

Р. Мансур, А.Г. Гасилин

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ВЗАИМНОГО РАСПОЛОЖЕНИЯ
НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ НА ТОЧНОСТЬ ОПРЕДЕЛЕНИЯ
МЕСТОПОЛОЖЕНИЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Аннотация. Приведен анализ расчета геометрического фактора, влияние которого позволяет определить геометрию рабочего созвездия навигационных космических аппаратов при решении задач определения местоположения беспилотного летательного аппарата. Необходимость повышения точности навигации неизбежно ведет к наращиванию орбитальной группировки спутниковых навигационных систем, например ГЛОНАСС. Показано, что геометрический фактор имеет значительное влияние на стандартное отклонение навигационной ошибки, и с увеличением его значения ошибка увеличивается. В статье затрагивается тема оптимальных значений факторов DOPs. Представлен метод определения лучшего значения геометрического фактора. Предложенный метод может быть использован в комплексах управления беспилотным летательным аппаратом.

Ключевые слова: геометрический фактор, навигационный космический аппарат, рабочее созвездие, точность местоопределения, беспилотный летательный аппарат (БПЛА).

R. Mansour, A.G. Gasilin

EVALUATION OF THE INFLUENCE OF THE RELATIVE POSITION
OF THE NAVIGATION SYSTEM ON THE ACCURACY OF DETERMINING
THE LOCATION OF AN UNMANNED AERIAL VEHICLE

Abstract. The sequence of formation of formulas of the geometric factor, the influence of which determines the geometry of the working constellation of navigation spacecraft in solving problems of determining the location of an unmanned aerial vehicle, is carried out. The need to solve the problem of increasing the accuracy of navigation inevitably leads to an increase in the GLONASS orbital constellation. It is shown that the geometric factor has a significant effect on the standard deviation of the navigation error, and with an increase in its value, the error increases. A method for determining the best value of the geometric factor is presented. The proposed method can be used in the control complex of an unmanned aerial vehicle.

Keywords: geometric factor, navigation spacecraft, working constellation, location accuracy, unmanned aerial vehicle (UAV).

Введение

На точность определения пространственно-временных координат (далее – ПВК) беспилотного летательного аппарата (далее – БПЛА) оказывает влияние взаимное расположение спутниковой радионавигационной системы (далее – СРНС) и потребителя навигационной информации. Следовательно, возникает задача выбора рабочего созвездия СРНС, при котором будет обеспечиваться заданная точность измерений. Понятие «коэффициент геометрии» – мера уменьшения точности навигационных определений из-за особенностей взаимного расположения навигационной системы и потребителя. Геометрическое расположение спутников в пространстве определяется параметром Dilution of Precision (DOP); чем меньше этот параметр, тем точнее определяются координаты аппарата [1].

Раши Мансур

адъюнкт кафедры организации связи (и технической эксплуатации средств связи), Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», город Воронеж. Сфера научных интересов: навигация беспилотных летательных аппаратов. Автор более 10 опубликованных научных работ.
Электронный адрес: ramiman79@gmail.com

Гасилин Андрей Геннадьевич

кандидат технических наук, доцент, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», город Воронеж. Сфера научных интересов: навигация беспилотных летательных аппаратов. Автор более 40 опубликованных научных работ.
Электронный адрес: gag77708@mail.ru

Важным условием достижения высокой точности навигационных определений в СРНС является взаимное пространственное расположение рабочего созвездия и потребителя, при котором обеспечивается требуемая точность ПВК при заданном уровне погрешностей измерения псевдодалейностей. На этом выводе основывается концепция коэффициента геометрии GDOP (геометрический фактор ухудшения местоопределения), являющегося мерой уменьшения точности навигационных определений в СРНС [6; 8]. Другими словами, GDOP описывает ошибку, вызванную относительным положением спутников рабочего созвездия.

Для выбора оптимального рабочего созвездия могут использоваться различные критерии, главный из которых – минимум дисперсий погрешностей навигационных определений. В данной статье рассматривается метод определения лучших значений GDOP, при котором можно определить оптимальное рабочее созвездие СРНС в зависимости от отношений между дисперсиями погрешностей навигационных определений и геометрическим фактором.

