

## Методика корректировки траектории беспилотного летательного аппарата мультикоптерного типа

*В.А. Костюков, В.Г. Гисцов, И.Д. Евдокимов*

*Южный федеральный университет, Ростов-на-Дону*

**Аннотация:** В настоящей статье рассматривается новый метод корректировки путевой скорости беспилотного летательного аппарата мультикоптерного типа и исходной, ранее спланированной траектории его движения, - с учетом ветровых горизонтальных стационарных потоков. Применение данной методики для локального перепланирования обрабатываемых траекторий позволяет снизить вероятность потери устойчивости и управляемости такого аппарата, а также уменьшить энергетические затраты при движении в условиях значительных ветров при допустимом отклонении от исходной траектории.

Разработанный алгоритм является базой для синтеза более точных алгоритмов локальной корректировки первоначальной траектории движения в условиях сложного поля ветровых скоростей.

Работоспособность алгоритма подтверждается физической корректностью результатов моделирования.

**Ключевые слова:** беспилотный летательный аппарат, ветровая нагрузка, устойчивость и управляемость аппарата, локальная корректировка спланированной траектории, снижение энергетических затрат.

### Постановка задачи

Обычно для противодействия ветровым потокам система управления беспилотного летательного аппарата (БПЛА) ориентируется на метки, координаты которых в земной системе координат получают от системы навигации. При этом, как правило, применяются пропорционально-интегрально-дифференцирующие регуляторы (ПИД-регуляторы) [1], позволяющие решать при известных ограничениях позиционно-траекторные задачи управления. Если на борту отсутствует какая-либо система оценивания ветра, а также планировщик при построении локальных траекторий движения не учитывает возможную ветровую нагрузку, тогда при достаточно больших скоростях ветра могут возникнуть излишние инерционности срабатывания таких регуляторов и органов управления полетом, и даже недостаточность энергетических возможностей аппарата по парированию ветровых возмущений. Эти негативные явления могут

---

перерасти в полную потерю устойчивости аппаратом. Для решения данной проблемы систему управления полетом БПЛА целесообразно снабдить модулем оперативных оценивания ветровой нагрузки и корректировки ранее спланированной траектории для того, чтобы минимизировать, насколько это возможно, как энергетические затраты по преодолению ветра, так и отклонения от целевой траектории.

Известны методы учета в регуляторе автопилота БПЛА влияния ветра с учетом регулярной и турбулентной составляющих на основе ветрового спектра турбулентности фон Кармана [2, 3]. Однако при этом ветровое воздействие, даже при условии адекватности его оценивания, не учитывается на этапе локального планирования траекторий движения. Поэтому заранее спланированная траектория на том ее участке, где есть значительные ветровые возмущения, может быть принципиально нереализуемой из-за технических ограничений органов управления аппарата даже при условии достаточного быстродействия алгоритмов управления регулятора.

Более перспективным, на наш взгляд, является использование позиционно-траекторного управления на базе нелинейной многосвязной модели твердого тела [4], где целевые притягивающие многообразия, задающие ограничения на реализуемые траектории в фазовом пространстве [5, 6], адаптивно корректируются в соответствии с адекватно оцениваемой на борту меняющейся ветровой обстановкой.

В настоящей статье рассматривается приближенный учет измеряемых на борту ветровых возмущений для корректировки ранее спланированной траектории движения аппарата в горизонтальной плоскости. Используемое здесь приближение дает хорошую базу для построения более адекватных многомерных моделей локальной корректировки траектории с учетом сложной ветровой нагрузки, демонстрируя эффективность разработанного метода в важном частном случае установившегося поля горизонтальных

---

ветровых потоков.

### Определение ограничения по относительной воздушной скорости движения для БПЛА

При движении БЛА мультикоптерного типа вырабатывает силу тяги, перпендикулярно аэродинамической плоскости вращения всех винтов, равную [7]:

$$F_T = 0.5 C_T \pi \rho R^4 \sum_{i=1}^n \omega_i^2 \quad \#(1)$$

где  $R$  – радиус каждого винта;  $\omega_i$  – угловая скорость вращения  $i$ -го винта;  $\rho$  – плотность воздуха;  $n$  – число винтов;  $C_T$  – безразмерный коэффициент тяги каждого винта.

