

УДК 62.40

ОПЕРАТИВНОЕ УПРАВЛЕНИЕ БЕСПИЛОТНЫМ ВЕРТОЛЕТОМ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЭКСТРЕННОЙ БЕЗОПАСНОЙ ПОСАДКИ НА НЕОБОРУДОВАННУЮ ПЛОЩАДКУ

© 2024 г. В. Н. Евдокименков¹, П. Г. Ермаков^{1, *}, А. А. Гоголев¹

¹Московский авиационный институт (национальный исследовательский ун-т), Москва, Россия

*e-mail: pavel-ermakov-1998@mail.ru

Поступила в редакцию 01.03.2024 г.

После доработки 26.03.2024 г.

Принята к публикации 13.05. 2024 г.

Рассматривается задача обеспечения экстренной посадки беспилотного вертолета, совершающего полет в некотором районе целевого применения. Предложен двухэтапный алгоритм поиска площадки, пригодной для посадки с учетом набора требований. На первом этапе с помощью цифровой карты местности, размещенной на борту беспилотного вертолета, рассчитывается маршрут обхода площадок, потенциально пригодных для посадки с точки зрения особенностей рельефа поверхности. Формирование маршрута достигнуто путем последовательного решения статических задач оптимизации с целью минимизации средних потерь, возникающих при перелете от одной посадочной площадки до другой. На втором этапе, реализуемом непосредственно в процессе движения по рассчитанному маршруту, осуществляется окончательный выбор посадочной площадки на основе обработки данных георадара для подтверждения требований по плотности грунта в месте посадки. Для оценки пригодности посадочной площадки требованию плотности грунта использован нейросетевой классификатор на базе двухслойного персептрона.

Рассмотрен пример, иллюстрирующий работу предложенного алгоритма, как в условиях вычислительного эксперимента, так и при выполнении серии летных экспериментов.

Ключевые слова: необорудованный вертодром, цифровая карта местности, оптимальный маршрут, двухслойный персептрон

DOI: 10.31857/S0002338824030196 EDN: UPFHMT

OPERATIONAL CONTROL OF AN UNMANNED AERIAL VEHICLE HELICOPTER TYPE TO ENSURE EMERGENCY SAFE LANDING ON AN UNEQUIPPED PAD

V. N. Evdokimenkov^a, A. A. Gogolev^a, P. G. Ermakov^{a, *}

^aMoscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia

*E-mail: pave-ermakov-1998@mail.ru

The problem of providing an emergency landing of an unmanned aerial vehicle (UAV) helicopter type flying in a certain area of the target application is considered. The two-stage algorithm for finding an unprepared landing pad taking into account a set of requirements is proposed. At the first stage, using a digital elevation map placed on an UAV helicopter type board a route for overflying unprepared landing pads in terms of surface topography is calculated. A route formation is achieved by sequentially solving static optimization problems in order to minimize the average losses that occur when an UAV helicopter type flying from one unprepared landing pad to another. At the second stage, which is implemented directly during an UAV's helicopter type movement along the calculated route, the final choose of an unprepared landing pad is made based on the processing of ground penetrating radar data. A neural network classifier based on a two-layer perceptron is used to assess the suitability of an unprepared landing pad to the soil density requirement. An example that illustrates the operation of the proposed algorithm both under the conditions of a computational experiment and during a series of flight experiments is considered.

Keywords: unprepared landing pad, digital elevation map, optimal route, two-layer perceptron

Введение. В настоящее время беспилотные вертолеты (БВ) с взлетной массой до 500 кг, использующие в качестве источника энергии аккумуляторную батарею или двигатель внутреннего сгорания, все чаще применяются для решения гражданских и военных задач. Гражданские БВ в основном ориентированы на доставку грузов в удаленные районы (в том числе районы арктической зоны), помощь людям, терпящим бедствие в труднодоступной местности, обследование инфраструктурных объектов (линии электропередач, нефтегазопроводы), охрану площадной территории. В области обороны БВ привлекаются для выполнения разведывательно-ударных задач.

Примерами наиболее удачных БВ, которые уже успели зарекомендовать себя с лучшей стороны, являются [1]:

- БАС-200, обладающий максимальной взлетной массой 200 кг, дальностью полета до 430 км и максимальной скоростью до 160 км/ч;

- VRT300, имеющий максимальную взлетную массу 300 кг; радиус действия 150 км и максимальную скорость 180 км/ч;

- MQ-8 Fire Scout, обладающий максимальной скоростью, равной 205 км/ч, и дальностью полета 177 км.

Несмотря на очевидные преимущества БВ по сравнению с беспилотными летательными аппаратами самолетного типа, использующими горизонтальный способ взлета и посадки, их широкое практическое применение требует решения ряда проблем, одной из которых является обеспечение экстренной посадки на неподготовленную площадку. Необходимость экстренной посадки на неподготовленную площадку возникает, например, в условиях нештатных режимов работы бортового оборудования, развитие которых способно привести к катастрофе и потере БВ. В свою очередь, обеспечение экстренной посадки на неподготовленную площадку требует оперативного формирования на борту БВ оптимального (в смысле некоторого критерия) маршрута движения БВ с целью поиска площадки, пригодной для посадки.

В соответствии с требованиями международной организации гражданской авиации (ИКАО) площадка, пригодная для безопасной посадки БВ, представляет собой квадратную область со стороной, равной $1.5D \times 1.5D$, где D – диаметр несущего винта, которая удовлетворяет комплексу следующих требований:

- угол наклона поверхности посадочной площадки не должен превышать 10° (так называемая зона ФАТО);

- неровности на поверхности посадочной площадки не должны превышать 100 мм под трехметровой рейкой, укладываемой в зоне прохода опор БВ;

- за пределами посадочной площадки на удалении от ее края, равном $1.5D$, не должно быть элементов рельефа с высотой, превышающей 1 м;

- прочность грунта в границах посадочной площадки должна превышать 3 кгс/см^2 .

Ниже рассматривается решение задачи оперативного планирования маршрута БВ для обеспечения экстренной безопасной посадки на необорудованную площадку. В рамках предложенного решения для проверки первых трех сформулированных требований используется цифровая карта местности (ЦКМ), на основе которой формируется маршрут обхода ячеек с учетом их предпочтительности. Контроль соответствия посадочной площадки требованию прочности грунта проводится непосредственно в процессе движения БВ по сформированному маршруту путем оперативной обработки данных георадара, размещенного на борту БВ.

1. Оптимальное планирование маршрута облета необорудованных площадок на основе ЦКМ.

Рассматривается БВ, который выполняет полет в некотором районе. Предполагается, что в процессе движения БВ возникает необходимость его посадки в течение времени, не превышающего заданного значения $T_{\text{зад}}$, например при возникновении нештатных режимов работы бортового оборудования, развитие которых способно привести к катастрофе и потере БВ. Исходя из времени $T_{\text{зад}}$, учитывая максимальную скорость движения, определяется квадрат, центр которого совпадает с текущим положением БВ. Размер этого квадрата выбирается так, чтобы БВ был способен провести его облет в течение заданного времени $T_{\text{зад}}$.

