

Труды МАИ. 2025. № 142
Trudy MAI. 2025. No. 142. (In Russ.)

Научная статья

УДК 629.734

URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=185112>

EDN: <https://www.elibrary.ru/XVZLMI>

ВЕРТИКАЛЬНАЯ СОСТАВЛЯЮЩАЯ СКОРОСТИ ПОЛЕТА СИСТЕМЫ «ОБЪЕКТ-УПРАВЛЯЕМЫЙ ПЛАНИРУЮЩИЙ ПАРАШЮТ» ВО ВРАЩАТЕЛЬНОМ (СПИРАЛЬНОМ) ДВИЖЕНИИ

Андрей Сергеевич Бебешко

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

bebeshko-2003@mail.ru

Аннотация. В настоящей работе составлено и проинтегрировано дифференциальное уравнение для вертикального снижения в случае движения системы объект-управляемый планирующий парашют (объект-УПП) в режиме разворота. Получены зависимости вертикальной составляющей скорости снижения от времени и различных параметров. Это позволяет проводить исследования характера изменения вертикальной составляющей скорости снижения и потери высоты во времени при вариациях различных параметров и характеристик каждой конкретной конструкции системы объект-УПП на различных режимах и условиях применения систем по назначению. Результаты данной работы могут быть использованы в задачах навигации и наведения систем объект-управляемая

планирующая парашютная система на цель, которые являются одними из важнейших в теории и практике управляемых парашютных систем. Проблемной частью этих задач является определение вертикальной составляющей скорости систем в крутой спирали при навигации и наведении в автоматическом режиме в условиях сложного рельефа местности и сложной ветровой обстановки в зоне наведения.

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

Для цитирования: Бебешко А.С. Вертикальная составляющая скорости полета системы «объект-управляемый планирующий парашют» во вращательном (спиральном) движении // Труды МАИ. 2025. № 142. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=185112>

Original article

THE VERTICAL COMPONENT OF THE FLIGHT SPEED OF THE OBJECT-CONTROLLED GLIDING PARACHUTE SYSTEM IN A ROTATIONAL (SPIRAL) MOTION

Andrey S. Bebeshko

Military Training and Research Center of the Air Force "Air Force Academy named after Prof. N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin",

Voronezh, Russia

bebeshko-2003@mail.ru

Abstract. In this paper, a differential equation has been compiled and integrated for vertical descent in the case of movement of the object-controlled gliding parachute (object-SCP) system in the U-turn mode. The dependences of the vertical component of the rate of decrease on time and various parameters are obtained. This allows us to study the nature of changes in the vertical component of the rate of descent and loss of height over time with variations in various parameters and characteristics of each specific design of the object-SCP system in various modes and conditions of use of the systems for their intended purpose. The results of this work can be used in the tasks of navigation and guidance of object-guided gliding parachute systems on target, which are among the most important in the theory and practice of guided parachute systems. The problematic part of these tasks is to determine the vertical component of the speed of systems in a steep spiral during navigation and guidance in automatic mode in conditions of difficult terrain and difficult wind conditions in the guidance zone. The practice of flight testing and operation of guided gliding parachute systems has shown that one of the problems of controlled movement in difficult terrain conditions is maneuvering and its inherent steep spiral movement with an increased vertical component of speed and a large loss of altitude. This leads in some cases to a short flight to the target and, as a result, to non-fulfillment of the flight task. Thus, there is an urgent need, in preliminary calculations of flights along the route of the object-SCP systems in conditions of difficult terrain, to take into account the transients of increasing speed and loss of altitude in steep U-turns and in spiral movement at the landing stage in the presence of an excess of altitude in the target area. The paper presents the construction of a mathematical model of the movement of the system in the reversal mode. The obtained dependence of the mathematical model is studied in detail,

graphs of this function are constructed, varying the parameters included in it, using the MathCad 2000 Professional computer mathematics program. Specific examples for human SCP with different sets of initial data are considered and the analysis of the results obtained is performed. The analysis of the calculation results based on the obtained dependence of the vertical component of the velocity in the reversal mode for various values of the parameters included in it is performed.

