

Труды МАИ. 2024. № 137
Trudy MAI, 2024, no. 137

Научная статья

УДК 629.734

URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=181888>

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПОЛЕТА СИСТЕМЫ «ОБЪЕКТ– УПРАВЛЯЕМЫЙ ПЛАНИРУЮЩИЙ ПАРАШЮТ» С УЧЕТОМ РЕЛЬЕФА МЕСТНОСТИ И ВЕТРОВОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ

Андрей Сергеевич Бебешко¹, Петр Иванович Иванов²✉

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

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

¹bebeshko-2003@mail.ru

²Ivanovpetr@rambler.ru✉

Аннотация. Навигация и наведение системы объект-управляемая планирующая парашютная система на цель является важной задачей в теории и практике управляемых планирующих парашютных систем [1-21]. Проблемной частью задачи является навигация и наведение в автоматическом режиме в условиях сложного рельефа местности и сложной ветровой обстановки в зоне наведения. В данной работе приводятся результаты построения и исследования математической модели наведения системы объект-управляемая планирующая парашютная система на цель

в автоматическом режиме с учетом рельефа местности и влияния ветрового воздействия.

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

Для цитирования: 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>

Original article

FLIGHT SIMULATION OF THE «OBJECT–CONTROLLED GLIDING PARACHUTE» SYSTEM, TAKING INTO ACCOUNT THE TERRAIN AND WIND EFFECTS

Andrey S. Bebeshko¹, Peter I. Ivanov²✉

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

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

¹bebeshko-2003@mail.ru

²Ivanovpetr@rambler.ru✉

Abstract. Navigation and guidance of the object-guided gliding parachute (GGP) system on the target is an important task in the theory and practice of guided gliding parachute

systems. The problematic part of the task is navigation and guidance in automatic mode under conditions of rugged terrain and complex wind situation in the guidance zone. The presented article deals with the results of developing and studying of a mathematical model for aiming the object-controlled gliding parachute system at a target in automatic mode with account for the terrain and the effect of the wind impact.

In continuation and development of the earlier accomplished work published in the previous issue, this article considers construction of a mathematical model for the case of flying over a number of obstacles (mountains) with landing behind the final obstacle at a given point on the surface at the stage of the long-range guidance with account for the wind. Solution of this task of automatic guidance is being performed along with the two intermediate tasks solving, which represent construction of a terrain model and the construction of aerodynamic zones shading from the wind exposure behind the obstacles when building a flight route under complex terrain conditions.

The analysis of the wind effect on the flight path of the object-controlled gliding parachute system is performed.

The article describes in detail the methodology of the flight simulation process of the object- GGP system with account for the terrain and wind effects, which consists in the following.

1. In the beginning, according to the terrain map, a relief model is built in horizontal and vertical projections in the form of simple geometric shapes – families of concentric ellipses in horizontal projection and trapezoids (or rectangles) in vertical. For this purpose, two blocks reproducing horizontal and vertical projections of the terrain model are

integrated into the UPRPOL program, specially developed according to the methodology of the modeling process.

2. Further, in accordance with the terrain map, the flight route is being laid (horizontal projection of the flight path) in the absence of wind, based on the conditions for ensuring maximum route safety or when choosing other strategies. The flight route is divided into sections consisting of rectilinear segments with a predetermined course and flight time $t(i)$ and U-turns, with a predetermined radius (R) and duration $\Delta t(i)$ determined by the period (T) and the required heading angle (ψ) of exit to the next section of a rectilinear flight.

3. According to the specified times $t(i)$, using the results of ballistic computations of the system trajectory obtained by solving a system of six differential equations, control points and their corresponding coordinates of the moments of the system flight course changing being are determined.

4. The most probable direction and magnitude of the wind are being determined. A family of wind lines is being built, i.e. tangents to the lower lines of the obstacle level. The horizontal coordinates of the touch points for each obstacle (vertex) are being computed. The boundaries of the aerodynamic shadow zones for each obstacle are being determined, which allows additional changing the system's course angle the when entering and exiting the aerodynamic shadow zones.

5. Then the time dependence of the course angles of the system is being plotted for each section of the route, ensuring a given flight route with account for the wind. The law of the course angle changing in time with regard to the effect of the wind impact and zones of aerodynamic shading behind obstacles, allows already direct assigning a cyclogram of the

flight control lines of the object-UPP system in time to the onboard time-software automaton.

As an example, the article considered the task of bringing the object-UPP system to the target point for a concrete flight mass of the object.

The analysis was performed and all possible cases of flight of the object-UPP system with all possible options of outcomes were determined.

The laws of of the ballistic parameters changes presented in the graphs give a complete picture of the nature of the object-SCP system movement in the controlled descent mode.

The trajectory ballistic parameters of the object-UPP system for both oncoming and tailwind allow to evaluating the system flight dynamics.

The analysis of the difference in flight control cyclograms with different winds revealed that in the case of a tailwind, the control actions have a fairly short, sharp character, which leaves little time to make the right decisions, while in the case of a headwind, the control actions have a fairly long, smooth character.

As the result of the conducted research, a methodology and a program (the UPRPOL application software) have been developed to simulate the flight of the object-UPP system along the selected route with account for the terrain and wind effects in automatic mode, without radio exchange with external stations.

The program and methodology allow:

- correctly selecting the landing height and determining the course of the carrier necessary for dropping the object-UPP system to bring subsequently the system to the landing point with regard to the terrain and the effect of wind;

– exploring a variety of trajectory options and selecting the optimal ones according to the criteria of the minimum time to reaching the goal, the minimum possible distance of the landing point from the target, and building the most reliable, safe trajectory;

–determining the maximum permissible (critical) values of wind speeds and angles, exceeding which under conditions of a given terrain will not allow achieving the goal, and, thus, makes it impossible to land the object-UPP system from a given point in space and requires searching for another point that ensures the effectiveness of the landing. The article indicates as well that there is a need for its improvement and presents the tasks that need to be solved for its further improvement.

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

For citation: 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. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=181888>

Введение

Начало и состояние рассматриваемого вопроса изложено в монографии [1] в ее работах раздела 3: «Навигация и наведение системы объект-управляемая планирующая парашютная система на цель», а также в работе [2]. Не решенной частью проблемы является разработка методов и построение математических моделей наведения в автоматическом режиме с учетом рельефа местности и существенного ветрового воздействия, что и определяет новизну и актуальность

настоящей работы. Настоящая работа является логическим продолжением работы [2].