Следуя сформулированным выше требованиям, представим квадратную область, в пределах которой должна быть обеспечена посадка БВ на необорудованную площадку, в виде сетки с квадратными ячейками. Стороны ячеек в соответствии с требованиями ИКАО выбираются равными $1.5D$, где D – диаметр несущего винта БВ (рис. 1).

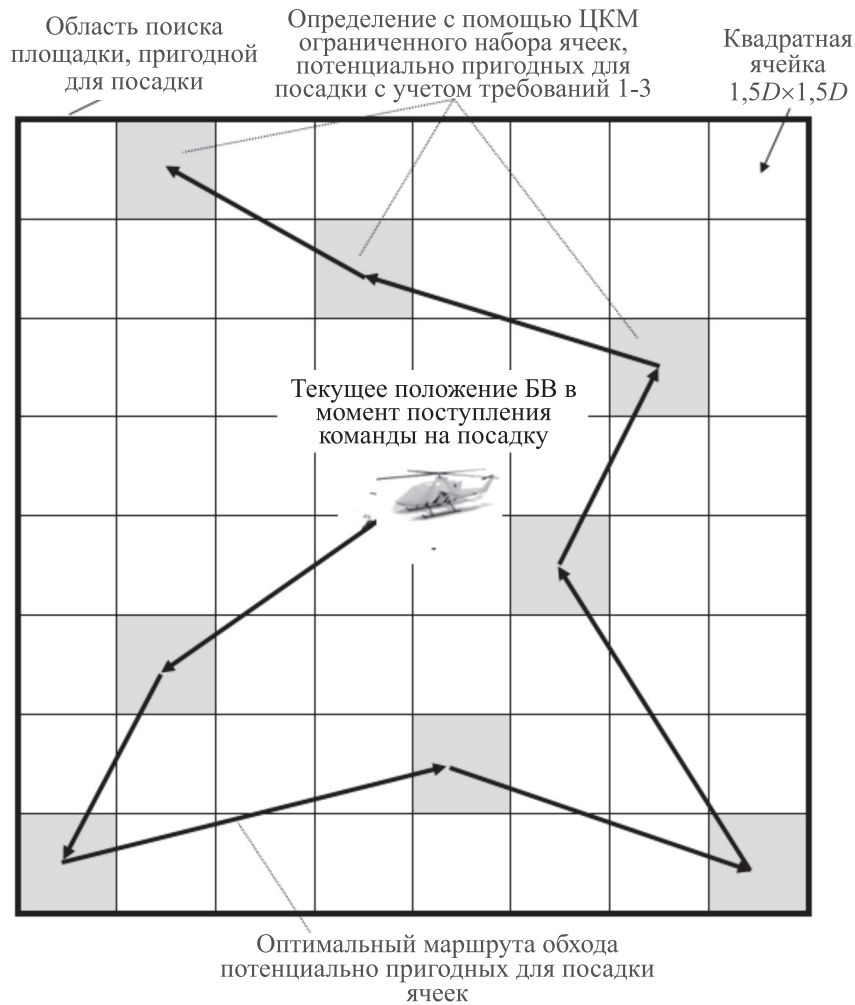


Рис. 1. Иллюстрация задачи построения маршрута движения БВ для обеспечения экстренной посадки.

Ниже приведен алгоритм, обеспечивающий формирование маршрута БВ для поиска посадочной площадки путем проверки трех из сформулированных выше требований на основе данных ЦКМ. Работа алгоритма начинается с оценивания в границах каждой квадратной ячейки угла наклона поверхности. Для этого на каждой стороне квадратной ячейки выбирается конечное число точек, обозначаемых как $A_1, A_2, \dots, A_{sz-1}, B_1, B_2, \dots, B_{sz-1}, C_1, C_2, \dots, C_{sz-1}, D_1, D_2, \dots, D_{sz-1}$, где $sz = \lceil 1.5D/dscr \rceil$, $dscr$ – шаг дискретизации ЦКМ. Оцениваются углы наклона отрезков, соединяющих точки, лежащие на противоположных сторонах, как показано на рис. 2.

Поскольку значения высот, представленных на ЦКМ, искажены присутствием случайных ошибок, для получения оценки угла наклона посадочной площадки в границах квадратной ячейки использован метод Монте-Карло, обеспечивающий генерацию реализаций $i = 1, \bar{N}$ значений высот с учетом случайных ошибок ЦКМ. Каждая реализация $i = 1, \bar{N}$ обеспечивает конкретный набор значений высот, представленных на ЦКМ, на основе которых с помощью метода наименьших квадратов (МНК) по полной выборке рассчитывается оценка α_i угла наклона посадочной площадки α_i из условия минимума квадратичного критерия:

$$(Y_i - F(\alpha_i))^T K^{-1} (Y_i - F(\alpha_i)) \rightarrow \min_{\alpha_i \in [0, \pi/2]},$$

где Y_i – вектор размера $2(sz+1) \times 1$, компоненты которого для конкретной реализации выражают перепады высот рельефа на границах отрезков, приведенных на рис. 2:

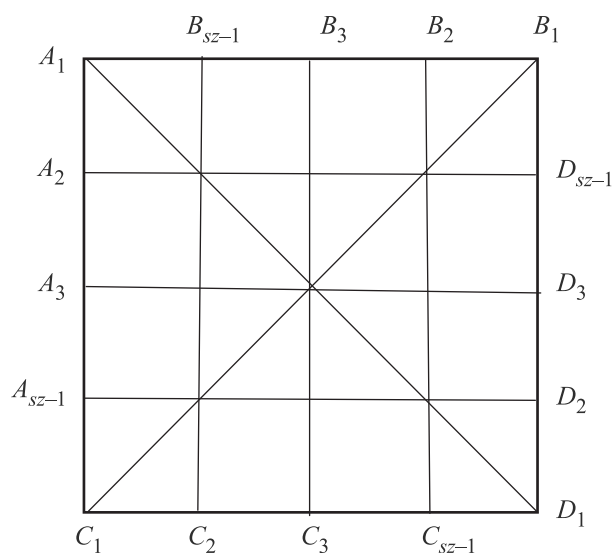


Рис. 2. Схема вычисления углов, используемых для оценки наклона посадочной площадки.

$$Y_i = \begin{pmatrix} |h_{A_1}^i - h_{D_1}^i| \\ |h_{B_1}^i - h_{C_1}^i| \\ |h_{A_2}^i - h_{D_{sz-1}}^i| \\ \dots \\ |h_{A_{sz-1}}^i - h_{D_2}^i| \\ |h_{B_2}^i - h_{C_{sz-1}}^i| \\ \dots \\ |h_{B_{sz-1}}^i - h_{C_2}^i| \end{pmatrix};$$

$F(\alpha_i)$ – нелинейная вектор-функция размера $2(sz+1) \times 1$, связывающая компоненты вектора Y_i с оцениваемым углом площадки:

$$F(\alpha_i) = \begin{pmatrix} 1.5D\sqrt{2}\operatorname{tg}\alpha_i \\ 1.5D\sqrt{2}\operatorname{tg}\alpha_i \\ 1.5D\operatorname{tg}\alpha_i \\ \dots \\ 1.5D\operatorname{tg}\alpha_i \end{pmatrix};$$

K – ковариационная матрица ошибок высотной информации ЦКМ размера $2(sz+1) \times 2$. Эта матрица предполагается заданной и является характеристикой точности высотной информации, представленной на ЦКМ.