It follows from the above calculation results that:

- the greater the mass of the object and the smaller the area of the parachute dome (wing), i.e. the greater the specific mass load on the wing, the greater the vertical component of the speed and the greater the loss of height in the turn, which is extremely dangerous when performing maneuvers at low altitudes;
- the lower the coefficient the greater the total aerodynamic force, the greater the height loss on the turn;
- the greater the roll angle of the system, the greater the height loss on the turn;
- the higher the flight altitude of the system, the greater the loss of altitude on the turn;
- the lower the aerodynamic quality of the system, the greater the height loss on the turn.

In combinations of these parameters, the predominant effect of some of these parameters over others should be taken into account when estimating height loss in steep turns.

Based on the results of the work performed, the following conclusions were drawn.

1. A differential equation has been compiled and integrated for vertical descent in the case of movement of the object-SCP system in the reversal mode. The dependence of the vertical component of the rate of decrease on time is obtained. This also makes it possible to study the nature of changes in the vertical component of the rate of descent and loss of

height over time with variations in various parameters and characteristics of each specific design of the object-SCP system in various modes and conditions of use of the systems for their intended purpose.

2. When flying in highly rugged terrain with difficult terrain and in difficult wind conditions, it is necessary to take into account the significant loss of altitude during steep turns due to an increase in the angle of roll in order to fly around obstacles, due to a significant increase in the vertical component of speed. An increase in the roll angle leads to a decrease in the turning radius and, as a result, to a significant increase in the vertical component of the speed and a significant loss of height. The longer the planned flight route to the target point in highly rugged terrain, the greater the altitude margin, taking into account possible steep turns and overturns, should be selected when flying with a headwind at the time of dropping the object-UPP system from an aircraft or helicopter carrier.

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

For citation: Bebeshko A.S. The vertical component of the flight speed of the object-controlled gliding parachute system in a rotational (spiral) motion. *Trudy MAI*. 2025. No. 142. (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=185112>

Введение

Практика летных испытаний и эксплуатации управляемых планирующих парашютных систем показала, что одной из проблем управляемого движения в условиях сложного рельефа местности является маневрирование и присущее ему крутое спиральное движение с увеличенной вертикальной составляющей скорости и

большой потерей высоты. Это приводит в ряде случаев к недолету до цели и, как следствие, к невыполнению полетного задания. Таким образом, существует настоятельная необходимость, в предварительных расчетах полетов по маршруту систем объект-УПП в условиях сложного рельефа местности, учитывать переходные процессы возрастания скорости и потери высоты в режимах крутых разворотов и в спиральном движении на этапе посадки при наличии избытка высоты в районе цели.

Построение математической модели движения системы в режиме разворота

Запишем дифференциальное уравнение движения системы объект-управляемый планирующий парашют (УПП) в проекции на вертикаль при движении в режиме разворота с постоянным углом крена γ :

$$m \frac{dV_y}{dt} = mg - R \cos \gamma.$$

Здесь: m – масса системы объект-УПП; V_y – вертикальная составляющая скорости системы во вращательном движении; g – ускорение свободного падения;

$R = c_R F_{II} \frac{\rho V^2}{2}$ – полная аэродинамическая сила УПП; c_R – коэффициент полной аэродинамической силы; F_{II} – площадь купола парашюта; ρ – плотность воздуха;

$V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2}$ – воздушная скорость, результирующая горизонтальной и вертикальной скоростей полета.

Тогда:
$$m \frac{dV_y}{dt} = mg - c_R F_{\Pi} \frac{\rho(V_x^2 + V_y^2)}{2} \cos \gamma.$$

Далее, сокращая на m , получим:

$$\frac{dV_y}{dt} = g - \frac{c_R F_{\Pi} \rho}{2m} (V_x^2 + V_y^2) \cos \gamma.$$

Константа $A = \frac{c_R F_{\Pi} \rho}{2m}$ – баллистический коэффициент. Далее:

$$\frac{dV_y}{dt} = g - AV_x^2 \cos \gamma - AV_y^2 \cos \gamma.$$

Считаем, что поскольку в горизонтальном направлении нет ускорений, и вращение происходит примерно с постоянным углом крена, то горизонтальная составляющая скорости $V_x = \text{const}$. Обозначим константу: $B = g - AV_x^2 \cos \gamma$. Тогда:

$$\frac{dV_y}{dt} = B - AV_y^2 \cos \gamma. \text{ Разделяем переменные в дифференциальном уравнении:}$$

$$\frac{dV_y}{B - AV_y^2 \cos \gamma} = dt \text{ и берем интегралы от обеих частей: } \int \frac{dV_y}{B - AV_y^2 \cos \gamma} = t + C, \text{ где}$$

C – произвольная постоянная.