Решение задачи расчета геометрического фактора

Предлагается следующая последовательность расчета геометрического фактора. Пусть \vec{u} представляет собой положение БПЛА относительно начала системы координат ECEF (геоцентрическая система координат, связанная с Землей). Вектор \vec{r} представляет собой вектор смещения от БПЛА к спутнику, вектор \vec{s} – положение спутника относительно начала координат (см. Рисунок 1).

Длина вектора \vec{r} [9]

$$r = \|\vec{s} - \vec{u}\|.$$

Геометрическая дальность

$$r = C(T_u - T_s) = C\Delta t.$$

Псевдодалейность:

$$\rho = C \left[(T_u + t_u) - (T_s - \delta t) \right] = C(T_u - T_s) + C(t_u - \delta t) = r + C(t_u - \delta t),$$

где T_s – системное время, когда сигнал покинул спутник; T_u – системное время, когда сигнал достиг БПЛА; δt – смещение спутниковых часов от системного времени; t_u – смещение часов БПЛА от системного времени; C – скорость света.

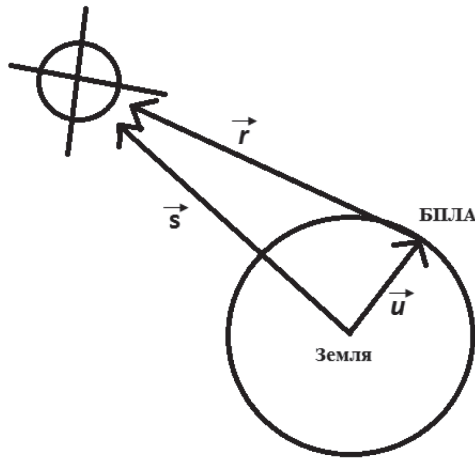


Рисунок 1. Определение дальности от спутника до БПЛА

Уравнения системы описывают работу на борту спутника при $\delta t = 0$

$$\rho = \|\vec{s} - \vec{u}\| + Ct_u.$$

Для четырех спутников:

$$\rho_1 = \sqrt{(x_1 - x_u)^2 + (y_1 - y_u)^2 + (z_1 - z_u)^2} + Ct_u;$$

$$\rho_2 = \sqrt{(x_2 - x_u)^2 + (y_2 - y_u)^2 + (z_2 - z_u)^2} + Ct_u;$$

$$\rho_3 = \sqrt{(x_3 - x_u)^2 + (y_3 - y_u)^2 + (z_3 - z_u)^2} + Ct_u;$$

$$\rho_4 = \sqrt{(x_4 - x_u)^2 + (y_4 - y_u)^2 + (z_4 - z_u)^2} + Ct_u.$$

Пусть псевдодальность представляет собой [1; 16; 17]

$$\rho_j = \sqrt{(x_j - x_u)^2 + (y_j - y_u)^2 + (z_j - z_u)^2} + Ct_u = f(x_u, y_u, z_u, t_u),$$

где x_j, y_j, z_j – позиции спутника номер j в трехмерном пространстве и $j = \overline{1, 4}$.

При аппроксимации позиции местоположения

$$\hat{\rho}_j = \sqrt{(x_j - \hat{x}_u)^2 + (y_j - \hat{y}_u)^2 + (z_j - \hat{z}_u)^2} + C\hat{t}_u = f(\hat{x}_u, \hat{y}_u, \hat{z}_u, \hat{t}_u).$$

Учитывая, что истинное значение равно ожидаемому значению, получим

$$x_u = \hat{x}_u + \Delta x_u; \quad y_u = \hat{y}_u + \Delta y_u; \quad z_u = \hat{z}_u + \Delta z_u; \quad t_u = \hat{t}_u + \Delta t_u.$$

где x_u – истинное значение; \hat{x}_u – ожидаемое значение; Δx_u – ошибка измерения.