Известно [2], что оптимальная в смысле минимума вышеприведенного квадратичного критерия оценка α_i рассчитывается на основе выражения

$$\alpha_i = \left(H^T K^{-1} H \right)^{-1} H^T K^{-1} Y_i, \quad (1.1)$$

H – вектор размера $2(sz+1) \times 1$ с компонентами:

$$H = \frac{\partial F(\alpha)}{\partial \alpha} \Big|_{\alpha=0} = \begin{pmatrix} 1.5D\sqrt{2} \\ 1.5D\sqrt{2} \\ 1.5D \\ \dots \\ 1.5D \end{pmatrix}.$$

Таким образом, описанная выше процедура обеспечивает получение выборки реализаций α_i , $i = \overline{1, N}$, угла наклона площадки α в границах некоторой квадратной ячейки, на основе которой рассчитывается вероятность соответствия этой квадратной ячейки требованию по углу наклона посадочной площадки:

$$p_1 = P(0^\circ \leq \alpha \leq 10^\circ). \quad (1.2)$$

В качестве оценки вероятности p_1 использована частота, определяемая как доля реализаций $\hat{\alpha}_i$, $i = \overline{1, N}$, для которых выполняется условие $0^\circ \leq \alpha_i \leq 10^\circ$.

Следующее условие в соответствии с требованиями ИКАО состоит в том, что неровности на поверхности посадочной площадки не должны превышать 100 мм под трехметровой рейкой, укладываемой в зоне прохода опор БВ. Поскольку для большинства современных БВ взлетной массой 200–300 кг диаметр винта не превышает 4 м, для проверки этого требования достаточно выделить в границах квадратной ячейки четыре подобласти, разделив стороны ячейки пополам.

Для каждой из таких четырех квадратных подобластей повторяется описанная выше процедура на основе комбинации методов Монте-Карло и наименьших квадратов, в результате чего рассчитываются реализации $\hat{\alpha}_i^j$, $i = \overline{1, N}$, $j = \overline{1, 4}$, углов наклона поверхности $\hat{\alpha}^j$, $j = \overline{1, 4}$, которые сравниваются с предельно-допустимым значением:

$$\alpha_{\text{пред1}} = \text{atan}\left(\frac{0.075D}{3}\right).$$

На базе реализаций α_i^j , $i = \overline{1, N}$, $j = \overline{1, 4}$, для каждой из подобластей находятся вероятности $p_2^j = P\{0 \leq \alpha^j \leq \alpha_{\text{пред1}}\}$, $j = \overline{1, 4}$. В качестве оценок этих вероятностей, как и прежде, выступают частоты, определяемые долями реализаций α_i^j , $i = \overline{1, N}$, не превышающих предельного значения $\alpha_{\text{пред1}}$. Эти вероятности характеризуют то, что в пределах каждой квадратной подобласти $j = \overline{1, 4}$ неровности поверхности не превышают 0.1 м под трехметровой рейкой, укладываемой в зоне прохода опор БВ. Вероятность p_2 того, что вся квадратная ячейка удовлетворяет требованию к неровности поверхности, определяется как

$$p_2 = \min_{j=\overline{1,4}} p_2^j. \quad (1.4)$$

Наконец, заключительное требование из числа перечисленных выше предполагает, что за пределами посадочной площадки на удалении от ее края, равном $1.5D$, где D – диаметр несущего винта БВ, не должно быть элементов рельефа с высотой, превышающей 1 м.

Проверка этого требования может быть достигнута на основе описанного выше алгоритма. Для этого для каждой квадратной ячейки формируются четыре внешних квадратных области, прилегающие к ее сторонам, размерами $1.5D \times 1.5D$. Для каждой из таких внешних областей рассчитываются оценки углов наклона поверхности, которые сравниваются с предельно-допустимыми значением, равным

$$\alpha_{\text{пред3}} = \text{atan}\left(\frac{1}{1.5D}\right). \quad (1.5)$$

Далее рассчитывается вероятность p_3 , выражающая пригодность использования квадратной ячейки в качестве посадочной площадки с точки зрения этого заключительного требова-

ния. Процедура получения оценки этой вероятности аналогична вычислению оценок вероятностей p_1, p_2 .

Подобная процедура повторяется для всех квадратных ячеек, рассматриваемых в качестве потенциальных посадочных площадок (рис. 1). В итоге получаем набор вероятностей $p_1^k, p_2^k, p_3^k, k = \overline{1, K}$, где K — количество квадратных ячеек в пределах области поиска посадочной площадки. Вероятности $p^k, k = \overline{1, K}$, характеризующие пригодность использования каждой квадратной ячейки в качестве посадочной площадки с точки зрения всего комплекса требований 1)–3), рассчитываются как

$$p^k = p_1^k p_2^k p_3^k, k = \overline{1, K}. \quad (1.6)$$

Полученные таким образом вероятности $p^k, k = \overline{1, K}$ позволяют сформировать маршрут обхода квадратных ячеек с учетом их предпочтительности для проверки последнего требования, связанного с допустимой для посадки плотностью грунта, и окончательного выбора посадочной площадки.

Построение маршрута начинается с определения начальной квадратной ячейки, в которую БВ должен быть направлен в первую очередь выбора. Для этого для каждой квадратной ячейки рассчитывается функция потерь C_k , учитывающая риск, возникающий при перелете от текущего местоположения БВ к k -й ячейке. В качестве начального пункта маршрута БВ выбирается ячейка, для которой риск минимален [3–6].

Функция потерь C_k рассчитывается на основе выражения

$$C_k = \alpha_{1k}(1 - p^k) + \alpha_2 \frac{C_{уд} N_n R \delta_k}{1000 V_{г.п} R_0}, \quad (1.7)$$

где α_{1k} — вероятность отказа бортовых систем БВ в процессе перелета к k -й ячейке. Для оценки этой вероятности использована принятая в теории надежности экспоненциальная модель отказов, учитывающая текущий часовой налет БВ и время, необходимое для перелета; α_2 — весовой коэффициент, имеющий смысл меры доверия к прогнозируемому значению затрат топлива (к прогнозируемому времени на перелет БВ к k -й ячейке), рассчитываемому в условиях случайных ошибок бортового навигационного комплекса и ЦКМ ($0 \leq \alpha_2 \leq 1$):

$$\alpha_2 = \frac{\Delta_{тр}^2}{\sigma_{ЦКМ} \sqrt{\sigma_{\Delta N_{БВ}}^2 + \sigma_{\Delta E_{БВ}}^2}}, \quad (1.8)$$

$\Delta_{тр}$ — требуемое значение среднеквадратической ошибки (СКО) определения местоположения БВ в горизонтальной плоскости, задаваемое на основе нормативов ИКАО к точности осуществления навигации воздушного судна при полете по маршруту, м; $\sigma_{\Delta N_{БВ}}, \sigma_{\Delta E_{БВ}}$ — СКО ошибок оценок линейных координат БВ, получаемые в ходе статистической обработки навигационной информации, м; $\sigma_{ЦКМ}$ — СКО случайной ошибки позиционной информации ЦКМ, м; δ_k — угловая длина ортодромии между центром k -й ячейки и текущим местоположением БВ, рад.; $C_{уд}$ — удельный расход топлива двигателя БВ, кг/Втч, N_n — потребляемая мощность двигателя для выполнения горизонтального полета, Вт; R — геоцентрический радиус Земли, м; $V_{г.п}$ — скорость горизонтального полета, м/с; R_0 — текущий запас топлива, кг.