В случае движения аппарата в уставившемся режиме с постоянной путевой скоростью и на фиксированной высоте вертикальная составляющая  $F_{T,\perp}$  силы  $F_T$  идет на противодействие силе тяжести  $G = mg$ :

$$F_{T,\perp} = F_T \cos \vartheta = G = mg \quad \#(2)$$

где  $\vartheta$  - угол тангажа аппарата (см. рис. 1 а). Горизонтальная составляющая  $F_{T,\parallel}$  почти вся используется для совершения работы против сил лобового аэродинамического сопротивления  $F_{A,\parallel}$ , порождаемых набегающим потоком воздуха в локальной системе координат [8]:

$$F_{T,\parallel} = F_T \sin \vartheta = -F_{A,\parallel} = 0.5 c_x \rho V_r^2 S_0 \quad \#(3)$$

где  $V_r = |\bar{V} - \bar{V}_w|$  – скорость движения аппарата относительно встречного потока воздуха;  $\bar{V}, \bar{V}_w$  – вектора абсолютных скоростей аппарата и ветра в базовой, земной системе координат;  $S_0$  – характерная площадь аппарата;  $c_x$  – безразмерный коэффициент лобового сопротивления в скоростной системе координат аппарата, который далее в рассматриваемом диапазоне изменения

углов  $\vartheta$  будем полагать в первом приближении постоянным. Здесь для простоты, будем пренебрегать мощностями, затрачиваемыми на преодоление сопротивления по оси OZ скоростной системы координат, а также на парирование кратковременных, импульсных ветровых возмущений по всем осям. Однако, будем учитывать вектор установившегося ветра  $\bar{V}_w$  на различных локальных участках движения аппарата, считая на каждом из них векторы скоростей ветра параллельными горизонту.

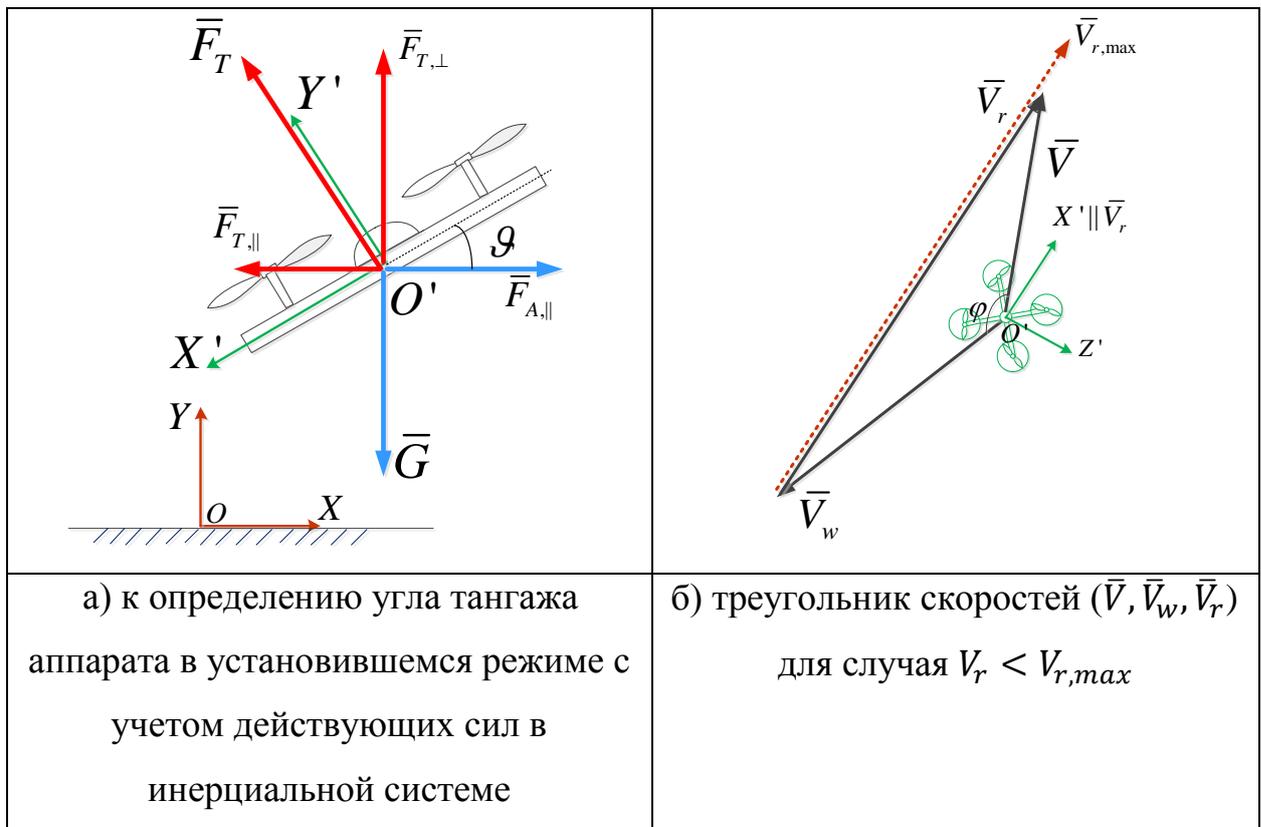


Рис. 1. – К определению рассматриваемых динамических и кинематических величин

Уравнения (2) и (3) позволяют получить угол тангажа  $\vartheta_0$ , необходимый для обеспечения заданных силы тяжести и силы лобового сопротивления:

$$\vartheta = \vartheta_0 = \text{atan} \frac{0.5c_x \rho V_r^2 S_0}{mg} \quad \#(4)$$