Тогда получим

$$f(x_u, y_u, z_u, t_u) = f(\hat{x}_u + \Delta x_u, \hat{y}_u + \Delta y_u, \hat{z}_u + \Delta z_u, \hat{t}_u + \Delta t_u).$$

С учетом расширения серии Тейлора

$$f(\hat{x}_u + \Delta x_u, \hat{y}_u + \Delta y_u, \hat{z}_u + \Delta z_u, \hat{t}_u + \Delta t_u) = f(\hat{x}_u, \hat{y}_u, \hat{z}_u, \hat{t}_u) + \frac{\delta f(\hat{x}_u, \hat{y}_u, \hat{z}_u, \hat{t}_u)}{\delta \hat{x}_u} \Delta x_u + \frac{\delta f(\hat{x}_u, \hat{y}_u, \hat{z}_u, \hat{t}_u)}{\delta \hat{y}_u} \Delta y_u + \frac{\delta f(\hat{x}_u, \hat{y}_u, \hat{z}_u, \hat{t}_u)}{\delta \hat{z}_u} \Delta z_u + \frac{\delta f(\hat{x}_u, \hat{y}_u, \hat{z}_u, \hat{t}_u)}{\delta \hat{t}_u} \Delta t_u + \dots$$

Частные производные оцениваются следующим образом:

$$\begin{aligned} \frac{\delta f(\hat{x}_u, \hat{y}_u, \hat{z}_u, \hat{t}_u)}{\delta \hat{x}_u} &= -\frac{x_j - \hat{x}_u}{\hat{r}_j} = -a_{xj}; \\ \frac{\delta f(\hat{x}_u, \hat{y}_u, \hat{z}_u, \hat{t}_u)}{\delta \hat{y}_u} &= -\frac{y_j - \hat{y}_u}{\hat{r}_j} = -a_{yj}; \\ \frac{\delta f(\hat{x}_u, \hat{y}_u, \hat{z}_u, \hat{t}_u)}{\delta \hat{z}_u} &= -\frac{z_j - \hat{z}_u}{\hat{r}_j} = -a_{zj}; \\ \frac{\delta f(\hat{x}_u, \hat{y}_u, \hat{z}_u, \hat{t}_u)}{\delta \hat{t}_u} &= C, \end{aligned}$$

где [15; 17]

$$\hat{r}_j = \sqrt{(x_j - \hat{x}_u)^2 + (y_j - \hat{y}_u)^2 + (z_j - \hat{z}_u)^2}.$$

a_{xj}, a_{yj} и a_{zj} – направляющие косинусы единичного вектора, указывающего из БПЛА на j -й спутник.

$$a_j = (a_{xj}, a_{yj}, a_{zj}).$$

Таким образом, [17]

$$\rho_j - \hat{\rho}_j = -\frac{x_j - \hat{x}_u}{\hat{r}_j} \Delta x_u - \frac{y_j - \hat{y}_u}{\hat{r}_j} \Delta y_u - \frac{z_j - \hat{z}_u}{\hat{r}_j} \Delta z_u + C \Delta t_u.$$

С учетом

$$\Delta \rho_j = \hat{\rho}_j - \rho_j$$

и

$$\begin{aligned} \hat{\rho}_j - \rho_j &= \frac{x_j - \hat{x}_u}{\hat{r}_j} \Delta x_u + \frac{y_j - \hat{y}_u}{\hat{r}_j} \Delta y_u + \frac{z_j - \hat{z}_u}{\hat{r}_j} \Delta z_u - C \Delta t_u \\ \Delta \rho_j &= a_{xj} \Delta x_u + a_{yj} \Delta y_u + a_{zj} \Delta z_u - C \Delta t_u. \end{aligned}$$

Неизвестные величины могут быть определены путем решения системы линейных уравнений:

$$\begin{aligned} \Delta \rho_1 &= a_{x1} \Delta x_u + a_{y1} \Delta y_u + a_{z1} \Delta z_u - C \Delta t_u; \\ \Delta \rho_2 &= a_{x2} \Delta x_u + a_{y2} \Delta y_u + a_{z2} \Delta z_u - C \Delta t_u; \\ \Delta \rho_3 &= a_{x3} \Delta x_u + a_{y3} \Delta y_u + a_{z3} \Delta z_u - C \Delta t_u; \\ \Delta \rho_4 &= a_{x4} \Delta x_u + a_{y4} \Delta y_u + a_{z4} \Delta z_u - C \Delta t_u. \end{aligned}$$

