

УДК 629.73

DOI: <https://doi.org/10.20535/0203-3771402020248773>В. В. Бурнашев<sup>1</sup>, к.т.н., доцент

## СТАБИЛИЗАЦИЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ТРАЕКТОРИИ В УСЛОВИЯХ СИЛЬНОГО ВЕТРА

**En**

Stationary proportional control laws have been synthesized to ensure stable motion of an unmanned aerial vehicle along a trajectory under the action of a storm wind. We give the values of the regulator coefficients for all sections of the trajectory from the starting point to the landing. Shown are the realizations of wind disturbances and the parameters of the controlled motion of the aircraft under their action. We consider the accuracy of altitude control and the error of the coordinates of the landing site.

The control laws use the values of constant coefficients obtained at five points of the trajectory. Three points are used for the climb phase and one for level flight and one for descent.

We took into account the wind speed as the sum of the three-dimensional turbulent component, the average horizontal component, considering the vertical shear, and discrete vertical gusts. The parameters of the Dryden shaping filters, as well as the vertical shear, are calculated for an average wind speed at a height of 6 m equal to 23.15 m / s. The speed of discrete upward gusts is 40 m/s, and downward -25 m / s.

In such conditions, the unmanned aerial vehicle successfully passes the specified trajectory from the launch to the landing. For thirty realizations of flight simulation, the standard deviation of the landing site error from the wind acting was calculated.

**Ru**

Синтезовані стаціонарні пропорційні закони керування, що забезпечують стійкий рух безпілотного літального апарату по траєкторії при дії штормового вітру. Наведені значення коефіцієнтів регулятора для всіх ділянок траєкторії від точки старту до приземлення. Показані реалізації вітрових збурень і параметри керованого руху літального апарату при їх дії. Розглянуто точність управління висотою і помилка координати місця приземлення.

### Введение

Беспилотные летательные аппараты (БПЛА) с небольшим временем полета проектируются при существенных стоимостных и массогабаритных ограничениях. Бортовые вычислители их систем управления не обладают высокой производительностью. Поэтому при выборе типа регулятора для управления полетом таких БПЛА среди критериев на первый план выходит простота реализации законов управления. Причем регуляторы должны обеспечивать необходимое качество управления в широком диапазоне из-

<sup>1</sup> КПП ім. Ігоря Сікорського

менения высот, скоростей и углов атаки. Особенно остро эти противоречивые требования проявляются при разработке систем управления короткоживущих летательных аппаратов с твердотопливными двигателями [1, 2].

Для такого БПЛА авторами работы [1] получены робастные динамические регуляторы с передаточными функциями пятого и седьмого порядка. Чтобы обеспечить выполнение строгих требований к качеству управления, их параметры должны изменяться как минимум три раза за время полета. Однако, если нет необходимости оперативного изменения цели, оптимальные по быстродействию траектории не используются, а ошибки стабилизации не ограничены строго, допустимым является изменение показателей качества переходного процесса в широких пределах. В данном случае качество управления, полученное в работе [1], избыточно, а управление полетом может быть реализовано на основе более простых регуляторов. При этом основным требованием становится обеспечение устойчивости БПЛА при действии атмосферных возмущений.

### **Постановка задачи**

Будем рассматривать задачу синтеза стационарных пропорциональных законов управления движением сверхзвукового летательного аппарата, обеспечивающих устойчивый полет по заданной траектории при действии ветра.

### **Математическая модель движения летательного аппарата**

Летательный аппарат оснащен твердотопливным двигателем и аэродинамическими органами управления. Полную нелинейную модель его пространственного движения как абсолютно твердого тела будем использовать для исследования работы полученных регуляторов при действии ветра. Для синтеза законов управления будем использовать линеаризованные модели, записанные в пространстве состояний:

$$\dot{X} = AX + BU, \quad (1)$$

где  $X = (\Delta V, \Delta \theta, \Delta \vartheta, \Delta \omega_z, \Delta H)^T$  – вектор состояния, содержащий отклонения от программных значений параметров пространственного движения БПЛА;  $\Delta V$  – отклонение скорости;  $\Delta \theta, \Delta \vartheta$  – отклонения углов наклона траектории и тангажа;  $\Delta \omega_z$  – отклонение угловой скорости относительно поперечной оси;  $\Delta H$  – ошибка стабилизации высоты полета;  $U = \delta$  – управляющее воздействие (угол поворота аэродинамического руля);  $A, B$  – матрицы коэффициентов линеаризованных уравнений движения летательного аппарата.