Из выражения (22) следует, что при выполнении неравенства:

$$F_{T,max} < \frac{mg}{\cos(\vartheta_0)} \#(5)$$

где  $F_{T,max}$  есть максимально допустимая сила тяги, развиваемая винтами аппарата, нормальный полет при заданном противодействии встречного потока воздуха становится невозможным без снижения высоты. В этом случае необходимо, очевидно, снизить угол тангажа до значения  $\vartheta'_0$ , являющегося его ограничением сверху  $\vartheta < \vartheta'_0$ :

$$\vartheta'_0 = \arccos\left(\frac{mg}{F_{T,max}}\right) \#(6)$$

Условие  $\vartheta = \vartheta'_0$  обеспечивает максимальную пропульсивную силу  $F_{T,\parallel} = F_T \sin \vartheta'_0$  при данном модуле  $F_T \leq F_{T,max}$  силы тяги. При этом максимально возможная относительная скорость ветра  $V_{r,max}$ , допустимая для данного аппарата, находится также по (3) при условиях  $\vartheta = \vartheta'_0$ ,  $F_T = F_{T,max}$ :

$$V_{r,max} = \sqrt{\frac{2F_{T,max} \sin \vartheta'_0}{\rho c_x S_0}} = \sqrt{\frac{2\sqrt{F_{T,max}^2 - (mg)^2}}{\rho c_x S_0}} \#(7)$$

### Метод корректировки траектории движения аппарата с учетом горизонтальных ветровых потоков

Если в данный момент времени, когда каким-либо образом на борту измеряется или оценивается модуль относительной скорости  $V_r$ , фиксируется выполнение неравенства  $V_r < V_{r,max}$ , то будем считать, что корректировка путевой скорости не требуется (см. рис. 1 б). Для движения аппарата с заданной путевой скоростью  $\bar{V}$  в условиях ветровой нагрузки  $\bar{V}_w$  проекция оси О'Х' связанной с аппаратом системы координат на плоскость горизонта (координатную плоскость ОХZ базовой системы) должна быть параллельна вектору относительной скорости  $\bar{V}_r$ , для того чтобы горизонтальная

проекция силы тяги могла скомпенсировать соответствующую горизонтальную составляющую аэродинамической силы.

Если же ветер достаточно мощный и относительная скорость  $V_r$  начинает превышать  $V_{r,max}$ , то возникает необходимость корректировки относительной скорости  $\bar{V}_r \rightarrow \bar{V}_r^*$  таким образом, чтобы аппарат не перешел в состояние неконтролируемого движения под действием ветрового потока и не отклонился значительно от своей спланированной траектории. Нашей ближайшей задачей является рассмотрение возможностей такой корректировки, обеспечивающей, с одной стороны, минимальное отклонение от исходной траектории - в некотором смысле, но, с другой стороны также и безопасное движение аппарата в условиях установившейся ветровой нагрузки.

При условии превышения предельного значения относительной скорости  $V_r > V_{r,max}$  и принадлежности  $\varphi$  наиболее опасному для полета диапазону  $\varphi > \pi/2$ , возможен один из следующих двух вариантов. Первый соответствует выполнению неравенств  $V_w \leq V_{r,max} \leq V_r$ , второй – неравенству  $V_{r,max} < V_w$ .

На основании треугольника скоростей  $\bar{V}, \bar{V}_w, \bar{V}_r$  (см. рис. 1 б) можно получить соответствующее равенство, связывающее модули этих скоростей  $V, V_w, V_r$ :

$$V = V_w \cos \varphi + \sqrt{V_r^2 - V_w^2 \sin^2 \varphi} \quad (8)$$

В первом случае ( $V_w \leq V_{r,max} \leq V_r$ ) легко видеть, что для продолжения движения без неконтролируемого, или слабо контролируемого сноса аппарата по направлению ветра возможны два вида корректировок. Во-первых, можно уменьшить модуль вектора абсолютной скорости  $V \rightarrow V^*$  с сохранением направления движения в базовой системе координат вдоль вектора  $\bar{l} = \bar{V}/V$ , т.е.  $\bar{V}^* = V^* \bar{l}$  (см. рис. 2 а). В этом варианте новая,

скорректированная скорость найдется по (7) при условии  $V_r = V_{r,max}$ :

$$V^* = V_w \cos \varphi + \sqrt{V_{r,max}^2 - V_w^2 \sin^2 \varphi} \quad \#(9)$$

Здесь неотрицательность подкоренного выражения следует из условия рассматриваемого первого случая.