Выполняя преобразования под знаком интеграла, приведем его к табличному виду:

$$\int \frac{dV_y}{B - AV_y^2 \cos \gamma} = t + C; \quad \frac{1}{A \cos \gamma} \int \frac{dV_y}{\left(\sqrt{\frac{B}{A \cos \gamma}} \right)^2 - V_y^2} = t + C.$$

А это табличный интеграл вида: $\int \frac{dx}{a^2 - x^2} = \frac{1}{2a} \ln \left| \frac{a+x}{a-x} \right| + C$. Тогда:

$$\frac{1}{A \cos \gamma} \int \frac{dV_y}{\left(\sqrt{\frac{B}{A \cos \gamma}} \right)^2 - V_y^2} = \frac{1}{A \cos \gamma} \cdot \frac{1}{2 \sqrt{\frac{B}{A \cos \gamma}}} \cdot \ln \left| \frac{\sqrt{\frac{B}{A \cos \gamma}} + V_y}{\sqrt{\frac{B}{A \cos \gamma}} - V_y} \right| = t + C.$$

Или:

$$\frac{1}{2 \sqrt{AB \cos \gamma}} \cdot \ln \left| \frac{\sqrt{\frac{B}{A \cos \gamma}} + V_y}{\sqrt{\frac{B}{A \cos \gamma}} - V_y} \right| = t + C.$$

Пусть $D = \frac{1}{2 \sqrt{AB \cos \gamma}}$, $E = \sqrt{\frac{B}{A \cos \gamma}}$.

Найдем произвольную постоянную C . При $t = 0$, $V_y = V_{y0}$. Тогда:

$$C = D \cdot \ln \left| \frac{E + V_{y0}}{E - V_{y0}} \right|. \text{ Далее: } \ln \left| \frac{E + V_y}{E - V_y} \right| = \frac{t + C}{D}.$$

Для нахождения функции $V_y(t)$ потенцируем последнее выражение:

$$\frac{E + V_y}{E - V_y} = e^{\frac{t+C}{D}}. \text{ Или же } E + V_y = (E - V_y) e^{\frac{t+C}{D}} = E e^{\frac{t+C}{D}} - V_y e^{\frac{t+C}{D}}.$$

$$V_y + V_y e^{\frac{t+C}{D}} = E e^{\frac{t+C}{D}} - E; \quad V_y (1 + e^{\frac{t+C}{D}}) = E (e^{\frac{t+C}{D}} - 1). \text{ Окончательно:}$$

$$V_y = \frac{E(e^{\frac{t+C}{D}} - 1)}{(e^{\frac{t+C}{D}} + 1)}. \quad (1)$$

Детально исследуем последнюю зависимость, для чего построим графики этой функции, варьируя входящие в нее параметры, используя программу компьютерной математики MathCad 2000 Professional.

Рассмотрим конкретные примеры для людской УПП с различными наборами исходных данных и выполним анализ полученных результатов.

Анализ результатов расчетов по полученной зависимости $V_y(t)$ для различных значений входящих в нее параметров

На рис.1 представлены три кривые зависимости $V_y(t)$ для различных значений масс объекта (пилота): $m = 60, 80, 100$ кг при следующих других закрепленных параметрах: $g = 9,81$ м/с², $V_{y0} = 5$ м/с, $V_x = 10$ м/с, $\gamma = \pi/6$, $c_R = 0,25$, $F_{II} = 17$ м², $\rho = 1,2$ кг/м³.

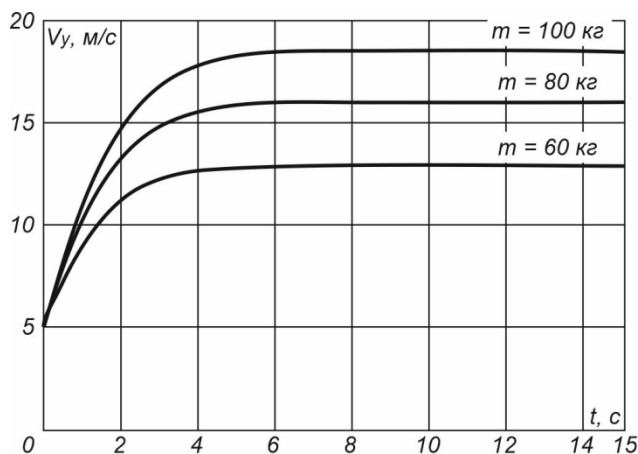


Рис.1 Законы изменения вертикальной составляющей скорости снижения от времени в зависимости от различных значений масс объекта

Как видно из рисунка, чем больше масса объекта, тем выше установившаяся скорость снижения системы объект-УПП.