Траектория БПЛА содержит участки набора высоты, горизонтального полета и снижения (рис. 1). Во время полета выключается двигатель,

угол атаки несколько раз изменяет знак, а число Маха изменяется в диапазоне от 0,04 до 4. Кроме того на первых секундах полета БПЛА имеет заднюю центровку. Поэтому необходимо иметь значения параметров линеаризованной модели (1) в нескольких точках.



Рис. 1. Профиль полёта БПЛА

В первые секунды полета, когда центр масс находится за аэродинамическим фокусом,

$$A = \begin{pmatrix} -0.002 & -5.89 & -1.2 & 0 & 0 \\ 0.006 & -2.86 & 3.08 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 27 \cdot 10^{-5} & -0.34 & 0.34 & -0.1 & 0 \\ 0.69 & 22.8 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}; \quad B = \begin{pmatrix} -3 \cdot 10^{-5} \\ 8 \cdot 10^{-5} \\ 0 \\ 0.018 \\ 0 \end{pmatrix}. \quad (2)$$

На участке набора высоты с работающим двигателем

$$A = \begin{pmatrix} -0.062 & 132.58 & -138.07 & 0 & 0.0033 \\ 0.0001 & -1.41 & 1.42 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0.02 & 119.9 & -119.9 & -1.68 & -10^{-4} \\ 0.83 & 345.1 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}; \quad B = \begin{pmatrix} -0.47 \\ 0.006 \\ 0 \\ 5.78 \\ 0 \end{pmatrix}. \quad (3)$$

После выключения двигателя

$$A = \begin{pmatrix} -0.037 & -174.9 & 170.5 & 0 & 0.0034 \\ -2 \cdot 10^{-5} & -1.2 & 1.21 & 0 & 10^{-5} \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ -0.006 & 179.9 & -179.9 & -0.93 & 3 \cdot 10^{-5} \\ 0.89 & 433.8 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}; \quad B = \begin{pmatrix} 0.79 \\ 0.005 \\ 0 \\ 3.74 \\ 0 \end{pmatrix}. \quad (4)$$

Для горизонтального участка

$$A = \begin{pmatrix} -0.022 & 9.58 & -19.39 & 0 & 0.002 \\ 2 \cdot 10^{-5} & -0.42 & 0.42 & 0 & -3 \cdot 10^{-6} \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ -10^{-4} & 47.07 & -47.07 & -0.49 & 3 \cdot 10^{-6} \\ 0.0004 & 584.7 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}; \quad B = \begin{pmatrix} -0.097 \\ 0.002 \\ 0 \\ 1.57 \\ 0 \end{pmatrix}. \quad (5)$$

При снижении БПЛА

$$A = \begin{pmatrix} -0.057 & 9.07 & -18.9 & 0 & 0.0007 \\ 0.0002 & -0.32 & 0.32 & 0 & -6 \cdot 10^{-6} \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ -0.002 & 32.6 & -32.6 & -0.35 & 3 \cdot 10^{-5} \\ -10^{-4} & 286.05 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}; B = \begin{pmatrix} -0.1 \\ 0.0013 \\ 0 \\ 0.52 \\ 0 \end{pmatrix}. \quad (6)$$

### Синтез законов стабилизации летательного аппарата

Законы стабилизации БПЛА на траектории получим с помощью метода аналитического конструирования оптимальных регуляторов [3]. Согласно его теории, для линейного объекта (1) оптимальными, в смысле минимума функционала Калмана-Летова

$$I = \int_0^{\infty} X^T Q X dt + \int_0^{\infty} U^T R U dt \quad (7)$$

являются управления  $U = -R^{-1} B^T P_p X$ , где  $P_p$  – решение алгебраического уравнения Риккати

$$P_p A + A^T P_p - P_p B R^{-1} B^T P_p + Q = 0 \quad (8)$$

где  $Q, R$  – квадратные матрицы коэффициентов, которые задаются, исходя из требований к качеству переходных процессов и к величине управлений.