Во-вторых, можно изменить направление вектора абсолютной скорости без изменения его модуля  $|\bar{V}^*| = V$  (рис. 2. б). Для этого из треугольника скоростей находим соответствующий новый угол между неизменным вектором  $\bar{V}_w$  и некоторым новым вектором  $\bar{V}^*$ :

$$\varphi^* = \arccos \left[ \frac{(V^2 + V_w^2 - V_{r,max}^2)}{2V V_w} \right] \quad \#(10)$$

Тогда новый вектор скорости  $\bar{V}'$  найдется путем поворота прежнего вектора  $\bar{V}$  на угол  $\Delta\varphi$ , определяющийся углами  $\varphi$ ,  $\varphi^*$ , а также ориентацией векторов  $\bar{V}$  и  $\bar{V}_w$  на горизонтальной плоскости:

$$\bar{V}^* = \begin{bmatrix} \cos(\Delta\varphi) & -\sin(\Delta\varphi) \\ \sin(\Delta\varphi) & \cos(\Delta\varphi) \end{bmatrix} \bar{V} \quad \#(11)$$

где

$$\Delta\varphi = (\varphi - \varphi^*) \operatorname{sign}\{[\bar{V} \times \bar{V}_w]_y\} \quad \#(12)$$

В последнем выражении  $[\bar{V} \times \bar{V}_w]_y$  есть у-проекция векторного произведения  $\bar{V}$  и  $\bar{V}_w$ , взятая в базовой системе координат (напомним, в выбранной базовой системе ось ОУ перпендикулярна горизонту).

Во втором случае, когда  $V_{r,max} \leq V_w$  подкоренное выражение в (9) становится меньшим, чем  $V_w^2 - V_w^2 \sin^2 \varphi$ , что влечет недопустимую отрицательность  $V^*$ , а в (10) угол  $\varphi^*$  при той же скорости  $V$  становится комплексным. Поэтому здесь необходимы изменения как модуля, так и направления вектора скорости. Из рис. 2 в следует, что минимально возможный поворот вектора путевой скорости в новое, скорректированное

положение соответствует равенству нулю подкоренного выражения в (9), что влечет следующее равенство для нового угла  $\varphi^*$  между векторами  $\bar{V}^*$  и  $\bar{V}_w$ :