Время выхода на полку скорости режима установившегося снижения соответствует примерно $t_{уст} \approx 6$ с.

На рис.2 представлены три кривые зависимости $V_y(t)$ для различных значений коэффициента полной аэродинамической силы УПП: $c_R = 0,25, 0,35, 0,45$ и массы объекта $m = 80$ кг при всех других закрепленных параметрах.

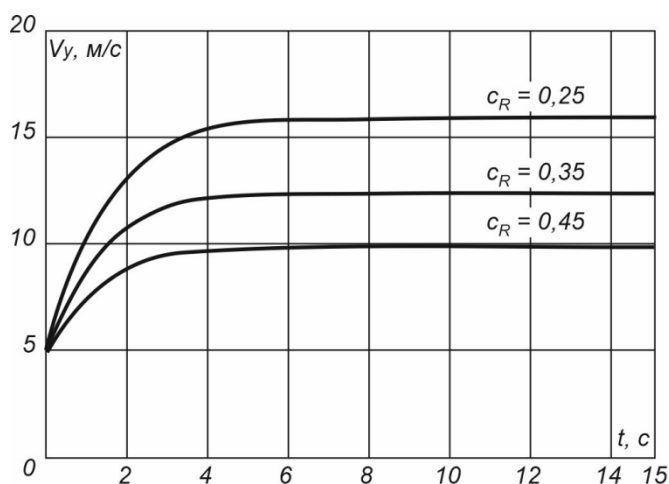


Рис.2 Законы изменения вертикальной составляющей скорости снижения от времени в зависимости от различных значений коэффициента полной аэродинамической силы для массы объекта 80кг

Как видно из рисунка, чем больше коэффициент полной аэродинамической силы УПП, тем меньше установившаяся скорость снижения системы объект-УПП. Время выхода на полку скорости режима установившегося снижения также соответствует примерно $t_{уст} \approx 6$ с.

На рис.3 представлены три кривые зависимости $V_y(t)$ для различных значений углов крена системы объект-УПП: $\gamma = \pi/6, \pi/3, 0.9 \cdot \pi/2$, значения коэффициента полной аэродинамической силы УПП: $c_R = 0,35$, и массы объекта $m = 80$ кг при всех других закрепленных параметрах.

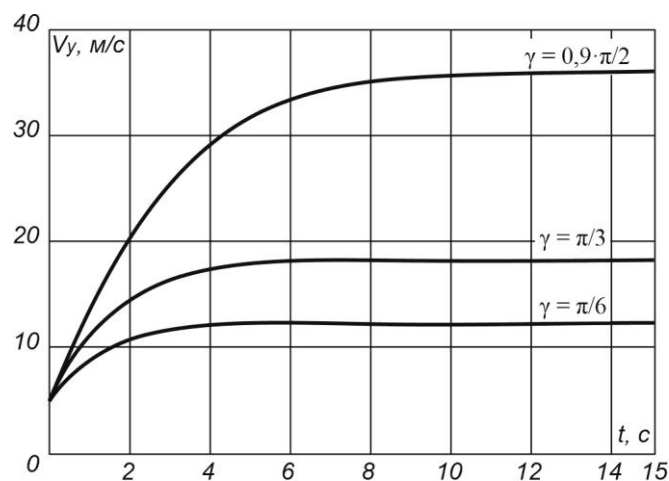


Рис.3 Законы изменения вертикальной составляющей скорости снижения от времени в зависимости от различных значений углов крена при коэффициенте полной аэродинамической силы $c_R = 0,35$ для массы объекта 80кг

Как видно из рисунка, чем больше угол крена системы объект-УПП, тем больше установившаяся скорость снижения системы. Время выхода на полку скорости режима установившегося снижения возрастает с увеличением угла крена и соответствует значениям: $t_{уст} \approx 4$ с, $t_{уст} \approx 6$ с, $t_{уст} \approx 10$ с. Т.е. существенно возрастает переходной процесс режима.