В матричной форме [16]

$$\Delta \rho = \begin{bmatrix} \Delta \rho_1 \\ \Delta \rho_2 \\ \Delta \rho_3 \\ \Delta \rho_4 \end{bmatrix} \quad H = \begin{bmatrix} ax_1 & ay_1 & az_1 & 1 \\ ax_2 & ay_2 & az_2 & 1 \\ ax_3 & ay_3 & az_3 & 1 \\ ax_4 & ay_4 & az_4 & 1 \end{bmatrix} \quad \Delta x = \begin{bmatrix} \Delta x_u \\ \Delta y_u \\ \Delta z_u \\ -C \Delta t_u \end{bmatrix}.$$

В результате получим

$$\Delta \rho = H \Delta x.$$

Решение примет следующий вид:

$$\Delta x = H^{-1} \Delta \rho.$$

Основная формула псевдодалности, которая включает в себя координаты местоположения БПЛА (x_u, y_u, z_u) и смещение времени t_u , определяет полную точность определения местоположения координат приемника [7]:

$$\delta \rho = H \delta x + e,$$

где e – вектор ошибок, и обычно предполагается, что его ожидаемое значение равно нулю: $E[e] = 0$.

Если в небе присутствуют M спутников, тогда H представляет собой $M \times 4$ матричных векторов, в которых каждый элемент является вектором управления между БПЛА и спутником; $\delta \rho$ представляет собой матрицу измерения псевдодалности размером $M \times 1$, δx – вектор состояния навигационной ошибки размером 4×1 , который включает положение БПЛА и смещение часов; e – представляет собой $M \times 1$ вектор гауссового шума измерения псевдодалности.

В случае $M=1$ спутник

$$\delta x = H^{-1} \delta \rho.$$

В случае $M > 4$ спутников

$$\delta x = (H^T H)^{-1} H^T \delta \rho.$$

Ковариация δx [14]:

$$\begin{aligned} \text{cov}(\delta x) &= E(\delta x \delta x^T) = E\left[(H^T H)^{-1} \delta \rho \delta \rho^T H (H^T H)^{-T}\right] = \\ &= (H^T H)^{-1} H^T \delta \rho \delta \rho^T H (H^T H)^{-T} = \\ &= (H^T H)^{-1} H^T \text{cov}(\delta \rho) H (H^T H)^{-T}, \end{aligned}$$

где $\text{cov}(\delta \rho)$ – ошибки псевдодалности. Они статистически независимы, что приводит к диагональной ковариационной матрице. Предполагается, что они имеют одинаковую дисперсию (σ_{URE}) для каждого спутника. В этом случае

$$\text{cov}(\delta \rho) = \sigma_{URE}^2.$$

Поэтому [19]

$$E(\delta x \delta x^T) = \sigma_{URE}^2 (H^T H)^{-1} H^T H (H^T H)^{-T} = \sigma_{URE}^2 (H^T H)^{-T}.$$

Пока $H^T H$ является симметричной, транспонирование не требуется [5; 7; 14].

$$\text{cov}(\delta x) = \sigma_{URE}^2 (H^T H)^{-1}.$$

Пусть $G=(H^T H)^{-1}$, и тогда $\text{cov}(\delta x)=\sigma_{UERE}^2 G$, следовательно [2; 10; 14;15],

$$\begin{bmatrix} \sigma_x^2 & \text{cov}(x,y) & \text{cov}(x,z) & \text{cov}(x,b) \\ \text{cov}(y,x) & \sigma_y^2 & \text{cov}(y,z) & \text{cov}(y,b) \\ \text{cov}(z,x) & \text{cov}(z,y) & \sigma_z^2 & \text{cov}(z,b) \\ \text{cov}(b,x) & \text{cov}(b,y) & \text{cov}(b,z) & \sigma_b^2 \end{bmatrix} = \sigma_{UERE}^2 \begin{bmatrix} G_{xx} & G_{xy} & G_{xz} & G_{xb} \\ G_{yx} & G_{yy} & G_{yz} & G_{yb} \\ G_{zx} & G_{zy} & G_{zz} & G_{zb} \\ G_{bx} & G_{by} & G_{bz} & G_{bb} \end{bmatrix}.$$

