P.I. *Issledovanie parashyutnykh sistem i paraplanernykh letatel'nykh apparatov* (Research of parachute systems and paragliding flying machines): monografiya. Feodosiya, Izd-vo RA «Art-Laif», 2022, 736 p.

2. Ivanov P.I. *Proektirovanie, izgotovlenie i ispytaniya paraplanov* (Design, production and tests of paraplanes), Feodosiya, Grand-S plyus, 2007, 281 p.
3. Kurinnyi S.M. *Nauchnyi vestnik MGTU GA*, 2020, vol. 23, no. 1, pp. 84–94.
4. Aleksandrov V.E., Berislavskii N.Yu., Ivanov P.I., Kuyanov A.Yu., Sitailo M.V. *Vestnik Khersonskogo natsional'nogo tekhnicheskogo universiteta*, 2013, no. 2 (47), pp. 18-23.
5. Ivanov P.I., Ivanov R.P., Kuyanov A.Yu., Sitailo M.V. *Nauchno-tekhnicheskaya mezhdunarodnaya konferentsiya «Komp'yuternoe modelirovanie v naukoemkikh tekhnologiyakh»*, KMNT-2014: sbornik trudov. Khar'kov, Khar'kovskii natsional'nyi universitet im. V.N. Karazina, 2014, pp. 181-185.
6. Ivanov P.I. *Polet. Obshcherossiiskii nauchno-tekhnicheskii zhurnal*, 2020, no. 12, pp. 44–53.
7. Brysov O.P., Ezeeva E.P., Limonad Yu.G. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1984, vol. XV, no. 3, pp. 121-126.
8. Ivanov P.I. *Metody letnykh ispytaniy i issledovaniy parashyutnykh sistem i paraplaneremykh letatel'nykh apparatov* (Methods of flight tests and studies of parachute systems and paragliding aircraft). Doctor's thesis, Feodosiya, 2003, 333 p.
9. Ivanov P.I. *Letnye ispytaniya parashyutnykh sistem* (Parachute systems flight tests), Feodosiya, Grand-S, 2001, 332 p.
10. Rysev O.V. *Parashyutnye sistemy I pronitsaemye tela*. Sbornik statei, Moscow, MGU, 1987, pp. 25-36.

11. Rysev O.V. *Nauchno-tekhnicheskii seminar «Parashyutnye sistemy. Teoriya, konstruktsiya, eksperiment»*: sbornik trudov. Moscow, Izd-vo MAI, 1997, pp. 10-19.
12. Churkin V.M. *Ustoichivost' i kolebaniya parashyutnykh system* (Stability and oscillations of parachute systems), Moscow, URSS, 2018, 230
13. Churkin V.M. *Dinamika parashyutnykh sistem na etape spuska* (Parachute systems dynamics at the descent stage), Moscow, MAI-PRINT, 2008, 184 p.
14. Churkin V.M., Serpicheva E.V., Silant'ev V.M. *Trudy MAI*, 2003, no. 12. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=34455>
15. Rysev O.V., Vishnyak A.A., Churkin V.M., Yurtsev Yu.N. *Dinamika svyazannykh tel v zadachakh dvizheniya parashyutnykh sistem* (Dynamics of connected bodies in problems of parachute systems movement), Moscow, Mashinostroenie, 1992, 288 p.
16. Churkin V.M., Churkina T.Yu. *Aerospace MAI Journal*, 2012, vol. 19, no. 3, pp. 143-148.
17. Ivanov P.I. *Polet. Obshcherossiiskii nauchno-tekhnicheskii zhurnal*, 2020, no, 10, pp. 37–50.
18. Lyalin V.V., Morozov V.I., Ponomarev A.T. *Parashyutnye sistemy. Problemy i metody ikh resheniya* (Parachute systems. Problems and methods of their solution), Moscow, Fizmatlit, 2009, 576 p.
19. Rysev O.V., Ponomarev A.T., Vasil'ev M.I. et al. *Parashyutnye sistemy (Parashyutnye sistemy)*, Moscow, Nauka, 1996, 288 p.
20. Ivanov P.I. *XIII Mezhdunarodnaya nauchnaya konferentsiya «Prikladnye zadachi matematiki i mekhaniki»*: sbornik materialov. Sevastopol', Sev NTU, 2005, pp. 88-92.

21. *GOST 20058-80. Dinamika letatel'nykh apparatov v atmosfere. Terminy, opredeleniya i oboznacheniya* (GOST 20058-80. Aircraft dynamics in atmosphere. Terms, definitions and symbols), Moscow, Izd-vo standartov, 1981, 52 p.

Статья поступила в редакцию 25.03.2024

Одобрена после рецензирования 15.04.2024

Принята к публикации 27.06.2024

The article was submitted on 25.03.2024; approved after reviewing on 15.04.2024; accepted for publication on 27.06.2024