После того, как определена начальная ячейка для посещения БВ в процессе поиска посадочной площадки, рассчитывается следующая. Схема определения следующей потенциальной посадочной площадки полностью повторяет описанную выше для выбора начальной ячейки с той лишь разницей, что при вычислении вероятности отказа бортовых систем БВ учитывается дополнительное время, необходимое для перелета.

Процесс формирования маршрута завершается после исчерпания списка квадратных ячеек, рассматриваемых в качестве потенциальных посадочных площадок. Результатом является перечень квадратных ячеек, упорядоченных по возрастанию значений функции потерь. Сформированный маршрут позволяет начать движение БВ между выбранными ячейками с учетом их предпочтительности для окончательного выбора посадочной площадки, удовлетворяющей требованию прочности грунта.

2. Выбор посадочной площадки с учетом требования к прочности грунта. Дальнейшее изложение предполагает, что БВ оснащен георадаром, обеспечивающим получение информации о прочности грунта на основе вычисления его диэлектрической проницаемости.

Задача выбора посадочной площадки с учетом прочности грунта интерпретирована как задача классификации, позволяющая формировать решение на множестве двух альтернативных исходов:

- 1) “Грунт не подходит для посадки БВ”;
- 2) “Грунт подходит для посадки БВ”.

Каждому из упомянутых выше исходов соответствует эталонный класс, для описания которого используются значения диэлектрической проницаемости грунта подстилающей земной поверхности и скорости распространения электромагнитной волны в нем. Диэлектрическая проницаемость грунта ε оценивается на основе рекуррентной обработки георадаром отраженных от земных слоев амплитуд [7]:

$$\varepsilon_n = \varepsilon_{n-1} \frac{Q_1}{Q_2}, \quad (2.1)$$

где

$$Q_1 = 1 - \left(\frac{A_0}{A_m} \right)^2 + \sum_{i=1}^{n-2} R_i \frac{A_i}{A_m} + \frac{A_{n-1}}{A_m},$$

$$Q_2 = 1 - \left(\frac{A_0}{A_m} \right)^2 + \sum_{i=1}^{n-2} R_i \frac{A_i}{A_m} - \frac{A_{n-1}}{A_m},$$

A_0 – амплитуда радиосигнала, отраженного от границы среды “воздух/поверхность грунта”; A_m – амплитуда радиосигнала, отраженного от металлической пластины (определяется при проведении калибровки георадара); R_i – коэффициент отражения электромагнитной волны на границе двух слоев грунта:

$$R_i = \frac{\sqrt{\varepsilon_n} - \sqrt{\varepsilon_{n-1}}}{\sqrt{\varepsilon_n} + \sqrt{\varepsilon_{n-1}}},$$

где n – количество различных слоев в зондируемом грунте.

Скорость распространения электромагнитной волны в слое грунта (в м/нс) упрощенно можно вычислить как:

$$v_n = \frac{10^{-9} c}{\sqrt{\varepsilon_n}}, \quad (2.2)$$

где c – скорость электромагнитной волны в вакууме ($\approx 2.9979 \cdot 10^8$), м/с.

На основе опыта применения георадаров сформирована обучающая выборка, содержащая значения классификационных признаков (диэлектрическая проницаемость грунта и скорость распространения электромагнитной волны в грунте) для каждого из эталонных классов. В качестве классификатора использована нейросетевая модель на базе двухслойного персептрона.

Применение георадара, размещенного на борту БВ, для оперативной оценки плотности грунта в месте предполагаемой посадки сталкивается с серьезной трудностью. Известно [8, 9], что существует предельная дальность действия георадара, рекомендуемое значение которой не должно превышать длину электромагнитной волны, излучаемой радиотехническим устройством в воздухе. Учитывая это, возникает проблема высокоточного счисления высоты БВ, поскольку на современные БВ для оптимизации массогабаритных характеристик бортового оборудования чаще всего устанавливают бесплатформенные инерциальные системы (БИНС) на базе микроэлектромеханической системы (МЭМС), обладающие ошибками в определении координат более 5 км за час непрерывного счисления [10–12].

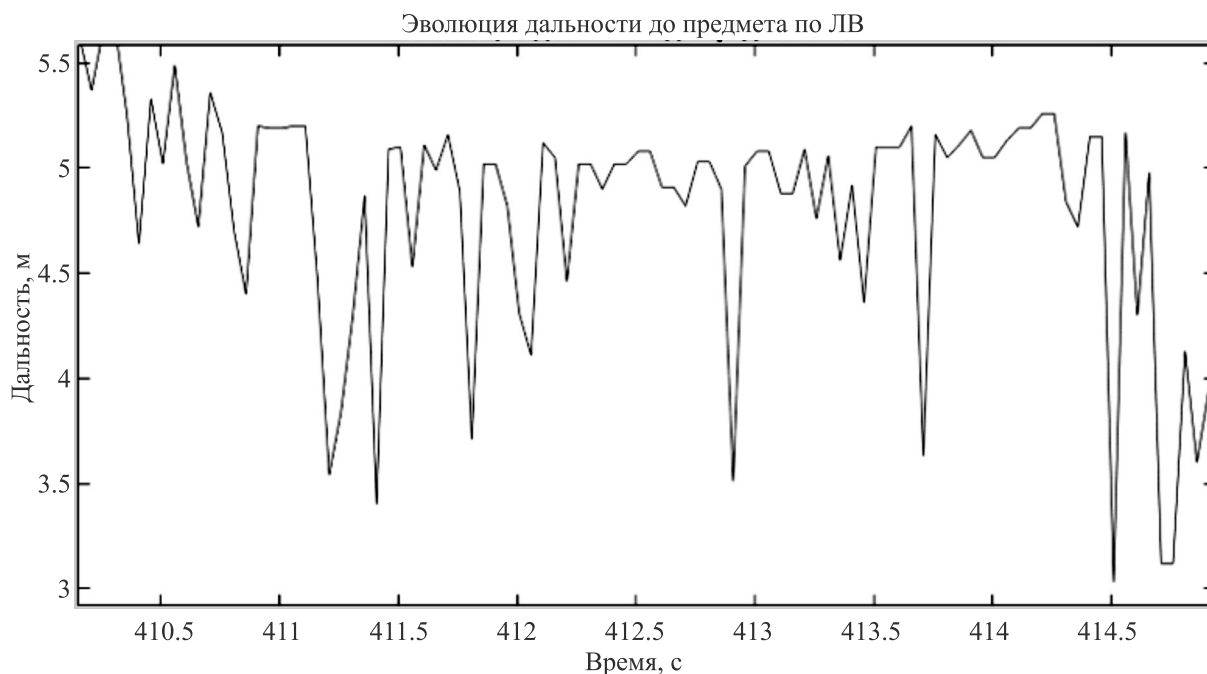


Рис. 3. Эволюция вычисленной дальности до поверхности лазерным высотомером (истинное расстояние до предмета 5 м).