Тогда [14]

$$\begin{aligned} \sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sigma_z^2 + \sigma_b^2 &= \sigma_{UERE}^2 (G_{xx} + G_{yy} + G_{zz} + G_{bb}); \\ \sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sigma_z^2 + \sigma_b^2} &= \sigma_{UERE} \sqrt{(G_{xx} + G_{yy} + G_{zz} + G_{bb})}; \\ \sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sigma_z^2 + \sigma_b^2} &= \sigma_{UERE} GDOP. \end{aligned}$$

Поэтому [2; 7; 10; 18;19]

$$GDOP = \frac{\sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sigma_z^2 + \sigma_b^2}}{\sigma_{UERE}} = \sqrt{G_{xx} + G_{yy} + G_{zz} + G_{bb}}; \tag{1}$$

$$PDOP = \frac{\sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sigma_z^2}}{\sigma_{UERE}} = \sqrt{G_{xx} + G_{yy} + G_{zz}}; \tag{2}$$

$$HDOP = \frac{\sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2}}{\sigma_{UERE}} = \sqrt{G_{xx} + G_{yy}}; \tag{3}$$

$$VDOP = \frac{\sigma_z}{\sigma_{UERE}} = \sqrt{G_{zz}}; \tag{4}$$

$$TDOP = \frac{\sigma_b}{\sigma_{UERE}} = \sqrt{G_{bb}}. \tag{5}$$

Согласно формулам (1)–(5) [12; 13; 18]

$$PDOP^2 = HDOP^2 + VDOP^2. \tag{6}$$

$$GDOP^2 = PDOP^2 + TDOP^2. \tag{7}$$

Использование PDOP описывает погрешность в трехмерном пространстве, HDOP – горизонтальную погрешность (полезную для позиционирования на земле), VDOP – вертикальную погрешность, а TDOP описывает временную погрешность [2; 16].

Таким образом, рассчитанные в соответствии с (6), (7) значения позволяют оценить оптимальные значения с учетом геометрического фактора.

Оптимальные значения факторов DOPs

Коэффициент потери точности GDOP является наиболее общей характеристикой, отражающей геометрию положения и оценку поправки часов. Как правило, значения GDOP больше пяти считаются слабыми, а при GDOP больше семи ответственные измерения обычно не производятся. Средняя величина HDOP и VDOP составляет около двух.

Минимальное значение $GDOP=1,5$ достигается, когда потребитель находится в центре правильного тетраэдра [4]. Наилучшая геометрическая конфигурация видимых навигационных спутников имеет место, когда один из спутников находится в зените, а все

остальные равномерно распределены по линии горизонта вокруг места расположения пользователя. В этом случае обеспечивается наилучшая точность определения координат местоположения пользователя [11].

Характеристики стандартной орбитальной конфигурации спутников в СРНС ГЛО-НАСС таковы, что они с вероятностью 99,9 % и более обеспечивают в глобальной рабочей зоне видимость в любом 24-часовом интервале 4 и более спутников, при этом 4 спутника обеспечивают $PDOP \leq 6$ (в случае использования угла маски 5°), и среднее значение $HDOP=1,5$, а $VDOP=2,2$ [4].

В Таблице 1 указаны значение DOP и их характеристики точности [12].

Значения геометрических факторов, обеспечиваемых орбитальной группировкой, и вероятности видимости P_N заданного числа спутников N в СРНС ГЛОНАСС приведены в Таблице 2 [11].