$$\varphi^* = \arcsin\left(\frac{V_{r,max}}{V_w}\right) \quad \#(13)$$

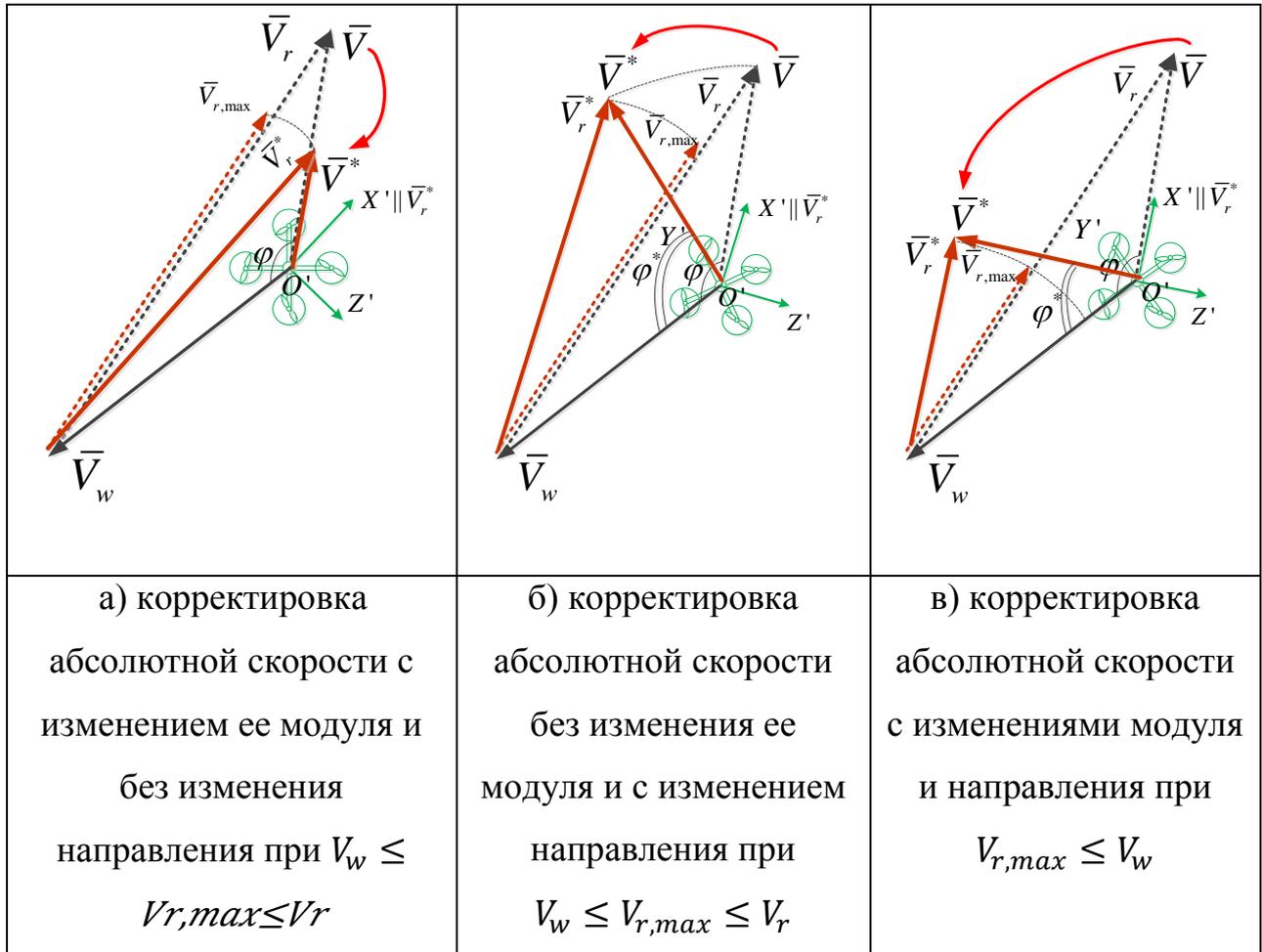


Рис. 2. – Возможные корректировки путевой скорости в базовой системе координат для предотвращения сноса аппарата под действием ветрового потока

Из (9) при условии (13) следует выражение для модуля скорректированной скорости:

$$V^* = V_w \cos \varphi^* \quad \#(14)$$

Поэтому эта скорость задается равенством:

$$\bar{V}^* = V_w \cos \varphi^* \begin{bmatrix} \cos(\Delta\varphi) & -\sin(\Delta\varphi) \\ \sin(\Delta\varphi) & \cos(\Delta\varphi) \end{bmatrix} \bar{l} \quad \#(15)$$

Можно аналогичным образом показать, что при  $\varphi < \pi/2$  возникают следующие два характерных случая: а)  $V_r \leq V_{r,max} \leq V_w$ ; б)  $V_{r,max} < V_r$ , причем для них формулы корректировок путевой скорости аппарата совпадают с соответствующими формулами для двух ранее рассмотренных случаев при  $\varphi > \pi/2$ . Причем здесь для квадратного уравнения относительно  $V$ , получаемого из треугольника скоростей, мы брали наибольшее его решение.

После нахождения скорректированной путевой скорости  $\bar{V}^*$  вектор относительной скорости находится автоматически:

$$\bar{V}_r^* = \bar{V}^* - \bar{V}_w \quad (16)$$

Важным является то, что аппарат должен ориентировать горизонтальную проекцию оси  $O'X'$  по направлению вектора  $\bar{V}_r^*$ , как указано выше и продемонстрировано на рис. 1 б, 2 а, б, в.

Разработанная методика корректировки относительной скорости обеспечивает минимальность отклонения вектора путевой скорости от целевого, заданного ранее спланированной траекторией, в следующем смысле. Если при  $\varphi > \pi/2$  выполнено  $V_w \leq V_{r,max} \leq V_r$  или при  $\varphi < \pi/2$  выполнено  $V_r \leq V_{r,max} \leq V_w$ , тогда можно при сохранении модуля путевой скорости минимально допустимым образом изменить ее направление, либо при сохранении направления минимально допустимым образом изменить ее модуль. Если при  $\varphi > \pi/2$  выполнено  $V_{r,max} \leq V_w$  или при  $\varphi < \pi/2$  выполнено  $V_{r,max} \leq V_r$ , тогда производится минимальная по углу корректировка, приводящая к одновременному зависимому изменению и модуля путевой скорости.

### **Расчет затрат энергии при прохождении скорректированной траектории**

Рассмотрим энергетические затраты аппарата на движение вдоль скорректированной траектории. Сила тяги аппарата, необходимая для

компенсации силы тяжести и силы аэродинамического лобового сопротивления с вектором скорректированной относительной скорости  $\bar{V}_r^*$  находится по (2) и (3) при  $V_r = |\bar{V}_r^*|$ .