При управлении системой объект-УПП в автоматическом режиме необходимо обеспечить доставку объекта в заданную точку поверхности без радиоуправления и внешней навигации (например, без непрерывного использования систем космической навигации GPS, ГЛОНАСС, сигналы которых в условиях сложного рельефа местности могут быть нестабильны), в автоматическом режиме по программе, предварительно заложенной, например, в микропроцессор или микроконтроллер (МКК) бортовой системы автоматического управления, либо просто в автомат- программно-временное устройство (ПВУ).

В настоящей статье, в продолжение и развитие уже выполненной ранее работы [2], рассматривается построение математической модели для случая облета ряда препятствий (гор) с посадкой за конечным препятствием в заданной точке поверхности на этапе дальнего наведения с учетом ветра.

Предварительно уже проведенные исследования

Исходные данные для построения математической модели были подробно изложены и приведены в работе [2], в которой была начата разработка математической модели и программы полета для простейшего случая –облета одиночного препятствия и посадки за ним при отсутствии или слабом ветре. Разработаны прикладные программы UPRPOLET и UPRPOL для реализации программы полета в условиях сложного рельефа местности и ветрового воздействия различной сложности. В программу вводятся массовые, геометрические и аэродинамические характеристики системы объект-УПП. Система из шести

дифференциальных уравнений баллистики позволяет рассчитать пространственную траекторию системы в любой момент времени. Для угловой скорости в режиме вращения системы объект-УПП была принята математическая модель, предложенная в работе [3].

Выстраивается маршрут полета, – горизонтальная проекция траектории полета, используя карту местности, по условиям максимальной безопасности движения системы объект-УПП.

О ветровом воздействии

Понятия попутного и встречного направления ветра для траектории движения определялись следующим образом. Вначале строилась прямая – линия кратчайшего пути (ЛКП), соединявшая точку старта с точкой цели (посадки). Если проекция вектора ветра на ЛКП совпадала с направлением к цели, ветер считался попутным, в противном случае – встречным в глобальном смысле. Отсчет угла курса скорости ветра W выполнялся от оси абсцисс Ox , которая предварительно выбиралась так, чтобы она составляла острый угол с ЛКП и позволяла видеть всю карту местности с маршрутом, построенным по условиям максимальной безопасности движения системы объект-УПП. Горизонтальная ось Oz строилась перпендикулярно оси Ox так, чтобы образовать правую прямоугольную декартову систему координат.

Угол курса ψ_w скорости ветра считался положительным, при отсчете против часовой стрелки и отрицательным, – по часовой.

На сильно искривленном рельефом местности маршруте, ветер на отдельных участках маршрута при любом направлении его в глобальном смысле, может быть,

как встречным, так и попутным в локальном смысле, что отчетливо проявляется на графиках путевой скорости в результатах баллистических расчетов.

Разметка траектории и построение маршрута полета

Под маршрутом полета понимается горизонтальная проекция пространственной траектории полета. Разметка траектории и маршрута 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., также заранее учитывается (проектируется) и вертикальный разрез траектории полета.

Построение математической модели процесса управления

Органами управления в УПП являются стропы управления (СУ). Отклонением $\delta(l)$ (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-УПП или парирование возмущений по тангажу, а также выполняется предпосадочный маневр на этапе ближнего наведения, [1]. Алгоритм процесса управления системой объект-

УПП в процессе разворота заключается в реализации следующей логической цепочки воздействий: $\delta(l) \rightarrow k1 = cxot / cxnot \rightarrow \omega \rightarrow R$

Коэффициент $k1 = cxot / cxnot$ выражает отношение коэффициентов сопротивления полукрыла с отклоненным закрылком к полукрылу с неотклоненным закрылком, что является следствием отклонения соответствующей стропы управления. Это автоматически приводит к появлению перекрестных моментов крена и рыскания и система входит в разворот с угловой скоростью ω и радиусом разворота R .

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

Итак, затягивание соответствующей СУ приводит к отклонению фрагмента задней кромки соответствующего полукрыла, повышению его коэффициента сопротивления и появлению угловой скорости вращения и крена. В математической модели линейному (или близкому к нему) отклонению СУ ставится в соответствие закон изменения угловой скорости вращения системы объект-УПП, использованный в работе [2], который, в свою очередь, был предложен в работе [3].

Построение математической модели полета системы объект-УПП требует предварительного построения модели рельефа местности, а также построения математической модели определения границ зон аэродинамического затенения за препятствиями при наличии ветра.

Построение математической модели рельефа местности

1. За основу необходимо взять карту рельефа местности, над которой предполагается выполнять десантирование системы объект-УПП.
2. Определиться с координатами точки посадки (цели) для системы объект-УПП.
3. Определить количество вершин рельефа местности в нормальной земной системе координат (СК) xOz .
4. Задаться координатами центров концентрических эллипсов, моделирующих центры вершин, линии уровня (ЛУ) рельефа в СК xOz , углами наклона к оси Ox их больших осей, длинами их больших и малых осей. Задаться количеством концентрических ЛУ вершин, определяющих высоту вершин рельефа, шагом по вертикали – расстояниями между ближайшими ЛУ.
5. Выполнить построения ЛУ всех вершин в горизонтальной плоскости xOz с учетом углов поворотов, определяющих их положения. Выполнить построения вершин рельефа в вертикальной плоскости xOy .

Построение математической модели для определения касательных к препятствиям – элементам сложного рельефа местности, с целью определения границ зон аэродинамического затенения за препятствиями

Важной промежуточной задачей при решении общей задачи навигации и наведения системы объект-УППС на цель в условиях сложного рельефа местности и сложной ветровой обстановки, является определение границ зон аэродинамической

тени объектов-препятствий. В этих зонах скорость ветра близка к нулю и автомат навигации должен автоматически отслеживать вход и выход их них с тем, чтобы автоматически и своевременно выполнять корректировку курса полета системы.

Определим уравнения границ зон аэродинамической тени объектов-препятствий – как прямых, параллельных линии ветра, касательных к нижним линиям уровня препятствий, которые в рассматриваемой модели были представлены в форме эллипсов.