На рис.4 представлены три кривые зависимости $V_y(t)$ для различных значений площадей куполов парашютов: $F_{\Pi}=10 \text{ м}^2$, $F_{\Pi}=14 \text{ м}^2$, $F_{\Pi}=17 \text{ м}^2$, (т.е. для различных значений удельной массовой нагрузки на крыло УПП) для угла крена системы объект-УПП: $\gamma = \pi / 3$, значения коэффициента полной аэродинамической силы УПП $c_R = 0,35$ и массы объекта $m = 80 \text{ кг}$ при всех других закрепленных параметрах.

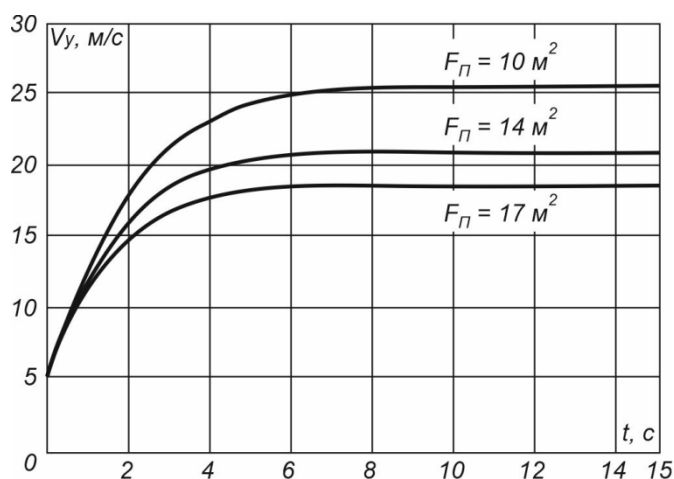


Рис.4 Законы изменения вертикальной составляющей скорости снижения от времени в зависимости от различных значений площадей парашютов, для угла крена $\gamma = \pi / 3$, при коэффициенте полной аэродинамической силы $c_R = 0,35$ и массе объекта 80кг

Как видно из рисунка, чем больше площадь купола парашюта (т.е. чем меньше удельная массовая нагрузка на крыло), тем меньше установившаяся скорость снижения системы. Время выхода на полку скорости режима установившегося снижения возрастает с уменьшением площади купола (т.е. с увеличением удельной

массовой нагрузки на крыло) и соответствует значениям: $t_{ycm} \approx 6c$, $t_{ycm} \approx 8c$, $t_{ycm} \approx 10c$. Т.е. возрастает переходной процесс режима.

На рис.5 представлены три кривые зависимости $V_y(t)$ для различных значений плотности воздуха, т.е. значений высоты полета: $\rho=1,2 \text{ кг/м}^3$, $\rho=1,0 \text{ кг/м}^3$, $\rho=0,8 \text{ кг/м}^3$ (что соответствует высотам полета $H \approx 200 \text{ м}$, $H \approx 2000 \text{ м}$, $H \approx 4200 \text{ м}$), площади купола парашюта: $F_{\Pi}=17 \text{ м}^2$ (т.е. для различных значений удельной массовой нагрузки на крыло УПП), для угла крена системы объект-УПП: $\gamma = \pi / 3$, значения коэффициента полной аэродинамической силы УПП $c_R = 0,35$ и массы объекта $m = 80 \text{ кг}$ при всех других закрепленных параметрах.

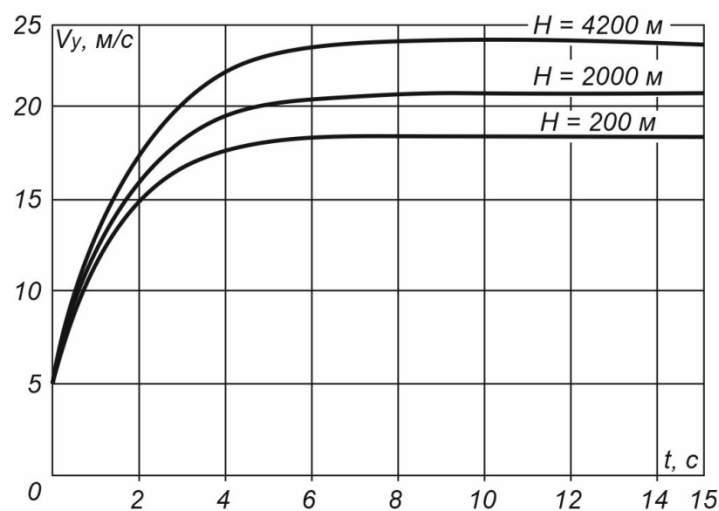


Рис.5 Законы изменения вертикальной составляющей скорости снижения от времени в зависимости от различных значений высоты полета и площади парашюта $F_{\Pi}=17 \text{ м}^2$, угла крена $\gamma = \pi / 3$, при коэффициенте полной аэродинамической силы $c_R = 0,35$ и массе объекта 80кг