С другой стороны, сила тяги винтов и соответствующая полная мощность винтов могут быть в первом приближении рассчитаны по формулам [6]:

$$P = 0.5m_k \pi \rho R^5 \sum_{i=1}^n \omega_i^3, \#(17)$$

где  $m_k$  – безразмерный коэффициент мощности каждого винта. Тогда, комбинируя (17) с (1) в предположении, что в крейсерском режиме все винты имеют одинаковую угловую скорость  $\omega$ , найдем:

$$\omega = \frac{1}{R^2} \sqrt{\frac{2F_T^*}{\pi C_T \rho n}} \#(18)$$

$$P^* = \frac{m_k F_T}{C_T R} \sqrt{\frac{2F_T^*}{\pi C_T \rho n}} = \xi_T \frac{1}{R \sqrt{\rho n}} F_T^{\frac{3}{2}} \#(19)$$

где  $F_T^* = \sqrt{(mg)^2 + (0.5c_x \rho |\bar{V}_r^*|^2 S_0)^2}$ ; безразмерный коэффициент  $\xi_T$  определяется выражением:

$$\xi_T = \left(\frac{m_k}{C_T}\right) \sqrt{\frac{2}{\pi C_T}} \#(20)$$

Если аппарат движется по скорректированной траектории и в дискретные моменты времени  $t_i$ ,  $i=1,2,\dots,N$ ,  $t_1 = 0, t_N \equiv T$ , датчиками оценивается скорость ветра  $\bar{V}_w$ , по ранее рассмотренной методике регулятором вырабатывается и системой управления далее поддерживается скорректированная относительная скорость  $\bar{V}_r^*(t_i)$ , тогда полная

затрачиваемая энергия на прохождение соответствующего участка скорректированной траектории в первом приближении установившегося движения может быть оценена следующим образом:

$$E^*(T) \approx \xi_T \frac{1}{R\sqrt{\rho n}} \sum_{i=1}^{N-1} [(mg)^2 + 0.5c_x |\bar{V}_r^*(t_i)|^2 S_0]^{\frac{3}{4}} (t_{i+1} - t_i) \quad (21)$$

### Результаты моделирования

На рис. 3 а приведены результаты моделирования корректировки первоначальной спланированной траектории перемещений при прохождении последней через две круговые области ветровых потоков.

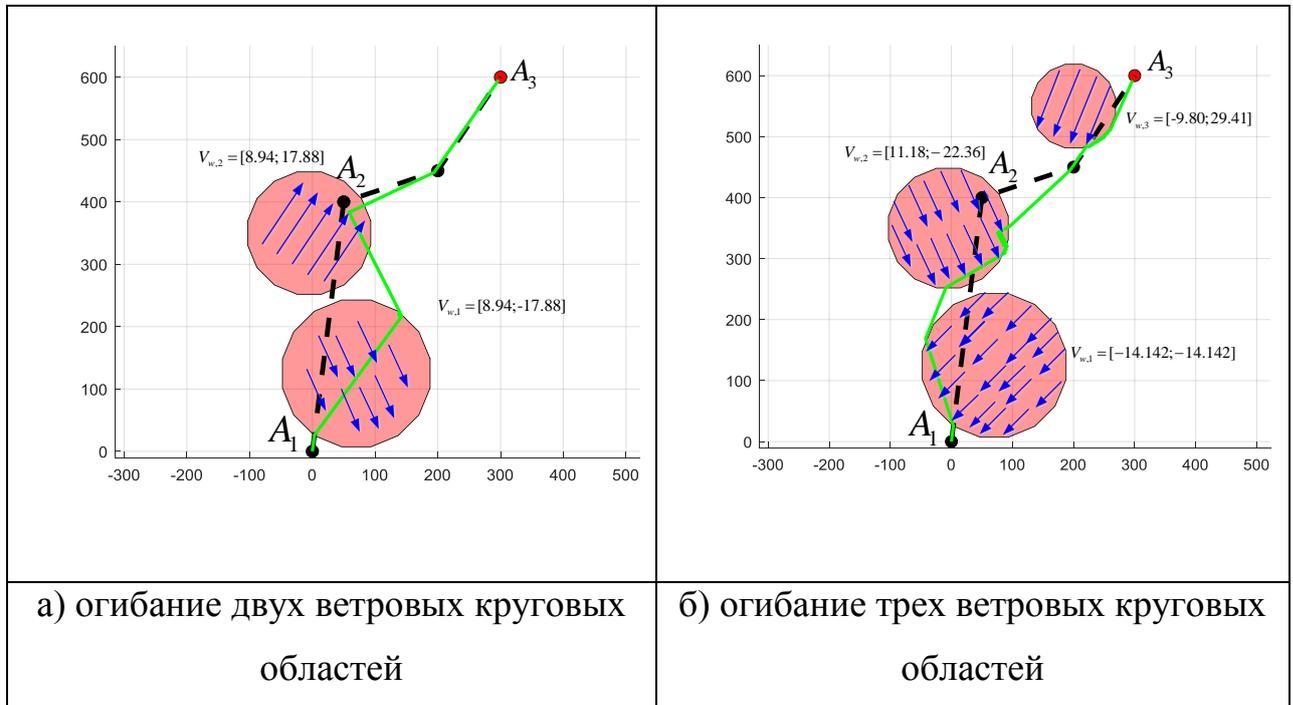


Рис. 3. – Моделирование перепланирования исходной траектории с учетом детектированных ветровых областей

Исходные данные для моделирования:  $\rho = 1.225 \text{ кг/м}^3$ ; характеристическая площадь аппарата  $S_0 = 0.06 \text{ м}^2$ ; масса аппарата  $m = 2.8 \text{ кг}$ ; среднее значения коэффициента лобового сопротивления в рабочем диапазоне углов тангажа  $c_x = 0.1$ ; крейсерская скорость  $V = 20 \text{ м/с}$ , радиус одного винта  $R = 0,09 \text{ м}$ , число винтов  $n = 6$ .