Уравнение эллипса с центром, расположенным в начале координат xOz горизонтальной плоскости, с полуосями a и b :

$$\frac{x^2}{a^2} + \frac{z^2}{b^2} = 1.$$

Учитывая, что препятствия могут быть произвольно ориентированы в пространстве, повернем эллипс на угол α . Тогда старые координаты можно выразить через новые по формулам [4]:

$$x = x' \cos \alpha - z' \sin \alpha; \quad z = x' \sin \alpha + z' \cos \alpha.$$

Подставляя в уравнение эллипса, и выполняя замену переменных, получим уравнение в новых координатах для уже повернутого эллипса с центром в начале координат:

$$\frac{(x' \cos \alpha - z' \sin \alpha)^2}{a^2} + \frac{(x' \sin \alpha + z' \cos \alpha)^2}{b^2} = 1.$$

Раскрывая скобки и выполняя элементарные преобразования, получим окончательно первое уравнение для моделей нижних линий уровня (НЛУ) препятствий:

$$Ax'^2 + Bz'^2 + Cx'z' = a^2.$$

Здесь коэффициенты:

$$A = \cos^2 \alpha + \frac{a^2}{b^2} \sin^2 \alpha; \quad B = \sin^2 \alpha + \frac{a^2}{b^2} \cos^2 \alpha; \quad C = \sin 2\alpha \left(\frac{a^2}{b^2} - 1 \right).$$

Дифференцируя уравнение эллипса, получим его производную в произвольной точке контуров НЛУ препятствий, т.е. получим второе уравнение:

$$\frac{dz'}{dx'} = -\frac{2Ax' + Cz'}{2Bz' + Cx'}.$$

Данная производная, в точке касания к НЛУ, приближенно определяет тангенс угла наклона ψ_W линии ветра W к оси Ox . Угол наклона ветра ψ_W задается заранее, следовательно, величина производной в левой части во втором уравнении уже

известна: $k = \frac{dz'}{dx'}$.

Тогда второе уравнение после преобразования, примет вид:

$$2Ax' + Cz' = -k(2Bz' + Cx').$$

Окончательно, объединяя первое и второе уравнения, получим систему двух нелинейных уравнений для определения координат точек касания линий ветра к НЛУ препятствий, относительно которых система объект-УПП совершает полет:

$$\begin{cases} Ax'^2 + Bz'^2 + Cx'z' - a^2 = 0; \\ 2Ax' + Cz' + k(2Bz' + Cx') = 0. \end{cases}$$

Полученная система нелинейных уравнений с целью определения своих корней решалась численно методом Ньютона [5]. Корни этой системы x_{B1i}, z_{B1i} представляют собой координаты верхних точек касания линиями ветра нижних

линий уровня препятствий в плоскости xOz . Для определения координат x_{H1i}, z_{H1i} нижних точек касания линиями ветра нижних линий уровня препятствий, в силу симметрии эллипсов, достаточно поменять знаки у полученных выше корней.

Параллельным переносом, добавляя координаты положения центров i -х эллипсов x_{0i}, z_{0i} , построенные в начале координат эллиптические линии уровня можно перенести в требуемые точки горизонтальной плоскости xOz и, таким образом, имитировать произвольно расположенные препятствия на плоскости xOz в соответствии с картой рельефа местности. Теперь можно получить уравнения прямых– верхней и нижней линий ветра касательных к НЛУ i -х препятствий:

$$z_{Bi} = z_{B1i} + k(x_{Bi} - x_{B1i}), \quad z_{Hi} = z_{H1i} + k(x_{Hi} - x_{H1i}).$$

Здесь: $z_{Bi}, x_{Bi}, z_{Hi}, x_{Hi}$ – текущие значения точек прямых линий ветра, касательных к НЛУ i -х препятствий.

Текущие координаты $z(t), x(t)$ горизонтальной проекции траектории системы объект-УППС при облете препятствий, в определенные моменты времени могут пересекаться с прямыми линиями ветра, касательными к НЛУ i -х препятствий. Это означает, что система объект-УППС входит или покидает зону аэродинамической тени огибаемого препятствия. Эти моменты должны быть заранее рассчитаны и введены в логику работы программы автоматического управления системой, поскольку они отвечают за прохождение команд, выдаваемых с целью изменения управляющих системой воздействий.

Анализ влияния ветра на траекторию полета системы объект-УПШ

Существенная зависимость траектории полета от ветра наблюдается как при попутном, так и при встречном ветре.

При попутном ветре, увеличивающим скорость полета системы, необходимо быстрее реагировать органами управления на необходимые своевременные изменения траектории. Т.е. при попутном ветре уменьшается число интервалов (поскольку увеличивается их длина) до контрольных точек воздействия органами управления на прямолинейных участках траектории. Кроме того, необходимо уменьшать и радиус разворота за счет увеличения угловой скорости. При встречном ветре – все наоборот.

Радиус разворота, как функцию от скорости полета V и угловой скорости полета ω можно оценить по формуле [3]:

$$R = \frac{V^2}{g} \sqrt{\frac{g^2}{(V\omega)^2} - 1}.$$

Отсюда видно, что радиус разворота существенно зависит от угловой скорости вращения, которая, в свою очередь, пропорциональна величине хода соответствующей стропы управления. На рис.1 представлены зависимости радиуса вращения от угловой скорости вращения (в радианах/с) для двух значений истинной воздушной скорости $V = 10\text{м/с}$ и $V = 20\text{м/с}$.

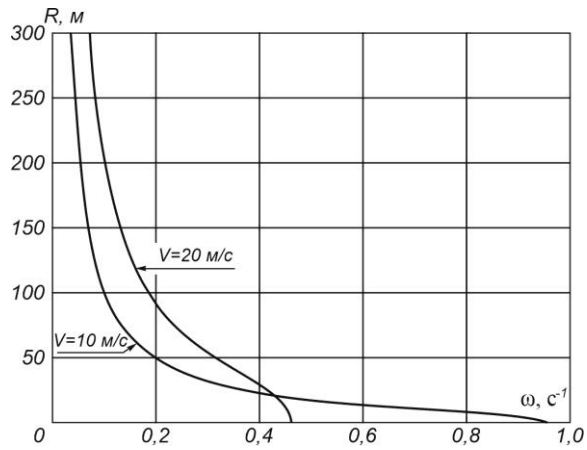


Рис. 1 Зависимости радиусов разворота от угловой скорости вращения для двух значений истинной воздушной скорости $V = 10 \text{ м/с}$ и $V = 20 \text{ м/с}$.