В результате решения (8) для параметров линеаризованной модели (2) – (6) получены стационарные законы управления. На первых секундах после старта для (2)

$$U = -(74.16 \quad 53.3 \quad 335 \quad 187.4 \quad -10) X; \quad (9)$$

для (3)

$$U = -(0.69 \quad 268.9 \quad 21.1 \quad 2.45 \quad 3.16) X. \quad (10)$$

После выключения двигателя для параметров (4)

$$U = -(0.53 \quad 213.6 \quad 15.5 \quad 2.45 \quad 1.11) X. \quad (11)$$

На горизонтальном участке полета для параметров (5)

$$U = -(0.12 \quad 440.2 \quad 236.4 \quad 181.1 \quad 0.52) X. \quad (12)$$

При снижении БПЛА для параметров (6)

$$U = -(0.074 \quad 623.9 \quad 75.1 \quad 33.89 \quad 2.23) X. \quad (13)$$

## Ветровое возмущение

Скорость ветра будем представлять в виде суммы средней горизонтальной составляющей с учетом вертикального сдвига, турбулентной составляющей и дискретных вертикальных порывов.

Среднюю горизонтальную составляющую скорости ветра на малых высотах [4]

$$W_H = W_6 \frac{\ln\left(\frac{H}{z_0}\right)}{\ln\left(\frac{6}{z_0}\right)} \quad (14)$$

будем рассчитывать для значения шероховатости  $z_0 = 0,6$  м. В (14)  $W_6$  – средняя скорость ветра на высоте 6 м;  $H$  – текущая высота полета БПЛА.

Скорость дискретных вертикальных порывов ветра на участке нарастания будем учитывать в виде косинуса [4]:

$$W_p = \frac{W_m}{2} \left(1 - \cos \frac{\pi x}{d}\right), \quad (15)$$

где  $W_m$  – максимальная скорость вертикального порыва;  $d$  – длина участка нарастания;  $x$  – путь, пройденный БПЛА внутри порыва.

Для каждой реализации полета зададим три порыва: по одному на участке набора высоты, на участке горизонтального полета и при снижении. Общую протяженность каждого порыва примем равной 1200 м, а максимальную скорость зададим равной 40 м/с для восходящих потоков и -25 м/с – для микровзрыва.

Турбулентная составляющая скорости ветра достаточно точно описывается в соответствии с моделью Драйдена [4]. При ее использовании для расчета параметров формирующих фильтров среднюю скорость ветра на высоте 6 м, как и для сдвига ветра в (13), примем равной 23,15 м/с.