Для повышения точности вертикального канала БВ предлагается комплексирование навигационной информации на основе слабосвязанной схемы. В качестве корректора инерциальной системы на этапе посадки выступает лазерный высотомер (лидар с малым углом обзора). Заметим, что дальность, рассчитанная по данным лидара, не обладает постоянной во времени ошибкой измерения [13–14], что подтверждается записями тестовых сценариев работы данного устройства (рис. 3).

При реализации слабосвязанной схемы комплексирования с целью исключения аномальных измерений лазерного высотомера (ЛВ) предлагается осуществлять коррекцию вектора оцениваемых параметров не только при обновлении навигационной информации подобно тому, как это делается в традиционной схеме [15, 16], но и в ситуации, когда модуль разности высоты БВ по данным ЛВ, полученный на текущем и предыдущем тактах его функционирования, превышает пороговое значение, зависящее от скороподъемности БВ и предельной ошибки вычисления дальности до объекта лазерным высотомером. Подобная модификация фильтра Калмана (ФК) предложена в работе [17]. Ниже приведены математические модели, составляющие основу алгоритма комплексирования для указанной модификации ФК, достигнутой за счет адаптации ковариационной матрицы измерений. Эта адаптация предполагает пересчет ковариационной матрицы измерений всякий раз, когда выявлено аномальное (ошибочное) измерение ЛВ. Очевидно, что при отсутствии аномальных измерений ЛВ предлагаемый вариант ФК полностью соответствует его традиционному представлению.

Компонентами вектора оцениваемых параметров в данном случае являются следующие ошибки инерциального счисления:

$$\Delta X = \left(\Delta z_{\text{инс}}, \Delta v_{z_{\text{инс}}}, \Delta a_{z_{\text{инс}}} \right)^T;$$

где $\Delta z_{\text{инс}}$ — ошибка определения высоты БВ по данным инерциальной навигационной системы (ИНС), м; $\Delta v_{z_{\text{инс}}}$ — ошибка инерциального счисления вертикальной скорости БВ, м/с; $\Delta a_{z_{\text{инс}}}$ — ошибка получения вертикального ускорения БВ с помощью ИНС, м/с².

Уравнения для оценок вектора параметров ΔX и ковариационной матрицы оценок в соответствии с [17] имеют следующий вид:

$$\Delta X_c^* = \hat{\Delta X}_k + \hat{P}_k H_k^T \left(H_k \hat{P}_k H_k^T + S \tilde{R}_{c-1} \right)^{-1} \left(\Delta Y_c - H_k \hat{\Delta X}_k \right), \quad (2.3)$$

$$S = \frac{\text{tr}\{A\}}{\text{tr}\{B\}}, \quad (2.4)$$

$$A = \frac{1}{N_m} \sum_{j=1}^{N_m} (\Delta Y_c - H_k \Delta X_k)_j (\Delta Y_c - H_k \Delta \hat{X}_k)_j^T, \\ B = H_k \hat{P}_k H_k^T + \tilde{R}_{c-1}, \\ P_c^* = \left(I - \hat{P}_k H_k^T (H \hat{P}_k H_k^T + S \tilde{R}_{c-1})^{-1} \right) \hat{P}_k. \quad (2.5)$$

В (2.3)–(2.5) индекс k соответствует моменту коррекции навигационной информации, индекс c указывает на момент поступления навигационных измерений. Как отмечалось ранее, в модификации фильтра Калмана, предложенной в работе [17], коррекция проводится не с тактом поступления навигационной информации, но всякий раз, когда локализованы аномальные измерения ЛВ. Остальные компоненты, присутствующие в (2.3)–(2.5), имеют такой же смысл, как в работе [17]: ΔX_c^* – вектор оцениваемых параметров, скорректированный после поступления навигационных измерений на шаге c , учитывающий наличие аномальных измерений ЛВ; P_c^* – апостериорная ковариационная матрица вектора оценок ΔX_c^* ; ΔX_k – вектор оцениваемых параметров, полученный с учетом проведения k -й коррекции при обнаружении аномальных измерений; P_k – ковариационная матрица вектора ΔX_k ; H_k – матрица Якоби, определяемая на основе модели измерений ЛВ для k -го момента коррекции; $\text{tr}\{\}$ – операция вычисления следа матрицы; ΔY_c – вектор измеряемых параметров на шаге c поступления навигационных измерений; $\tilde{R}_{c-1}$ – значение ковариационной матрицы измерений, соответствующее моменту $c-1$ поступления навигационных измерений; N_m – общее количество тактов вычисления ковариационной матрицы измерений, определяемое как сумма числа навигационных измерений, поступивших к текущему моменту, и числа коррекций, проведенных между моментами поступления навигационных измерений, с учетом выявленных аномальных измерений ЛВ.

Вектор наблюдений ΔY_c в (2.3)–(2.5) имеет вид:

$$\Delta Y_c = \begin{pmatrix} z_{\text{инс}} - z_{\text{лв}} \\ v_{z_{\text{инс}}} - v_{z_{\text{лв}}} \end{pmatrix},$$

где $z_{\text{инс}}$ – высота БВ по данным ИНС, м; $z_{\text{лв}}$ – значение высоты, полученное с помощью ЛВ с исключенными аномальными значениями, м; $v_{z_{\text{инс}}}$ – инерциальная вертикальная скорость БВ, м/с; $v_{z_{\text{лв}}}$ – вертикальная проекция вектора скорости БВ по данным ЛВ, м/с.

3. Пример решения задачи планирования маршрута БВ с целью поиска площадки, пригодной для посадки. Имитационное моделирование задачи планирования маршрута облета необорудованных площадок проводилось при следующих параметрах:

– для получения высотной информации о рельефе земной поверхности используется ЦКМ SRTM [18];

– информация о типах объектов земной поверхности в районе целевого применения БВ получена с помощью ЦКМ OpenStreetMap [19];

– $V_{\text{г.п}} = 120$ км/ч – скорость горизонтального полета БВ;

– потребная мощность двигателя внутреннего сгорания (ДВС) N_n для выполнения горизонтального полета БВ рассчитывалась путем билинейной интерполяции расчетных зависимостей потребной тяги от скорости и высоты осуществления горизонтального полета БВ;

– удельный расход топлива ДВС $C_{\text{уд}}$ для выполнения горизонтального полета определялся аналогичным образом на основе билинейной интерполяции расчетных зависимостей удельного расхода топлива от скорости и высоты горизонтального полета БВ;

– $R_0 = 120$ кг – объем топливного бака БВ.