Центр и радиус 1-й области ветра есть  $C1 = [70; 125]$  м,  $R1 = 120$  м; центр и радиус 2-й области –  $C2 = [-5; 350]$  м,  $R2 = 100$  м; однородные поля скоростей ветра порождены соответствующими векторами  $V_{w,1} = [8.94; -17.88]$  м/с и  $V_{w,2} = [8.94; 17.88]$  м/с.

Пунктирной кривой показана исходная кусочно-линейная кривая, а сплошной линией – скорректированная.

На каждом временном шаге вектор исходной скорости имел один и тот же модуль  $V = 20$  м/с, а направление его совпадало с направлением из текущей точки расположения аппарата на ближайший узел исходной кусочно-ломаной траектории.

Исходная кривая соответствует предварительно спланированной траектории движения аппарата без учета ветра. Видно, что наличие ветрового потока приводит к отклонению участка кривой в сторону локального вектора скорости ветра. Значение удельной энергетической характеристики  $\tilde{E}^*(T) \equiv E^*(T)/\xi_T$  для исходной кривой в условиях отсутствия ветровой нагрузки равно  $\tilde{E}_0^*(T) = 5.58 \cdot 10^3$  Дж, а скорректированной кривой с учетом ветровой нагрузки ожидаемо больше:  $\tilde{E}^*(T) = 3.11 \cdot 10^4$  Дж.

На рис. 3 б приведены аналогичные результаты корректировки первоначальной спланированной траектории при прохождении последней через три круговые области ветровых потоков с параметрами:  $C1 = [70; 125]$  м,  $R1 = 120$  м,  $V_{w,1} = [-14.142; -14.142]$  м/с;  $C2 = [-5; 350]$  м,  $R2 = 100$  м,  $V_{w,2} = [11.180; -22.362]$  м/с;  $C3 = [200; 550]$  м,  $R3 = 70$  м,  $V_{w,3} = [-9.803; -29.409]$  м/с. Значение удельной энергетической характеристики здесь ожидаемо больше, чем для предыдущего случая –  $\tilde{E}^*(T) = 10.2 \cdot 10^3$  Дж. Во-первых, в силу введения дополнительной, третьей области ветра с вектором, образующим тупой угол с соответствующей

путевой скоростью на участке траектории, проходящей через указанную область, во-вторых – во второй области вектор скорости ветра изменился и стал образовывать тупые углы с векторами путевой скорости в этой области, по сравнению с предыдущим случаем.

Заметим, что общей тенденцией является ожидаемый из физических соображений поворот исходного вектора скорости в сторону вектора потока ветра, а также увеличение энергетических затрат на преодоление ветровых областей примерно на порядок по сравнению с затратами на прохождение исходной кусочно-ломаной траектории без ветровых возмущений. Это обусловлено достаточными протяженностью и значениями модулей скоростей для каждой из пересекаемых исходной и скорректированной траекториями областей ветра.

Внедрение данного модуля в планировщик перемещений позволит регулятору полета более гибко подстраиваться под переменную ветровую нагрузку без потери управляемости аппарата. В качестве возможного регулятора, который легко позволяет внедрение такого модуля можно предложить позиционно-траекторный регулятор на основе полной нелинейной многосвязной модели винтовых аппаратов и построением притягивающих целевых многообразий [9, 10].

### **Заключение**

С целью повышения энергоэффективности движения БпЛА группы рассмотрена и решена в первом приближении задача корректировки первоначально спланированной траектории с учетом текущего воздействия ветрового потока. В результате уменьшаются затраты энергии на преодоление участка пути с ветровыми нагрузками по сравнению со случаем первоначальной траектории, которая была спланирована без учета таких нагрузок.