Как видно из рисунка, чем больше высота полета системы объект-УПП при площади купола парашюта $F_{\Pi} = 17 \text{ м}^2$, тем больше установившаяся скорость снижения системы. Время выхода на полку скорости режима установившегося снижения возрастает с увеличением высоты полета (т.е. с уменьшением плотности воздуха) и соответствует значениям: $t_{yct} \approx 6 \text{ с}$, $t_{yct} \approx 8 \text{ с}$, $t_{yct} \approx 10 \text{ с}$. Т.е. возрастает переходной процесс выхода на установившийся режим.

Важнейшей характеристикой режима полета в развороте является потеря высоты $\Delta H_p(t)$ в развороте:

$$\Delta H_p(t) = V_{y0}t + \int_0^t V_y(t)dt. \quad (2)$$

На рис. 6 представлены три кривые зависимости потери высоты $\Delta H_p(t)$ для различных значений высоты полета: $H \approx 200 \text{ м}$, $H \approx 2000 \text{ м}$, $H \approx 4200 \text{ м}$, площади купола парашюта: $F_{\Pi} = 17 \text{ м}^2$, для угла крена системы объект-УПП: $\gamma = \pi/3$, значения коэффициента полной аэродинамической силы УПП $c_R = 0,35$ и массы объекта $m = 80 \text{ кг}$ при всех других закрепленных параметрах.

Как видно из рисунка, чем больше высота полета (т.е. чем меньше плотность воздуха), тем больше и потеря высоты на развороте.

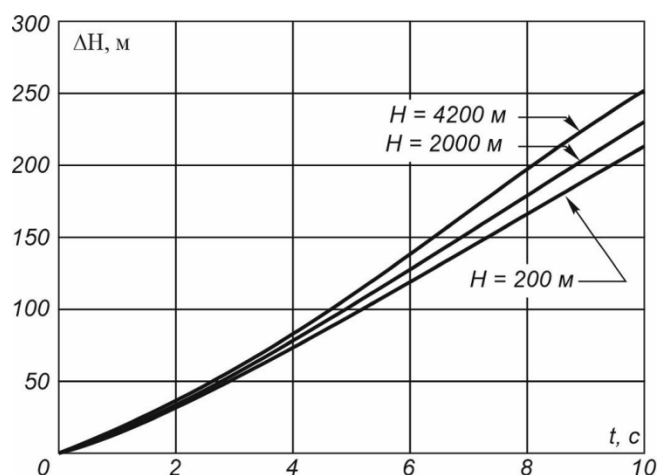


Рис.6 Законы изменения потери высоты на развороте от времени в зависимости от различных значений высоты полета и площади парашюта $F_{II}=17 \text{ м}^2$, угла крена $\gamma = \pi / 3$, при коэффициенте полной аэродинамической силы $c_R = 0,35$ и массе объекта 80кг

Аналогично, уравнение (2), позволяет исследовать практически важные зависимости потери высоты на развороте для различных комбинаций параметров и характеристик конкретных конструкций УПП.

Обсуждение результатов исследований

Из полученных выше результатов расчетов следует, что:

- чем больше масса объекта и меньше площадь купола парашюта (крыла), т.е. чем больше удельная массовая нагрузка на крыло, тем больше вертикальная составляющая скорости и тем больше потеря высоты в развороте, что крайне опасно при выполнении маневров на малых высотах;
- чем меньше коэффициент полной аэродинамической силы c_R , тем больше потеря высоты на развороте;

- чем больше угол крена системы γ , тем больше потеря высоты на развороте;
- чем больше высота полета системы H , тем больше потеря высоты на развороте;
- чем меньше аэродинамическое качество системы $K = V_x / V_y$, тем больше потеря высоты на развороте.

В комбинациях этих параметров следует учитывать превалирующее воздействие одних из них параметров над другими при оценках потери высоты в крутых разворотах.