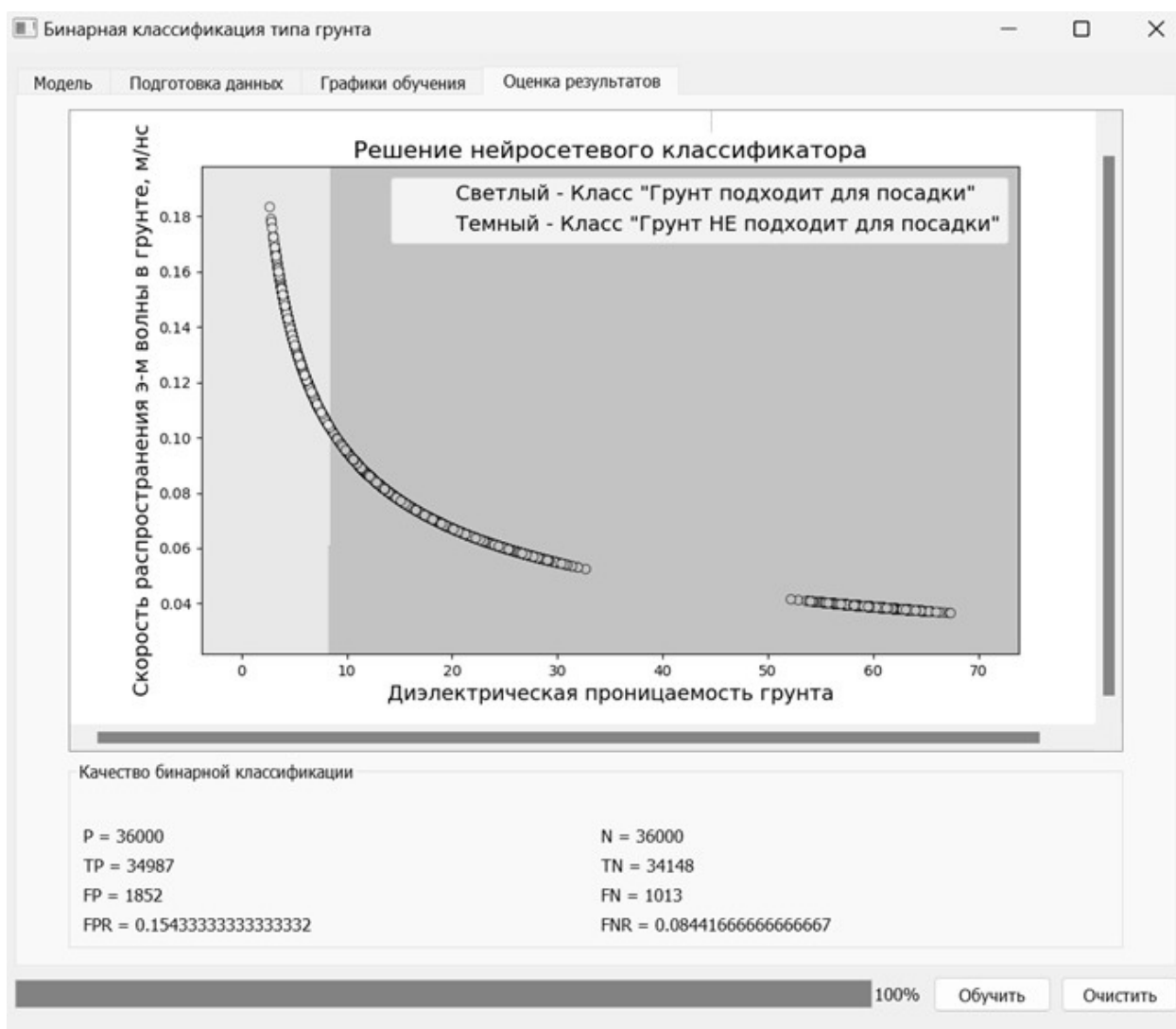


Рис. 4. Результат решения бинарной задачи классификации типа грунта потенциальной посадочной площадки.

Обучение и тестирование нейросетевого алгоритма бинарной классификации типа грунта необорудованного вертодрома проводились с помощью открытых данных зондирования грунтов. Частота излучения электромагнитной волны георадара составляла 100 МГц [20–22]. Функция классификации типа грунта, полученная с помощью двухслойного персептрона, выглядит следующим образом:

$$f(\varepsilon, v) = f_{\text{акт}} \left(\sum_{i=1}^{N_{\text{нейрон}}} W_i^2 f_{\text{акт}} \left(\sum_{i=1}^{N_{\text{нейрон}}} \sum_{j=1}^{N_{\text{вх}}} W_{i,j}^1 x_j + b_i^1 \right) + b^2 \right),$$

где $f(\varepsilon, v)$ – выходная переменная нейросетевого классификатора, принимающая одно из двух возможных значений: 0 – текущий облучаемый грунт не подходит для осуществления посадки, 1 – грунт подходит для посадки; $W_{i,j}^1$ – весовые коэффициенты входного слоя нейронной сети; W_i^2 – весовые коэффициенты выходного слоя нейронной сети; $N_{\text{нейрон}}$ – количество нейронов в первом скрытом слое; $N_{\text{вх}}$ – количество входов нейронной сети; x – входной вектор двухслойного персептрона, $x = (\varepsilon, v)^T$; b_i^1 – вектор смещения первого скрытого слоя нейронной сети; b^2 – смещение второго скрытого слоя нейронной сети; $f_{\text{акт}}$ – функция активации нейронов. Графическое представление результата решения бинарной задачи классификации типа грунта необорудованного вертодрома обозначено ниже (рис. 4).

Таблица 1. Показатели качества бинарной классификации типа грунта (в процентах)

TPR	FPR	TNR	FNR
99.95	0.05	99.97	0.03

Таблица 2. Технические характеристики МЭМС БИНС VN-100

Точность определения угла крена/тангажа, град	СКО случайной ошибки ускорения, м/с ²	СКО случайной ошибки угловой скорости, град/с	Частота обновления навигационного решения, Гц	Масса, г
0.5	0.0004	0.002	400	15

Таблица 3. Технические характеристики ЛВ Lightware Sfl1/c

Параметр		Паспортные данные
Масса, г		100
Предельное значение измерения дальности, м	Земная поверхность	120
	Морская поверхность	40
Разрешающая способность измерений, см		1
Ошибка измерения дальности, см		10 (при 70% отражении энергии от поверхности при температуре 20 °C)
Частота обновления информации, Гц		20

На рис. 4 введены следующие обозначения: P – общее количество положительных решений (грунт, подходящий для посадки) в рассматриваемой выборке данных; N – общее количество отрицательных решений (грунт, неподходящий для посадки) в представленной выборке данных; TP , TN – соответственно количество положительных и отрицательных заключений, выданных классификатором; FP – количество ложноположительных решений в рассматриваемой выборке данных (ошибка 1-го рода, т.е. грунт, неподходящий для осуществления посадки, был предсказан классификатором как подходящий); FN – количество ложноотрицательных решений (ошибка 2-го рода, проявляющаяся в том, что грунт, подходящий для осуществления посадки, был неверно классифицирован как неподходящий).

В табл. 1 приведены данные, отражающие достоверность решения бинарной задачи классификации типа грунта необорудованного вертодрома. При этом использованы обозначения: TPR – доля положительных решений, предсказанных классификатором; FPR – доля ложноположительных решений (вероятность появления ошибки 1-го рода: неподходящий грунт для совершения посадки был определен классификатором как подходящий); TNR – доля отрицательных решений; FNR – доля ложноотрицательных решений (вероятность появления ошибки 2-го рода: подходящий для выполнения посадки грунт был неверно классифицирован как неподходящий).

Как указывалось выше, возможность применения георадара, размещенного на борту БВ, для оценки плотности грунта в границах посадочной площадки обоснована тогда, когда обеспечена необходимая точность оценки текущей высоты БВ. Учитывая это, проведена верификация разработанного алгоритмического обеспечения навигации вертикального канала БВ.