Суть предлагаемого метода корректировки траектории заключается в оценивании текущего вектора относительной скорости ветрового потока на борту БПЛА с последующей корректировкой направления и модуля вектора путевой скорости аппарата таким образом, чтобы движение в условиях ветрового воздействия осталось управляемым с минимальными отклонениями от исходных параметров проходимого участка исходной траектории. При этом каждый раз производится сравнение текущего вектора относительной скорости ветра с предельно допустимым, определяющимся тактико-техническими характеристиками аппарата. Такая корректировка была конкретизирована для случая БПЛА мультикоптерного типа на основании соответствующей его математической модели в приближении твердого тела и импульсной теории несущего винта. Результаты моделирования показывают физическую адекватность предложенного алгоритма корректировки путевой скорости. Следует иметь в виду, что неучет ветровой нагрузки уже на этапе планирования траекторий может значительно увеличить вероятность потери управления аппаратом и последующего выхода его из строя. Причем это может иметь место даже при реализации высокоэффективных регуляторов и автопилотов.

### **Благодарности**

*Работа выполнена при поддержке Российского научного фонда (РНФ), грант «Исследование путей и методов оптимизации систем управления неоднородных робототехнических комплексов по критерию энергоэффективности», № 22-29-00370.*

### **Литература**

1. Куликов Л.И. Синтез автоматического управления посадкой БЛА в боковом канале с применением метода прогнозирования положения

---

относительно программной траектории // Известия ТулГУ. Технические науки. 2018. Вып. 3, стр. 12-25.

2. Byard R. W., McLain T. W. Small unmanned aerial vehicles: theory and practice. – Moscow: Technosphaera, 2015. 312 p.

3. Малкин В. А., Рожков И. В., Санько А. А.. Влияние ветровых возмущений и нелинейностей сервопривода на контур стабилизации высоты полета беспилотного летательного аппарата // Системный анализ и прикладная информатика, вып. 2, 2019, стр. 23 – 30.

4. Пшихопов В.Х. Позиционно–траекторное управление подвижными объектами. – Таганрог: Изд-во: ТТИ ЮФУ, 2009. 183 с.

5. Красовский А.А. (ред.). Справочник по теории автоматического управления. М.: Наука, Гл. ред. Физико-математической лит-ры, 1987. 712 с.

6. Фу К., Гонсалес Р., Ли К. Робототехника. М.: Мир, 1989. 624 с.

7. Юрьев Б.Н. Аэродинамический расчет вертолетов. М.: Госиздательство оборонной промышленности, 1956. 560 с.

8. Бюшгенс Г.С., Студнев Р.В. Динамика самолета. Пространственное движение. М.: Машиностроение, 1983. 320 с.

9. Пшихопов В.Х., Кульченко А.Е., Чуфистов В.М. Моделирование полета одновинтового вертолета под управлением позиционно-траекторного регулятора // Инженерный вестник Дона, 2013, №2. URL: [ivdon.ru/magazine/archive/n2y2013/1650](http://ivdon.ru/magazine/archive/n2y2013/1650).

10. Кульченко А.Е. Структурно-алгоритмическая организация автопилота работа вертолета // Инженерный вестник Дона, 2011, №1. URL: [ivdon.ru/magazine/archive/n1y2011/330](http://ivdon.ru/magazine/archive/n1y2011/330).

### References

1. Kulikov L.I. Izvestiya TulGU. Texnicheskie nauki. 2018. Vy`p. 3, pp. 12-25.



2. Byard R. W., McLain T. W. Small unmanned aerial vehicles: theory and practice. Moscow: Technosphaera, 2015. 312 p.
3. Malkin V. A., Rozhkov I. V., San`ko A. A. Sistemny`j analiz i prikladnaya informatika, vy`p. 2, 2019, pp. 23 – 30.
4. Pshixopov V.X. Pozicionno–traektornoe upravlenie podvizhny`mi ob`ektami [Positional trajectory control of moving objects]. Taganrog: Izd-vo: TTI YuFU, 2009. 183 p.
5. Krasovskij A.A. (red.). Spravochnik po teorii avtomaticheskogo upravleniya [Handbook of the theory of automatic control]. M.: Nauka, Gl. red. Fiziko-matematicheskoy lit-ry`, 1987. 712 p.
6. Fu K., Gonsales R., Li K. Robototexnika [Robotics]. M.: Mir, 1989. 624 p.
7. Yur`ev B.N. Ae`rodynamiceskij raschet vertoletov [Aerodynamic calculation of helicopters]. M: Gosizdatel`stvo oboronnoj promy`shlennosti, 1956. 560 p.
8. Byushgens G.S., Studnev R.V. Dinamika samoleta. Prostranstvennoe dvizhenie [Dynamics of the aircraft. Spatial movement]. M.: Mashinostroenie, 1983. 320 p.
9. Pshixopov V.X., Kul`chenko A.E., Chufistov V.M. Inzhenernyj vestnik Dona, 2013, №2. URL: [ivdon.ru/magazine/archive/n2y2013/1650](http://ivdon.ru/magazine/archive/n2y2013/1650).
10. Kul`chenko A.E. Inzhenernyj vestnik Dona, 2011, №1. URL: [ivdon.ru/magazine/archive/n1y2011/330](http://ivdon.ru/magazine/archive/n1y2011/330).