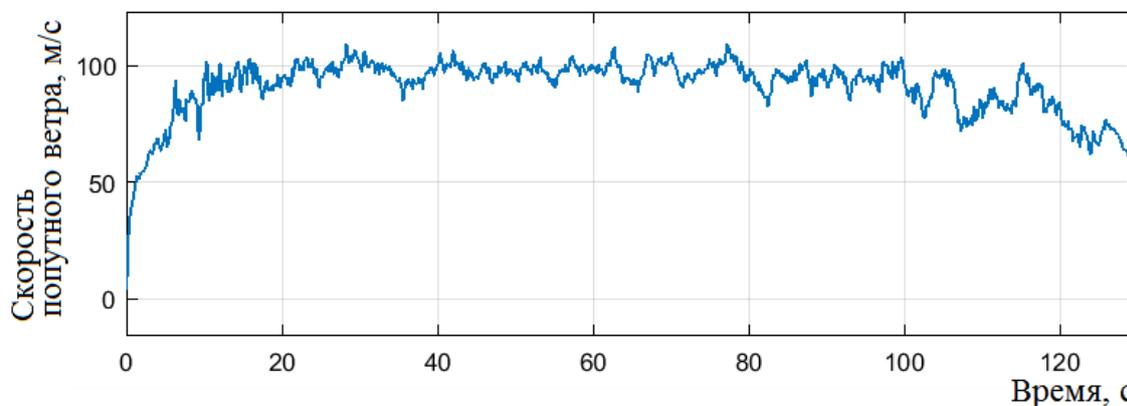


Рис. 2. Пример реализации скорости горизонтального попутного ветра

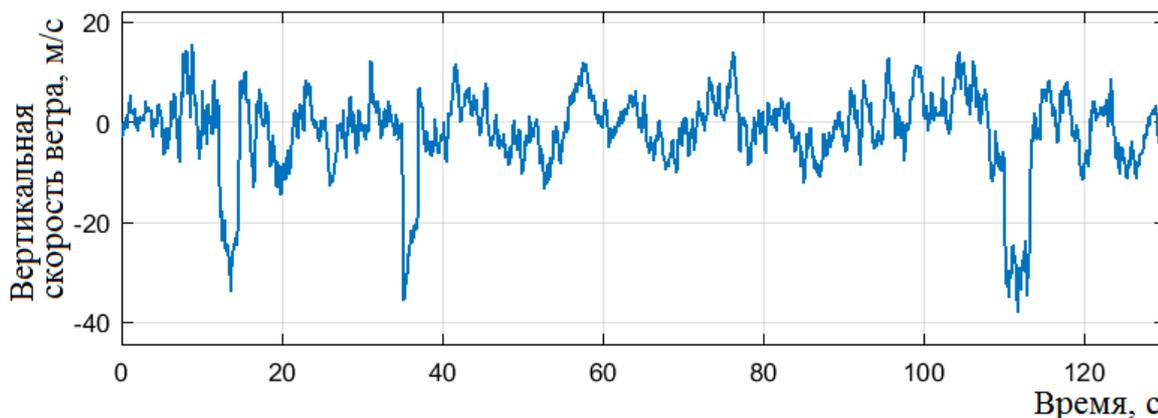


Рис. 3. Пример реализации скорости вертикального ветра с микро-взрывами

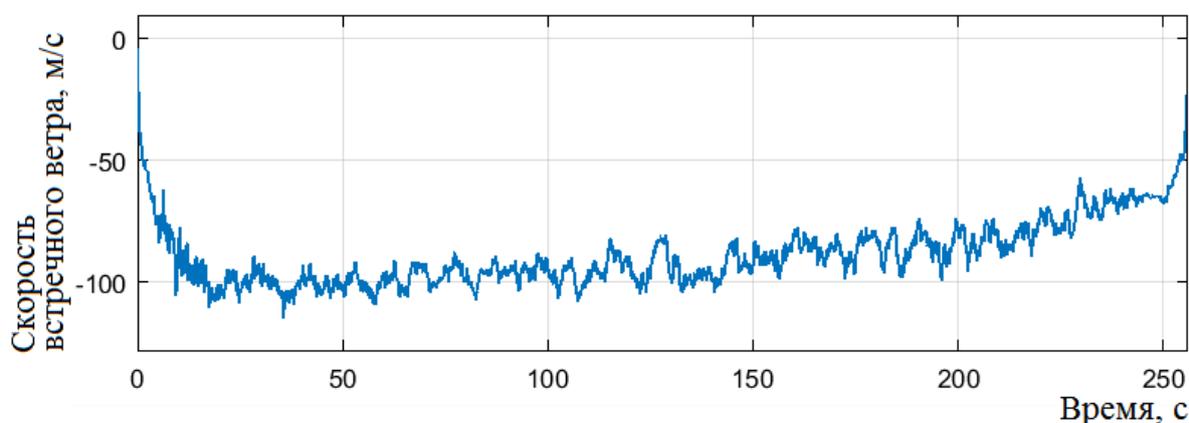


Рис. 4. Пример реализации скорости горизонтального встречного ветра

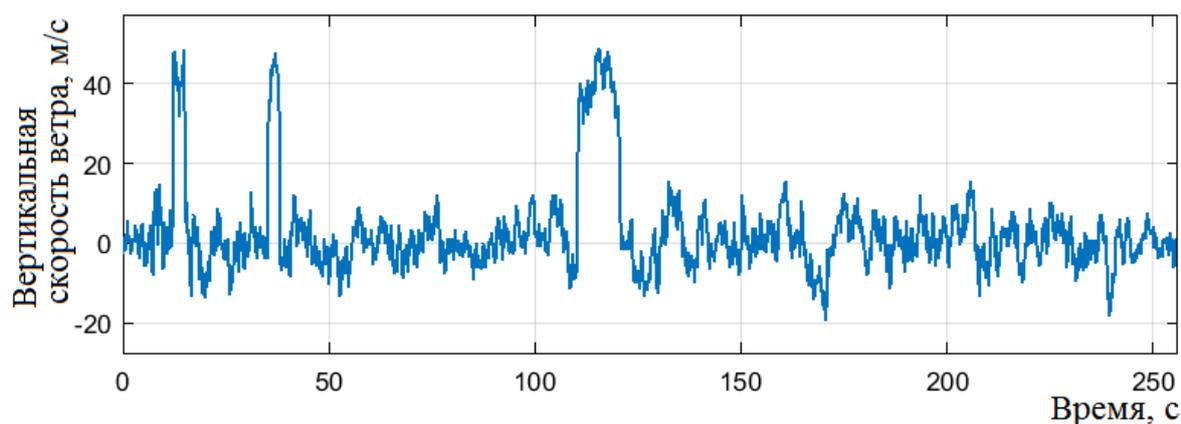


Рис. 5. Пример реализации скорости вертикального ветра с восходящими порывами

Таким образом, реализации ветровых возмущений (рис. 2 – рис. 5), используемые для имитационного моделирования полета БПЛА с синтезированными законами управления (9) – (13) соответствуют шторму, а по скорости вертикальных порывов (рис. 3, рис. 5) – урагану. Скорость гради-

ентного ветра на больших высотах при этом достигает 100 м/с (рис. 2, рис. 4).