Основные технические характеристики используемых навигационных систем МЭМС БИНС VN-100 и ЛВ Lightware Sfl1/c приведены в табл. 2, 3.

Верификация описанного выше алгоритмического обеспечения навигации вертикального канала БВ проведена в условиях летных экспериментов. В табл. 4 представлены оценки статистических характеристик ошибки счисления высоты БВ при осуществлении посадки по результатам обработки данных трех летных экспериментов.

В табл. 4 приняты следующие обозначения: $M_{\Delta h}$, $\sigma_{\Delta h}$ – математическое ожидание и СКО – ошибки определения высоты БВ над подстилающей поверхностью соответственно; $\delta_{\Delta h}^+$, $\delta_{\Delta h}^-$ – верхнее и нижнее предельные отклонения ошибки определения высоты БВ над подстилающей поверхностью.

Эффект, достигнутый от включения дополнительного условия при осуществлении перехода алгоритма комплексирования навигационных данных в режим коррекции вектора оцениваемых параметров, графически показан на рис. 5.

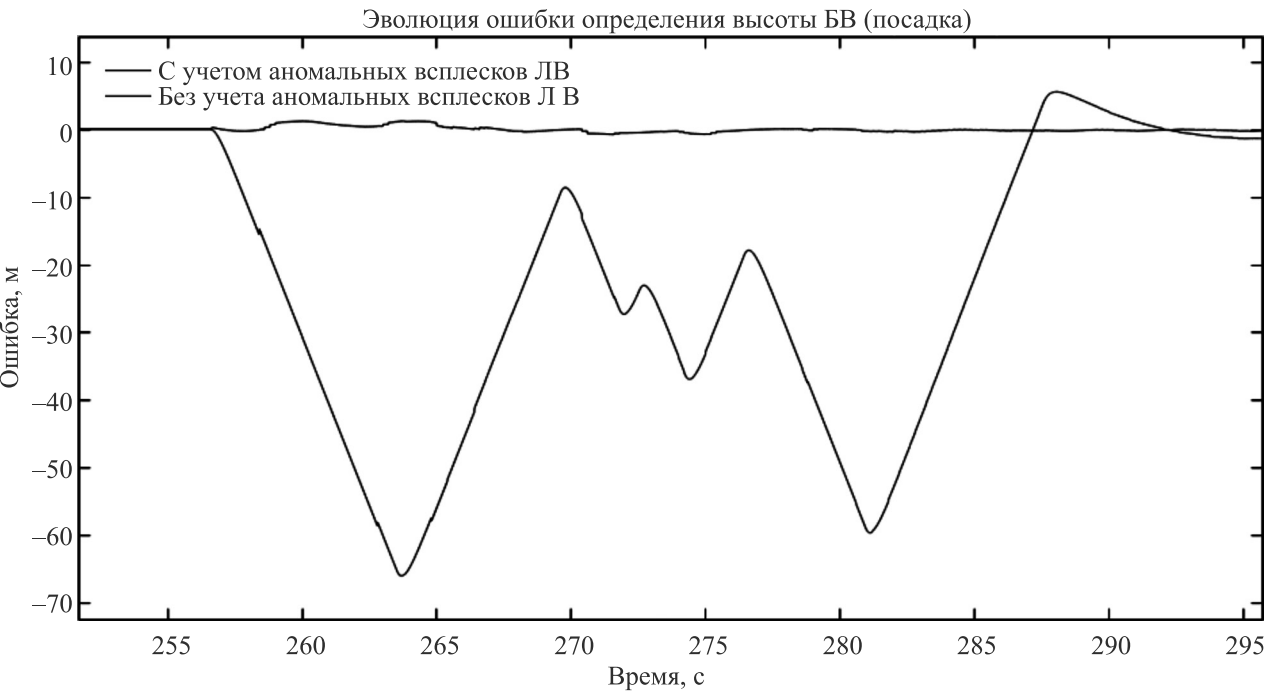


Рис. 5. График эволюции ошибки определения высоты БВ на этапе осуществления посадки (с учетом и без аномальных всплесков данных лазерного высотомера).

Таблица 4. Статистические характеристики ошибки определения высоты, см

Эксперимент	Гистограмма распределения ошибки определения высоты (этап посадки БВ)	Стандартный ФК	Адаптивный ФК
1		$M_{\Delta h} = 5.3;$ $\sigma_{\Delta h} = 23.1;$ $\delta_{\Delta h}^+ = 40;$ $\delta_{\Delta h}^- = -65$	$M_{\Delta h} = -1.6;$ $\sigma_{\Delta h} = 6.1;$ $\delta_{\Delta h}^+ = 18;$ $\delta_{\Delta h}^- = -32$
2		$M_{\Delta h} = 8.12;$ $\sigma_{\Delta h} = 12.5;$ $\delta_{\Delta h}^+ = 40;$ $\delta_{\Delta h}^- = -48$	$M_{\Delta h} = 2.25;$ $\sigma_{\Delta h} = 3.53;$ $\delta_{\Delta h}^+ = 13;$ $\delta_{\Delta h}^- = -14$

Окончание табл. 4

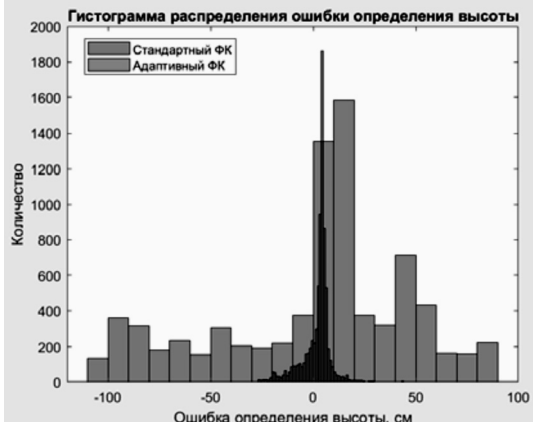
Эксперимент	Гистограмма распределения ошибки определения высоты (этап посадки БВ)	Стандартный ФК	Адаптивный ФК
3		$M_{\Delta h} = 5.6;$ $\sigma_{\Delta h} = 46.3;$ $\delta_{\Delta h}^+ = 90;$ $\delta_{\Delta h}^- = -110$	$M_{\Delta h} = 3.24;$ $\sigma_{\Delta h} = 7.84;$ $\delta_{\Delta h}^+ = 44;$ $\delta_{\Delta h}^- = -49$

Таблица 5. Процент попадания ошибки определения высоты БВ в интервал ± 30 см

Эксперимент	Наличие всплесков в показании лазерного высотомера (при осуществлении посадки)	Процент попадания ошибки в интервал ± 30 см	
		Стандартный ФК	Адаптивный ФК
1	Да	75.1	99.3
2	Нет	78.6	100
3	Да	65.9	96.4

Процент попаданий ошибки определения высоты БВ в интервал ± 30 см (третья категория ИКАО по точности посадки) приведен в табл. 5.

Заключение. Рассмотрена задача обеспечения экстренной посадки беспилотного вертолета на необорудованную площадку. Сложность решения подобной задачи обусловлена тем, что в соответствии с требованиями ИКАО безопасная посадка беспилотного вертолета может быть достигнута, если выполнен комплекс требований, учитывающих особенности рельефа и плотность грунта в месте посадки.