Как видно из графиков, с увеличением скорости полета радиус разворота увеличивается, но только до определенного предельного значения по величине угловой скорости, что связано с особенностью выражения под радикалом вышеприведенной зависимости и переходом системы в режим авторотации (самовращения). Чем больше скорость полета, тем меньше угловая скорость перехода в режим авторотации, что следует иметь в виду при построении траектории полета системы при наличии ветра.

Обратно, по требуемому на маршруте радиусу разворота R , можно определить потребную для этого угловую скорость в развороте:

$$\omega = \frac{Vg}{\sqrt{(Rg)^2 + V^4}}.$$

Приведенные выше зависимости используются в расчетах процесса управления полета системы объект-УПП.

Методика процесса моделирования полета системы объект-УПС с учетом рельефа местности и ветрового воздействия

1. В начале, как уже отмечалось выше, в соответствии с картой рельефа местности строится модель рельефа местности в горизонтальной и вертикальной проекциях в форме простых геометрических фигур– семейств концентрических эллипсов в горизонтальной проекции и трапеций (или прямоугольников) в вертикальной. С этой целью в программу UPRPOL, специально разработанную по методике процесса моделирования, встроены два блока, воспроизводящих горизонтальную и вертикальную проекции модели рельефа местности.

2. Далее, в соответствии с картой рельефа местности, прокладывается маршрут полета (горизонтальная проекция траектории полета) при отсутствии ветра, исходя из условий обеспечения максимальной безопасности маршрута или при выборе других стратегий [6],[7].

Безопасность маршрута обеспечивается условиями:

- достаточности высоты и удаления от препятствия в каждый момент времени с учетом возможных погрешностей отклонения от курса;
- отсутствия возможности огневого поражения противником системы объект-УПС на маршруте полета.

Маршрут полета разбивается на участки, состоящие из прямолинейных отрезков с заранее заданным курсом и временем полета $t(i)$ и разворотов, с заранее заданным радиусом R и длительностью $\Delta t(i)$, определяемой периодом T и

потребным курсовым углом ψ выхода на следующий участок прямолинейного полета. Определяются временные интервалы t_1, t_2, \dots, t_n , продолжительностей для каждого из участков. Определяется требуемая для обеспечения заданного маршрута последовательность путевых углов для каждого из участков по времени.

3. По заданным временам $t(i)$, используя результаты баллистических расчетов траектории движения системы, полученных путем решения системы шести дифференциальных уравнений [2], определяются контрольные точки j и соответствующие им координаты $xt(j)$ и $zt(j)$ моментов изменения курса полета системы. Для этого, на основе блочного оператора, разработана специальная подпрограмма управления полетом UPR в базовой программе UPRPOL. Данный пункт выполняется без учета воздействия ветра. Полученный по условиям безопасности маршрут должен быть эталоном, которого нужно максимально придерживаться и при наличии ветра.

4. По розе ветров для данной местности выбирается наиболее вероятное направление и величина ветра для данного времени года и времени суток. Наилучшим вариантом будет получить свежие метеоданные с ближайшей метеостанции на ближайшую перспективу.

Задается ветер скоростью W и направлением ψ_w . Ветер может быть как попутным, так и встречным, что существенно влияет на стратегию построения маршрута полета.

5. Строится семейство линий ветра (ЛВ) – касательных к нижним линиям уровня препятствий. Рассчитываются горизонтальные координаты точек касания

для каждого препятствия (вершины) с номером $j1$, нижних ЛВ: $x1n(j1)$, $z1n(j1)$ и верхних ЛВ: $x1v(j1)$, $z1v(j1)$.

6. Решая совместно уравнения ЛВ (для каждого препятствия с номером $j1$) и горизонтальной проекции траектории (маршрута) полученной по данным баллистики, получим координаты точек их пересечения (для попутного или встречного ветра): для нижних $xn1(j1)$, $zn1(j1)$ и для верхних ЛВ: $xv1(j1)$, $zv1(j1)$. Этим определяются границы зон аэродинамической тени для каждого препятствия. В программе UPRPOL на основе разделения зон с ветром и без него (зона аэродинамической тени за препятствием), с учетом направления ветра (встречный – подпрограмма UPRW, или попутный – подпрограмма UPRWV) с помощью блочных операторов типа IF...END IF выполняется разделение траектории на фрагменты, что позволяет дополнительно изменять угол курса системы при входе в зоны аэродинамической тени и выходе из них.

7. Строится зависимость курсовых углов системы для каждого из участков маршрута по времени, обеспечивающая заданный маршрут полета с учетом ветра. Это соответствует гипотетическому случаю, когда ветер везде одинаков, расстояния между препятствиями большое, и они не оказывают существенного влияния на траекторию движения.

8. Далее рассматривается случай, когда препятствия расположены относительно близко друг к другу и необходимо учитывать их влияние на изменение ветровой обстановки по маршруту полета. Это потребует изменения угла курса на входе и выходе из этих зон.

С этой целью, как уже указывалось выше, на траектории маршрута выполняется разметка и определение координат точек входа в зоны аэродинамических теней и выхода из них. Это позволяет дополнительно построить, уже с учетом зон аэродинамического затенения за препятствиями, закон изменения угла курса во времени.

В итоге, этот закон изменения угла курса во времени с учетом влияния ветрового воздействия и зон аэродинамического затенения за препятствиями и должен быть положен в основу программы автоматического управления системой объект –УПП при наведении ее на цель, т.е. приведения ее в точку посадки.

9. Закон изменения угла курса во времени с учетом влияния ветрового воздействия и зон аэродинамического затенения за препятствиями позволяет уже непосредственно назначить бортовому автомату циклограмму ходов строп управления полетом системы объект-УПП во времени.

10. Периодическая корректировка курса в отдельных контрольных точках маршрута (обычно после завершения управляющего воздействия при изменении курса) может выполняться по данным ГЛОНАСС или GPS.

Обсуждение результатов моделирования полета системы

объект-УПП с учетом рельефа местности и ветрового воздействия

В качестве примера рассматривалась конкретная задача приведения в точку цели системы объект-УПП для полетной массы объекта $m=1025$ кг, с площадью купола УПП $F_{II}=120$ м². Аэродинамическое качество системы объект-УПП: K

,
=1,66. Система начинала свою работу по управляемому снижению с высоты $H=325$ м.