Выводы

1. Составлено и проинтегрировано дифференциальное уравнение для вертикального снижения в случае движения системы объект-УПП в режиме разворота. Получена зависимость вертикальной составляющей скорости снижения от времени. Это позволяет также проводить исследования характера изменения вертикальной составляющей скорости снижения и потери высоты во времени при вариациях различных параметров и характеристик каждой конкретной конструкции системы объект-УПП на различных режимах и условиях применения систем по назначению.

2. При полетах в сильно пересеченной местности со сложным рельефом и в сложной ветровой обстановке, обязательно следует учитывать существенную потерю высоты при крутых разворотах за счет увеличения угла крена с целью облета препятствий, по причине существенного увеличения вертикальной

составляющей скорости. Увеличение угла крена приводит к уменьшению радиуса разворота и, как следствие, к существенному возрастанию вертикальной составляющей скорости и значительной потере высоты. Чем более протяженный планируется маршрут полета к точке цели в сильно пересеченной местности, тем больший запас высоты с учетом возможных крутых разворотов и доворотов должен быть выбран при полете со встречным ветром на момент сбрасывания системы объект-УПП с самолета или вертолета-носителя.

3. Результаты данной работы могут быть использованы для корректировки программ автоматического наведения типа UPRPOL [1,2], с целью уточнения вертикальных сечений траекторий полета систем объект-УПП по маршрутам в сильно пересеченной местности и наличии сложной ветровой обстановки, при автоматическом наведении и доставке людей и грузов в заданную точку цели [3-20].

Список источников

1. 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>
2. Бебешко А.С., Иванов П.И. Моделирование полета системы объект-управляемый планирующий парашют с учетом рельефа местности и ветрового воздействия. Труды МАИ. 2024. № 137. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=181888>
3. Иванов П.И. Исследования парашютных систем и парапланерных летательных аппаратов: монография. - Феодосия: Изд-во «ЯСОН», 2022. – 737 с.

4. Иванов П.И. Проектирование, изготовление и испытания парашютов: монография. – Феодосия: Изд-во Гранд-С, 2007. – 280 с.
5. Гимадиева Т.З. К вопросу оптимального управления планирующей парашютной системой // Динамические системы. 1998. № 14. С. 71-77.
6. Иванов П.И. Выбор оптимальных стратегий наведения управляемой планирующей парашютной системы на цель // Авиационно-космическая техника и технология. 2004. Т. 10. № 2. С. 49-53.
7. 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.
8. Иванов П.И. Глубокая спираль системы пилот-парашют с переходом в режим авторотации // Полет. 2020. № 12. С. 44–53.
9. Брысов О.П., Езеева Е.П., Лимонад Ю.Г. Некоторые особенности аэродинамики парашюта-крыла // Ученые записки ЦАГИ. 1984. Т. XV. № 3. С. 121-126.
10. Гусейнова Р.О., Гумбатов Д.А. Оптимизация концептуальной разработки беспилотных летательных аппаратов // Труды МАИ. 2024. № 136. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=180684>
11. Гончарова В.И. Параметрический синтез нелинейной системы автоматического управления с распределенными параметрами // Труды МАИ. 2024. № 134. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=178476>

12. Никольский А.А. Численное решение обратной задачи профиля с использованием метода PGT // Труды МАИ. 2023. № 133. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=177660>
13. 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.
14. Чуркин В.М. Динамика парашютных систем на этапе спуска. – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2008. – 184 с.
15. Чуркин В.М., Серпичева Е.В., Силантьев В.М. К оценке влияния аэродинамики груза на свободные колебания парашютной системы // Труды МАИ. 2003. № 12. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=34455>
16. Рысев О.В., Вишняк А.А., Чуркин В.М. и др. Динамика связанных тел в задачах движения парашютных систем. – М.: Машиностроение, 1992. – 288 с.
17. Иванов П.И. Пилотирование, проектирование и моделирования высокоскоростных спортивных парашютов // Полет. 2020. № 10. С. 37–50.
18. Лялин В.В., Морозов В.И., Пономарев А.Т. Парашютные системы. Проблемы и методы их решения. – М.: Физматлит, 2009. – 576 с.
19. Рысев О.В., Пономарев А.Т., Васильев М.И. и др. Парашютные системы. – М.: Наука, 1996. – 288 с.
20. Петров Ю.А., Брешев Е.Н., Сергеев Д.В. Амортизация спускаемых аппаратов при посадке на поверхности планет // Труды МАИ. 2023. № 133. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=177652>