### Результаты моделирования полета при действии ветра

Тем не менее система с законами управления (9) – (13) преодолевает такие возмущения, вызванные как встречным ветром (рис. 4), так и попутным (рис. 2), с различными вариантами реализаций его вертикальной скорости (рис. 3, рис. 5). При этом профиль полета визуально почти не отличается от невозмущенного (рис. 1). Однако время достижения цели, которая во всех запусках находилась на расстоянии 50 км от места старта, при действии попутного ветра в 2 раза меньше, чем при действии встречного. Максимальные отличия угла наклона траектории от номинального наблюдаются на первых секундах полета и при переходе к снижению (рис. 6, рис. 7).

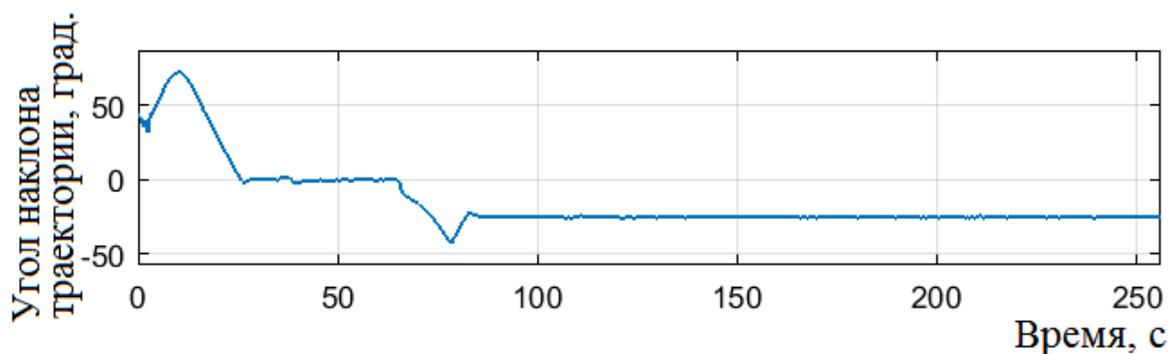


Рис. 6. Угол наклона траектории при действии встречного ветра

Управляющий орган, парируя ветровые возмущения, имеет запас хода (рис. 8). Его наибольшие отклонения связаны не с возмущениями, а с резкими изменениями направления движения в соответствие с номинальной траекторией.