Выполняется анализ и определяются все возможные случаи полета системы объект-УПП со всеми возможными вариантами исходов.

На рис.2 показаны маршрут полета (облет препятствий), проложенный к точке цели и его вертикальная проекция, при отсутствии ветра. Отклонение расчетной точки приземления от точки цели по результатам расчетов составляет 2 метра.

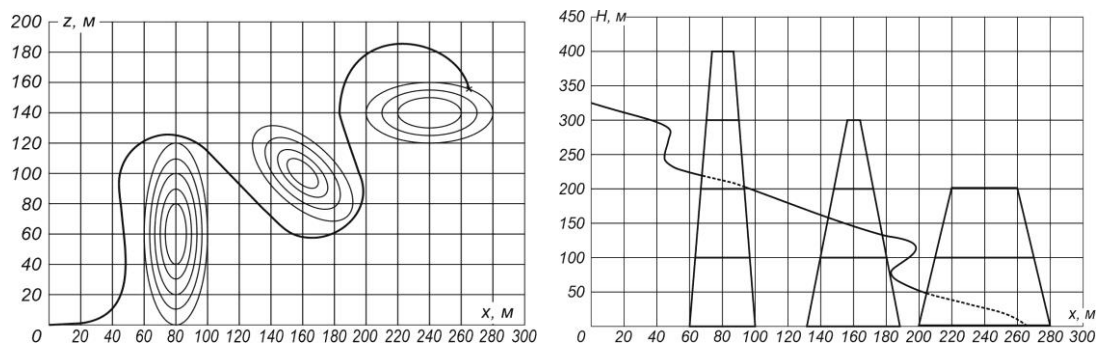


Рис.2. Горизонтальная (маршрут) и вертикальная проекции траектории полета системы объект -УПП к точке цели при отсутствии ветра

На рис.3 показаны маршрут полета, проложенный к точке цели и его вертикальная проекция, при наличии попутного ветра со скоростью $W=10$ м/с и углом ветра $\psi=60^\circ$ (считая от оси абсцисс). Отклонение расчетной точки приземления от точки цели по результатам расчетов составило 8 метров.

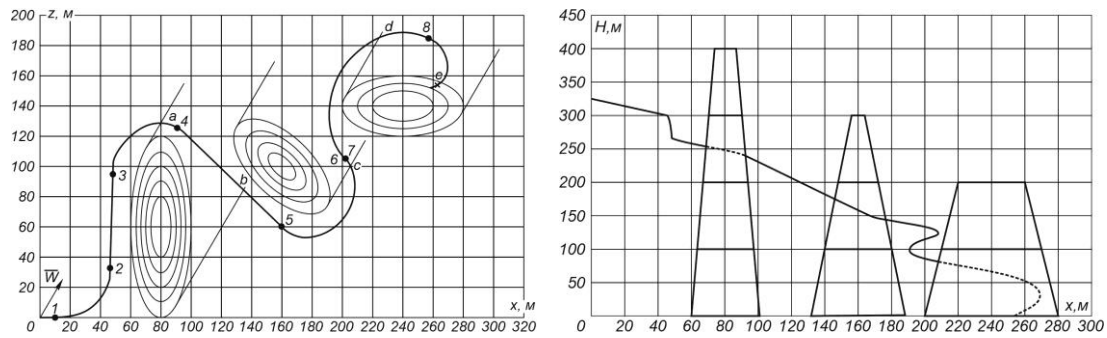


Рис.3. Горизонтальная (маршрут) и вертикальная проекции траектории полета системы объект -УПП к точке цели при попутном ветре

На рис.3 цифрами указаны точки изменения курса системы объект-УПП, путем отклонения органов управления (СУ), буквами указаны точки пересечения системой линий ветра областей аэродинамической тени препятствия, что также требует изменения курса системы и формирует маршрут полета.

При попутном ветре возможен перелет через точку цели. В этом случае, необходимо, кроме выбора стратегии дальнего наведения на цель, рассматривать и стратегию ближнего наведения с учетом того, чтобы вывести систему на глиссаду предпосадочного планирования строго против ветра и обеспечить мягкую посадку в точку цели. Заводить систему на посадку с крутым разворотом крайне нежелательно, учитывая, что в крутом развороте резко возрастает вертикальная составляющая посадочной скорости.

На рис.4 показаны маршрут полета, проложенный к точке цели и его вертикальная проекция, при наличии встречного ветра со скоростью $W = 8\text{ м/с}$ и углом ветра $\psi = 130^\circ$ (считая от оси абсцисс). Отклонение расчетной точки

приземления от точки цели по результатам расчетов составило 60 метров, что свидетельствует о недолете до цели при наличии встречного ветра.

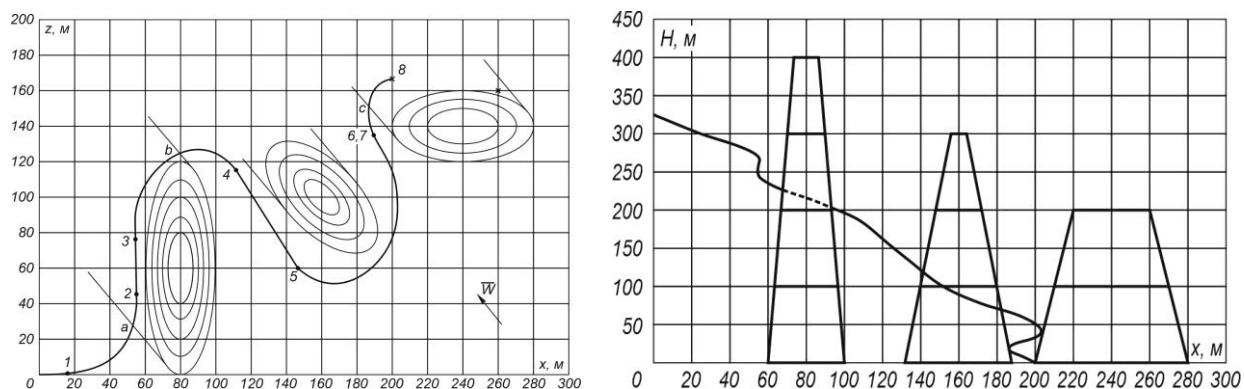


Рис.4. Горизонтальная (маршрут) и вертикальная проекции траектории полета системы объект -УПП к точке цели при встречном ветре

При встречном ветре возможен недолет до точки цели из-за того, что путевая скорость системы может существенно уменьшиться. В этом случае необходимо увеличивать высоту десантирования системы объект-УПП, с тем, чтобы привести систему как можно ближе к цели, т.е. минимизировать удаление точки посадки от точки цели.