С целью обеспечения экстренной безопасной посадки БВ на необорудованную площадку предложен двухэтапный алгоритм. На первом этапе на основе цифровой карты местности, размещенной на борту, формируется маршрут обхода площадок, потенциально пригодных для посадки, с учетом требований к рельефу местности. Для этого последовательно решаются статические задачи оптимизации, направленные на минимизацию потерь, возникающих при перелете БВ между посадочными площадками. При расчете потерь учитываются: вероятность удовлетворения посадочной площадки требованиям ИКАО; априорное состояние бортовых систем; неточность определения собственного положения и позиционной информации ЦКМ, а также летно-технические характеристики.

Второй этап алгоритма реализуется непосредственно в процессе движения БВ по рассчитанному маршруту и предполагает окончательный выбор посадочной площадки с учетом требований к порочности грунта в месте посадки на основе обработки данных георадара. Задача определения прочности грунта сведена к задаче бинарной классификации типа грунта необорудованного вертодрома на базе двухслойного персептрона. Тестирование разработанного алгоритма производилось на открытых данных облучения георадаром основных типов грунтов с частотой 100 МГц. Вероятность правильной классификации грунтов, подходящих для осуществления посадки, составляет более 0.99, что доказывает возможность использования такого подхода при определении типа грунта в месте посадки.

Дополнительно рассмотрен вопрос определения высоты БВ на этапе осуществления посадки. Предложенное алгоритмическое обеспечение по счислению высоты воздушного судна над подстилающей поверхностью прошло верификацию на данных летных экспериментов.

Ошибка определения высоты БВ вертолетного типа при осуществлении посадки остается в пределах ± 30 см.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Цуканов И.Р., Азман А.В. Решаемые проблемы, преимущества и перспективы развития беспилотных вертолетов // Изв. ТулГУ. Технические науки. 2022. Вып. 9.
2. Линник Ю.В. Метод наименьших квадратов и основы математико-статистической теории обработки наблюдений. М.: Физматгиз, 1962. 352 с.
3. Андреев М.А., Миллер А.Б., Миллер Б.М., Степанян К.В. Планирование траектории беспилотного летательного аппарата в сложных условиях при наличии угроз // Изв. РАН. ТиСУ. 2012. № 2. С.166–176.
4. Гончаренко В.И., Желтов С.Ю., Князь В.А., Лебедев Г.Н., Михайлин Д.А., Царева О.Ю. Интеллектуальная система планирования групповых действий беспилотных аппаратов при наблюдении наземных мобильных объектов на заданной территории // Изв. РАН. ТиСУ. 2021. № 3. С. 39–56.
5. Себряков Г.Г., Красильщиков М.Н., Евдокименков В.Н. Алгоритмическое и программно-математическое обеспечение предполетного планирования групповых действий беспилотных летательных аппаратов // Фундаментальные проблемы группового взаимодействия роботов: материалы отчетного мероприятия РФФИ по конкурсу “офи-м” (тема 604) в рамках международной научно-практической конф. Волгоград, 2018. С. 30–32.
6. Evdokimenkov V.N., Krasilshchikov M.N., Kozorez D.A. Development of Pre-flight Planning Algorithms for the Functional-program Prototype of a Distributed Intellectual Control System of Unmanned Flying Vehicle Groups // INCAS Bulletin. 2019. V. 11. № 1. P. 75–88.
7. Rafiqul A., Mesbah A. Ground Penetrating Radar for Measuring Thickness of an Unbound Layer of a Pavement // Advances in Intelligent Systems and Computing. 2018. V. 598. P. 160–167.
8. Leucci G. Ground Penetrating Radar: The Electromagnetic Signal Attenuation and Maximum Penetration Depth // Scholarly Research Exchange. 2008. V. 2008. <https://doi.org/10.38114/2008/926091>
9. Booth A.D., Koylass T.M. Drone-mounted Ground-penetrating Radar Surveying: Flight-Height Considerations for Diffraction-based Velocity Analysis // GEOPHYSICS. 2021. V. 87. № 4. <https://doi.org/10.1190/geo2021-0602.1>
10. Zakriya M., Elfadel I., Rasras M. Monolithic Multi Degree of Freedom (MDoF) Capacitive MEMS Accelerometers // Micromachines. 2018. V. 9. № 11. <https://doi.org/10.3390/mi9110602>
11. Quinchia A., Falco G., Faletti E., Dovis F. A Comparison Between Different Error Modelling of MEMS Applied to GPS / INS Integrate Systems // Sensors (Basel). 2013. V. 13. № 3. P. 9549–9588. <https://doi.org/10.3390/s130809549>
12. Liu Hong Dan, Shu Xiong Ying, Li Xi Sheng. Application Of Strongly Tracking Kalman Filter In MEMS Gyroscopes Bias Compensation // 6th Intern. Conf. on Advanced Materials and Computer Science. ISAMCS, Rome, 2017. <https://doi.org/10.23977/icamcs.2017.1004>
13. Parra-Tsunekawa I., Ruiz-del-Solar J., Vallejos P. A Kalman-filtering-based Approach for Improving Terrain Mapping in off-road Autonomous Vehicles // J. Intelligent & Robotic Systems. 2014. V. 78. P. 577–591. <https://doi.org/10.1007/s10846-014-0087-9>
14. Rullán-Lara J., Salazar S., Lozano R. Real-time Localization of an UAV Using Kalman Filter and a Wireless Sensor Network // J. Intelligent & Robotic Systems. 2012. V. 65. P. 283–293. <https://doi.org/10.1007/s10846-011-959908>
15. Kim K., Lee L., Park C. Adaptive Two-stage Extended Kalman Filter for a Fault-tolerant INS-GPS Loosely Coupled Systems // IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems. 2009. V. 45. № 1. P. 125–137. <https://doi.org/10.1109/TAES.2009.4805268>
16. Веремеенко К.К., Желтов С.Ю., Ким Н.В., Себряков Г.Г., Красильщиков М.Н.. Современные информационные технологии в задачах навигации и наведения беспилотных маневренных летательных аппаратов. М.: Физматлит, 2009. 556 с.
17. Dah-Jing Jwo, Chung F., Tsu-Pin Weng. Adaptive Kalman Filter for Navigation Sensor Fusion, Sensor Fusion and Its Applications, Ciza Thomas (Ed.), ISBN: 978-953-307-101-5, InTech. 2010. P. 488. <https://doi.org/10.5772/9957>
18. Shuttle Radar Topography Mission. URL: <https://www2.jpl.nasa.gov/srtm/>.
19. OpenStreetMap. URL: <https://www.openstreetmap.org>.
20. Гринев А.Ю. Вопросы подповерхностной радиолокации. М.: Радиотехника, 2005. 416 с.
21. Изюмов С.В., Дручинин С.В., Вознесенский А.С. Теория и методы георадиолокации: Учебное пособие. М.: Горная книга, Изд. Московского гос. горного ун-та, 2008. 196 с.
22. Сухобок Ю.А. Совершенствование методики георадарного обследования грунтовых объектов транспортной инфраструктуры: дис... канд. техн. наук: 05.23.11. Хабаровск, 2014. 165 с.