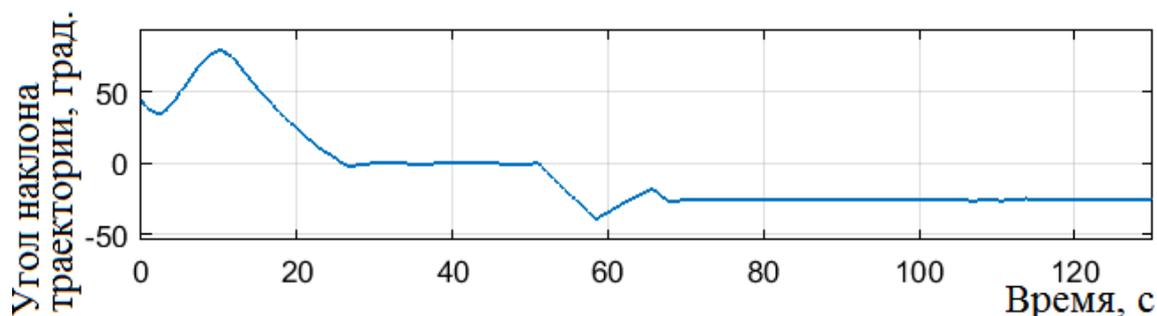


Рис. 7. Угол наклона траектории при действии попутного ветра

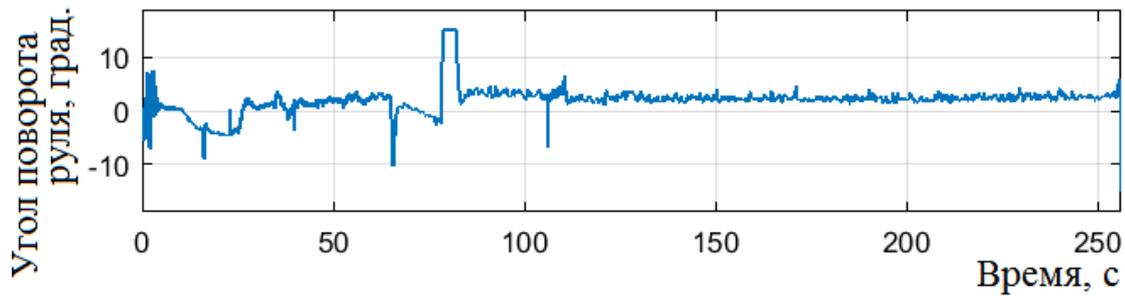


Рис. 8. Угол поворота руля при действии встречного ветра

Рассмотрим полученную точность управления полетом. Среднеквадратическое отклонение места приземления БПЛА от требуемого составило 0,65 м по тридцати реализациям. Однако если место приземления находится в центре действия вертикального порыва ветра с описанными выше параметрами, возникает смещение этой ошибки на 1,5 - 2 м.

Уменьшение ошибок стабилизации на траектории не является основной целью синтеза. Специальные меры для этого не применялись. Наибольший вклад в величину ошибки стабилизации высоты горизонтального полета вносят дискретные восходящие порывы (рис. 9). Её составляющая от действия постоянного горизонтального ветра и пространственной турбулентности (рис. 10) не превышала 30 м во всех реализациях.