На рис.5 показаны семейство маршрутов полета, проложенных к точке цели и их вертикальные проекции при отсутствии ветра, наличии встречного ветра со скоростью $W = 8\text{ м/с}$ и углом ветра $\psi = 130^\circ$ (считая от оси абсцисс) и попутного ветра со скоростью $W = 10\text{ м/с}$ и углом ветра $\psi = 60^\circ$.

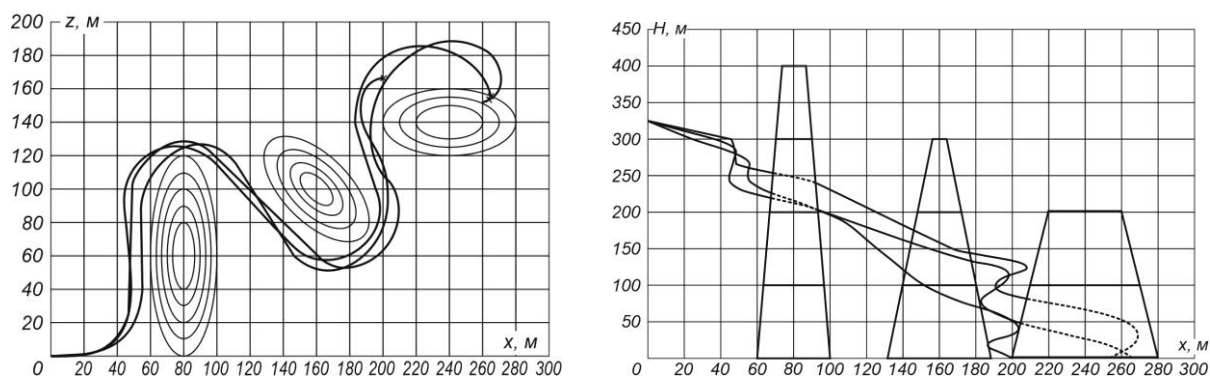


Рис.5. Семейство маршрутов полета, проложенных к точке цели и их вертикальные проекции при отсутствии ветра, наличии встречного ветра и попутного ветра

Необходимость такого совместного построения обусловлена проверкой не выхода за пределы зоны (полосы) безопасности маршрута и его вертикальной проекции при отсутствии и наличии ветра.

На рис. 6 и 7 показаны баллистические параметры траектории движения системы объект-УПП как для встречного, так и для попутного ветра.

Коэффициенты масштабов в левых частях полей графиков рисунков служат для определения истинных значений представленных на графиках функций. Так, для того, чтобы определить истинное значение некоторой функции (ось ординат) 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.

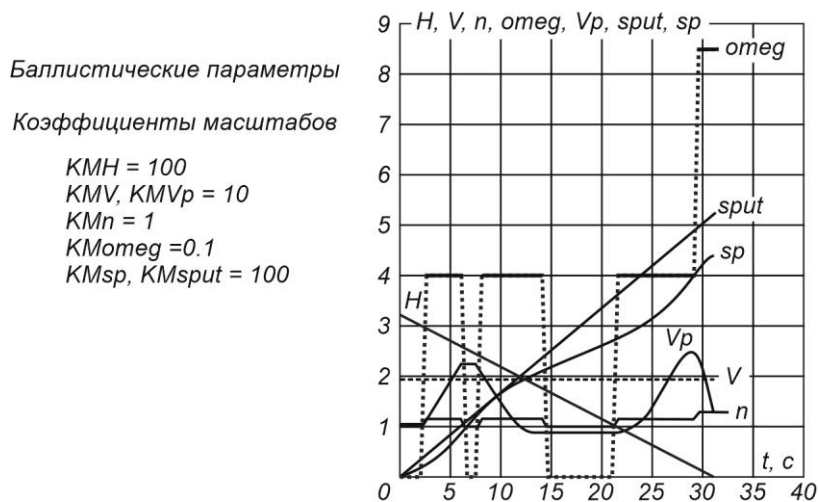


Рис.6 Баллистические параметры системы при встречном ветре

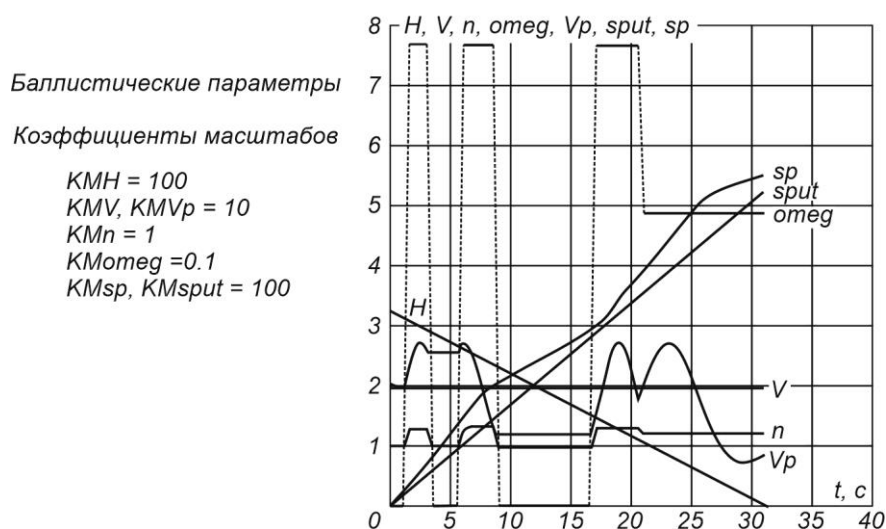


Рис.7 Баллистические параметры системы при попутном ветре

Идентификаторы на полях графиков имеют следующий смысл:

ω [рад/с] – угловая скорость в режиме установившегося вращения при доворотах и разворотах; n - перегрузка в режиме снижения в прямолинейном полете и в режиме установившегося вращения. H – высота полета; V, V_p – скорости полета:

горизонтальная составляющая курса и путевая с учетом ветра; $sput$ – путь, проходимый системой при отсутствии ветра; sp – путь, проходимый системой при наличии ветра W .