References

1. 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. (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=180682>
2. Bebeshko A.S., Ivanov P.I. Flight simulation of the «object—controlled gliding parachute» system, taking into account the terrain and wind effects. *Trudy MAI*. 2024. No. 137. (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=181888>
3. Ivanov P.I. *Issledovaniya parashyutnykh sistem i paraplanernykh letatel'nykh apparatov* (Research of parachute systems and paragliding flying machines): monografiya. Feodosiya: Izd-vo «YASON» Publ., 2022. 737 p.
4. Ivanov P.I. *Proektirovanie, izgotovlenie i ispytaniya paraplanov* (Design, production and tests of paraplanes). Feodosiya: Izd-vo Grand-S Publ., 2007. 280 p.
5. Gimadieva T.Z. On the issue of optimal control of a gliding parachute system. *Dinamicheskie sistemy*. 1998. No. 14. P. 71-77. (In Russ.)
6. Ivanov P.I. Selection of optimal strategies for guiding a controlled gliding parachute system to a target. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*. 2004. V. 10. No. 2. P. 49-53. (In Russ.)
7. Aleksandrov V.E., Berislavskii N.Yu., Ivanov P.I., Kuyanov A.Yu., Sitailo M.V. Features of functioning and piloting of gliding parachute systems. *Vestnik Khersonskogo natsional'nogo tekhnicheskogo universiteta*. 2013. No. 2 (47). P. 18-23. (In Russ.)
8. Ivanov P.I. Deep spiral of the pilot-parachute system switching to autorotation mode. *Polet*. 2020. No.12. P. 44–53. (In Russ.)

9. Brysov O.P., Ezeeva E.P., Limonad Yu.G. Some features of the aerodynamics of a parachute-wing. *Uchenye zapiski TSAGI*. 1984. V. XV, No. 3. P. 121-126. (In Russ.)
10. Guseinova R.O., Gumbatov D.A. Optimization of the conceptual development of unmanned aerial vehicles. *Trudy MAI*. 2024. No. 136. (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=180684>
11. Goncharova V.I. Parametric synthesis of a nonlinear automatic control system with distributed parameters. *Trudy MAI*. 2024. No. 134. (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=178476>
12. Nikol'skii A.A. Numerical solution of the inverse airfoil problem using the PGT technique. *Trudy MAI*. 2023. No. 133. (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=177660>
13. Rysev O.V. Current issues in parachute construction. *Nauchno-tekhnicheskii seminar «Parashyutnye sistemy. Teoriya, konstruktsiya, eksperiment»*: sbornik trudov. Moscow: Izd-vo MAI Publ., 1997. P. 10-19.
14. Churkin V.M. *Dinamika parashyutnykh sistem na etape spuska* (Dynamics of parachute systems at the descent stage). Moscow: Izd-vo MAI-PRINT Publ., 2008. 184 p.
15. Churkin V.M., Serpicheva E.V., Silant'ev V.M. Analysis of free oscillation of parachute system with payload aerodynamics. *Trudy MAI*. 2003. No. 12. (In Russ.). URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=34455>
16. Rysev O.V., Vishnyak A.A., Churkin V.M. et al. *Dinamika svyazannykh tel v zadachakh dvizheniya parashyutnykh system* (Dynamics of connected bodies in problems of parachute systems movement). Moscow: Mashinostroenie Publ., 1992. 288 p.

17. Ivanov P.I. Piloting, designing and modeling high-speed sport parachutes. *Polet*. 2020. No. 10. P. 37–50. (In Russ.)
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 Publ., 2009. 576 p.
19. Rysev O.V., Ponomarev A.T., Vasil'ev M.I. et al. *Parashyutnye sistemy* (Parashyutnye sistemy), Moscow: Nauka Publ., 1996. 288 p.
20. Petrov Y.-A., Breshev E.N., Sergeev D.V. Depreciation of descent vehicles when landing on the surface of planets. *Trudy MAI*. 2023. No 133. (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=177652>

Статья поступила в редакцию 11.01.2025

Одобрена после рецензирования 12.01.2025

Принята к публикации 25.06.2025

The article was submitted on 11.01.2025; approved after reviewing on 12.01.2025; accepted for publication on 25.06.2025