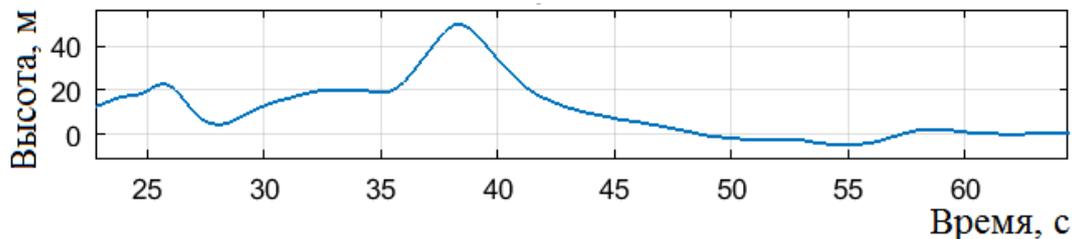


Рис. 9. Ошибка стабилизации высоты на горизонтальном участке траектории при действии встречного ветра (рис. 4, рис. 5)

Учитывая наличие запаса по отклонению органа управления (рис. 8), представляется возможным повышение точности стабилизации высоты на основе применения рассмотренного метода синтеза (7), (8).

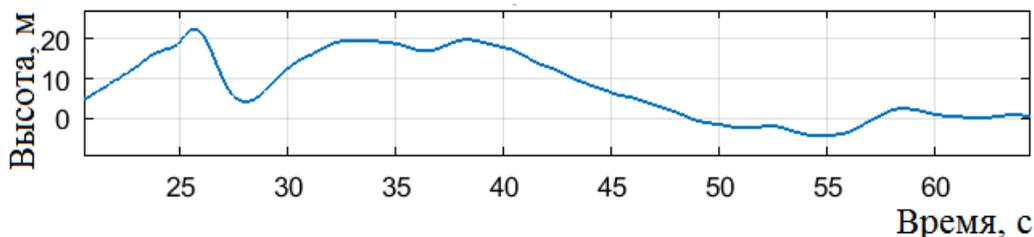


Рис. 10. Ошибка стабилизации высоты на горизонтальном участке траектории при действии встречного ветра без вертикального порыва

**Выводы**

Синтезированные пропорциональные законы управления обеспечивают устойчивое движение сверхзвукового БПЛА от момента старта до окончания полета при действии штормового ветра. При этом используются значения постоянных коэффициентов регулятора, полученные в пяти точках траектории. Три точки используются для этапа набора высоты и по одной – для горизонтального полета и для снижения.

Среднеквадратическое отклонение ошибки координаты места приземления, вызванной ветровым возмущением, составляет 0,65 м. Лишь в случае возникновения в месте приземления микровзрыва или восходящих порывов ветра ураганной силы эта ошибка смещается на 1,5 – 2 м. Таким образом, точность попадания БПЛА в основном определяется точностью навигационной системы.

Ошибка стабилизации высоты горизонтального полета от действия градиентного горизонтального ветра и турбулентности во всех реализациях находится в пределах 20 – 30 м. Еще столько же в ее величину добавляет влияние рассмотренных восходящих порывов. Однако при необходимости точность стабилизации высоты может быть повышена без изменения структуры регулятора.

**Список использованной литературы**

1. *Burnashev, V. and Zbrutsky, A. (2019), "Control Loops Synthesis Of A Supersonic Unmanned Aerial Vehicle", 2019 IEEE 5th International Conference "Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Developments" (APUAVD), Kiev, Ukraine, October 22-24, 2019, p.p. 102–105. doi: 10.1109/APUAVD47061.2019.8943872*
2. *Лебедев, А. А., Чернобровкин, Л. С. (1973), Динамика полета беспилотных летательных аппаратов: учебное пособие для вузов.– М.: Машиностроение.*
3. *Пупков, К. А., Егупов, Н. Д. (2004), Методы классической и современной теории автоматического управления. Теория оптимизации автоматического управления, М.: Издательство МГТУ им. Н. Э. Баумана, том 4.*
4. *Малкин, В. А., Рожков, И. В., Санько, А. А. (2019) "Влияние ветровых возмущений и нелинейностей сервопривода на контур стабилизации высоты полета беспилотного летательного аппарата", Системный анализ и прикладная информатика, № 2, С. 23 – 29.*