Представленные на графиках законы изменения баллистических параметров дают полное представление о характере движения системы объект-УПП в режиме управляемого снижения. Баллистические параметры траектории движения системы объект-УПП как для встречного, так и для попутного ветра позволяют выполнить оценку динамики полета системы и невыходы отдельных параметров за допустимые пределы.

На рис.8 показаны требуемые курсовые углы системы на траектории движения системы объект-УПП как для встречного, так и для попутного ветра в сравнении с углами курса при полете в безветрие (сплошная линия).

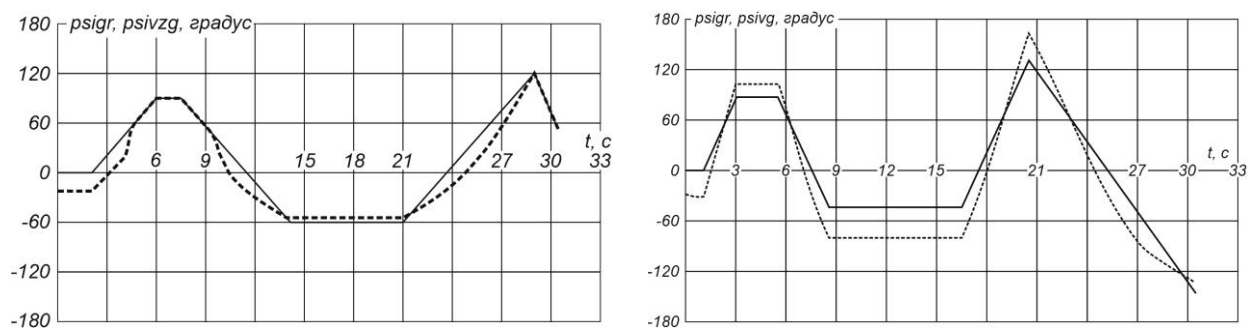


Рис.8 Потребные курсовые углы системы на траектории движения системы объект-УПП как для встречного, так и для попутного ветра

Полученные в результате расчетов по программе UPRPOL требуемые курсовые углы системы на траектории ее движения служат основой для построения циклограмм требуемого хода (отклонения) СУ во времени и ввода их в автомат программного временного устройства ПВУ блока автоматики системы объект-УПП.

На рис.9 показаны курсовые углы системы и циклограмма потребного хода (отклонения) СУ во времени для случая полета объект-УПП при отсутствии ветра. Эта циклограмма вводится перед полетом в автомат программного временного устройства ПВУ блока автоматики системы объект-УПП.

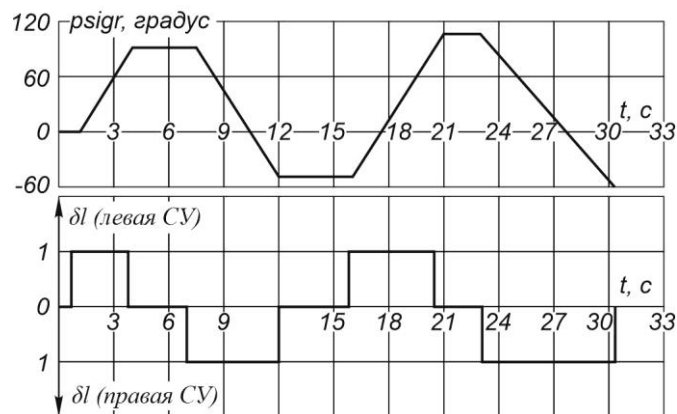


Рис.9 Потребные курсовые углы системы на траектории движения системы объект-УПП при отсутствии ветра и соответствующая им циклограмма отклонения органов управления во времени

В случае наличия ветра, попутного или встречного, циклограммы строятся аналогично, используя предварительно рассчитанные программой UPRPOL потребные курсовые углы. Отличие их от приведенной на рис. 9 заключается в многоступенчатости ходов СУ, связанной с наличием зон аэродинамической тени за препятствиями при их облете. А также в различной величине назначаемых ходов на границах зон, что связано с инерционностью системы при различном ветровом воздействии. Эти особенности систем предварительно определяются экспериментально и вносятся в программу для коррекции ее работы.

Анализ в различии циклограмм управления полетом при различном ветре показал, что в случае попутного ветра управляющие воздействия имеют достаточно короткий, резкий характер, что оставляет мало времени на принятие правильных решений, в то же время в случае встречного ветра, управляющие воздействия имеют достаточно длительный, плавный характер. В этом и состоит их основное отличие.

Выводы

1. Разработаны методика и программа (прикладное программное обеспечение – программы UPRPOLET и UPRPOL) для моделирования полета системы объект – УПП по выбранному маршруту с учетом рельефа местности и ветрового воздействия в автоматическом режиме, без радиообмена с внешними источниками радиосигналов.

2. Программа и методика позволяют:

– правильно выбрать высоту десантирования и определить курс носителя, необходимые для сбрасывания системы объект-УПП с целью последующего приведения системы в точку посадки с учетом рельефа местности и влияния ветра;

– исследовать множество вариантов траекторий и выбрать оптимальные из них по критериям минимального времени достижения цели, минимально возможного удаления точки посадки от цели, построения максимально надежной, безопасной траектории;

– определиться с предельно допустимыми (критическими) значениями скоростей и углов ветра, превышение которых в условиях данного рельефа

местности, не позволит достичь цели, а, следовательно, делает невозможным десантирование системы объект-УПП из заданной точки пространства и требует поиска другой точки, обеспечивающей эффективность десантирования.

С учетом приведенных выше преимуществ разработанной программы и методики, позволяющих выбрать маршрут полета и выявить его особенности, существует также необходимость в ее дальнейшем совершенствовании.

Например, для объектов конической формы, размер зон их аэродинамической тени зависит от высоты пролета за объектом. Кроме того, при очень крутых разворотах, может существенно возрастать вертикальная составляющая скорости снижения системы объект-УПП, что также следует учитывать в расчетах. Переходные процессы от воздействия органов управления (СУ) зависят от декрементов их затухания. Поэтому, чем больше декремент затухания, тем точнее выдерживание курса системой. Все это в перспективе потребует дальнейшего совершенствования программы и методики автоматической навигации и наведения по мере накопления экспериментального статистического материала.

Список источников

1. Иванов П.И. Исследования парашютных систем и парапланерных летательных аппаратов: монография. – Феодосия: Изд-во «ЯСОН», 2022. – 737 с.
2. 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>

3. Иванов П.И. Проектирование, изготовление и испытания парашютов: монография. – Феодосия: Изд-во Гранд-С, 2007. – 280 с.
4. Выгодский М.Я. Справочник по высшей математике. - М.: Изд-во «Наука». Главная редакция физико-математической литературы, 1973. – 870 с.
5. Бронштейн И.Н., Семендяев К.А. Справочник для инженеров и учащихся ВТУЗОВ. - М.: Изд-во «Наука». Главная редакция физико-математической литературы, 1980. – 975 с.
6. Гимадиева Т.З. К вопросу оптимального управления планирующей парашютной системой // Динамические системы. 1998. № 14. С. 71-77.
7. 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.
8. 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.
9. Иванов П.И. Глубокая спираль системы пилот-парашют с переходом в режим авторотации // Полет. 2020. № 12. С. 44–53.
10. Брысов О.П., Езеева Е.П., Лимонад Ю.Г. Некоторые особенности аэродинамики парашюта-крыла // Ученые записки ЦАГИ. 1984. Т. XV. № 3. С. 121-126.
11. Гусейнова Р.О., Гумбатов Д.А. Оптимизация концептуальной разработки беспилотных летательных аппаратов // Труды МАИ. 2024. № 136. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=180684>

12. Гончарова В.И. Параметрический синтез нелинейной системы автоматического управления с распределенными параметрами // Труды МАИ. 2024. № 134. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=178476>
13. Никольский А.А. Численное решение обратной задачи профиля с использованием метода PGT // Труды МАИ. 2023. № 133. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=177660>
14. 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.
15. Чуркин В.М. Динамика парашютных систем на этапе спуска. – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2008. – 184 с.
16. 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>
17. Рысев О.В., Вишняк А.А., Чуркин В.М. и др. Динамика связанных тел в задачах движения парашютных систем. – М.: Машиностроение, 1992. – 288 с.
18. Иванов П.И. Пилотирование, проектирование и моделирования высокоскоростных спортивных парашютов // Полет. 2020. № 10. С. 37–50.
19. Лялин В.В., Морозов В.И., Пономарев А.Т. Парашютные системы. Проблемы и методы их решения. – М.: Физматлит, 2009. – 576 с.
20. Рысев О.В., Пономарев А.Т., Васильев М.И. и др. Парашютные системы. – М.: Наука, 1996. – 288 с.

21. 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=177654&eng=N>

References

1. Ivanov P.I. *Issledovaniya parashyutnykh sistem i paraplanernykh letatel'nykh apparatov*: (Research of parachute systems and paragliding flying machines), Feodosiya, Izd-vo «YaSON», 2022, 737 p.
2. Bebeshko A.S., Ivanov P.I. *Trudy MAI*, 2024, no. 136. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=180682>
3. Ivanov P.I. *Proektirovanie, izgotovlenie i ispytaniya paraplanov* (Design, production and tests of paraplanes), Feodosiya, Izd-vo Grand-S, 2007, 280 p.
4. Vygodskii M.Ya. *Spravochnik po vysshei matematike*. (Handbook of Higher Mathematics), Moscow, Izd-vo «Nauka». Glavnaya redaktsiya fiziko-matematicheskoi literatury, 1973, 870 p.
5. Bronshtein I.N., Semendyaev K.A. *Spravochnik dlya inzhenerov i uchashchikhsya VTUZOV* (Handbook for engineers and students of higher education institutions), Moscow, Izd-vo «Nauka». Glavnaya redaktsiya fiziko-matematicheskoi literatury, 1980, 975 p.
6. Gimadieva T.Z. *Dinamicheskie sistemy*, 1998, no. 14, pp. 71-77.
7. Ivanov P.I. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*, 2004, vol. 10, no. 2, pp. 49-53.

8. 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.
9. Ivanov P.I. *Polet*, 2020, no. 12, pp. 44–53.
10. Brysov O.P., Ezeeva E.P., Limonad Yu.G. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1984, vol. XV, no. 3, pp. 121-126.
11. Guseinova R.O., Gumbatov D.A. *Trudy MAI*, 2024, no. 136. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=180684>
12. Goncharova V.I. *Trudy MAI*, 2024, no. 134. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=178476>
13. Nikol'skii A.A. *Trudy MAI*, 2023, no. 133. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=177660>
14. Rysev O.V. *Nauchno-tekhnicheskii seminar «Parashyutnye sistemy. Teoriya, konstruktsiya, eksperiment»: sbornik trudov*. Moscow, Izd-vo MAI, 1997, pp. 10-19.
15. Churkin V.M. *Dinamika parashyutnykh sistem na etape spuska* (Parachute systems dynamics at the descent stage), Moscow, Izd-vo MAI-PRINT, 2008, 184 p.
16. Churkin V.M., Serpicheva E.V., Silant'ev V.M. *Trudy MAI*, 2003, no. 12. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=34455>
17. Rysev O.V., Vishnyak A.A., Churkin V.M. et al. *Dinamika svyazannykh tel v zadachakh dvizheniya parashyutnykh sistem* (Dynamics of connected bodies in problems of parachute systems movement), Moscow, Mashinostroenie, 1992, 288 p.
18. Ivanov P.I. *Polet*, 2020, no. 10, pp. 37–50.

19. 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.
20. Rysev O.V., Ponomarev A.T., Vasil'ev M.I. et al. *Parashyutnye sistemy* (Parashyutnye sistemy), Moscow, Nauka, 1996, 288 p.
21. Petrov Yu.A., Breshev E.N., Sergeev D.V. Amortizatsiya spuskaemykh apparatov pri posadke na poverkhnosti planet // Trudy MAI. 2023. № 133. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=177654&eng=N>

Статья поступила в редакцию 17.07.2024

Одобрена после рецензирования 22.07.2024

Принята к публикации 28.08.2024

The article was submitted on 17.07.2024; approved after reviewing on 22.07.2024; accepted for publication on 28.08.2024