Таблица 1

Значения DOP и их характеристики точности [12]

Значение DOP	Точность	Описание
<1	Идеальная	Рекомендуется к использованию в системах, требующих максимально возможную точность во все время их работы
2–3	Отличная	Достаточная точность для использования результатов измерений в достаточно чувствительной аппаратуре и программах
4–6	Хорошая	Рекомендуемый минимум для принятия решений по полученным результатам. Результаты могут быть использованы для достаточно точных навигационных указаний
7–8	Средняя	Результаты можно использовать в вычислениях, однако рекомендуется позаботиться о повышении точности, например, выйти на более открытое место
9–20	Ниже среднего	Результаты могут использоваться только для грубого приближения определения местоположения
21–50	Плохая	Обычно такие результаты должны быть отброшены

Таблица 2

Геометрический фактор в СРНС [11]

Параметры	Число видимых навигационных спутников (N)					
	4	5	6	7	8	9
P_N	1	1	1	1	0,91	0,58
$HDOP, K_{GH}$	1,41	1,26	1,15	1,03	0,95	0,89
$VDOP, K_{GV}$	2,0	1,75	1,7	1,61	1,6	1,55
$TDOP, K_{GT}$	1,13	1,03	1,03	0,95	0,93	0,91
$PDOP, K_{GP}$	2,45	2,16	2,05	1,91	1,86	1,79
$GDOP, K_G$	2,69	2,39	2,3	2,13	2,08	2,01
$\sigma_{xyz}(C/A, CT), m$	18,3	16,2	15,4	14,3	13,9	13,4
$\sigma_{xyz}(P, BT), m$	1,83	1,62	1,54	1,43	1,39	1,34

Метод определения оптимальных значений GDOP

В спутниковых радионавигационных системах точность определения местоположения координат БПЛА зависит от многих факторов, включая количество видимых спутников, значения геометрического фактора (DOP) и эквивалентной дальномерной погрешности (UERE), которая представляет собой общее влияние источников ошибок на каждое измерение псевдодальности [2]. Стандартное отклонение навигационной ошибки σ_{CPHC} можно представить как произведение GDOP и эквивалентной дальномерной погрешности определения местоположения [3; 9; 13]:

$$\sigma_{CPHC} = GDOP \times \sigma_{UERE} . \tag{8}$$

Согласно формуле (8) и предполагая, что эквивалентная дальномерная погрешность имеет постоянное значение, можно представить зависимость среднего квадратического отклонения навигационной ошибки от значения геометрического фактора (DOP) как показано на Рисунке 2.

Таким образом, эти две величины связаны между собой так, что с увеличением (уменьшением) значения одной из них в несколько раз значение другой увеличивается (уменьшается) во столько же раз, следовательно, зависимость прямо пропорциональная.

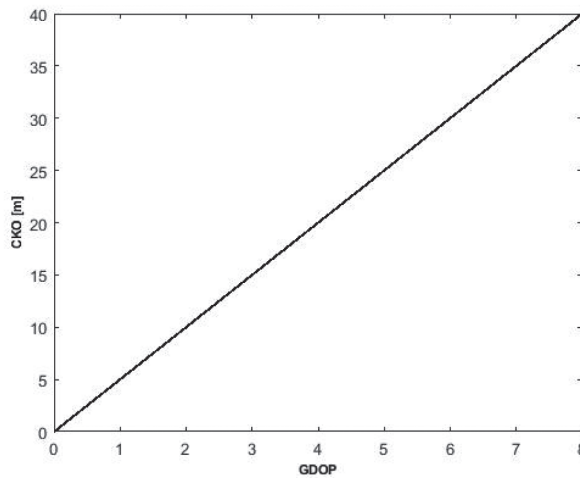


Рисунок 2. Зависимость СКО СРНС от значения геометрического фактора

Геометрический фактор может быть представлен также в другом виде [6; 7; 9; 16] как

$$GDOP = \left[tr(HH^T)^{-1} \right]^{\frac{1}{2}} ,$$

где $tr()$ – след матрицы.

Матрица градиентов H определяет геометрию взаимного положения навигационных спутников рабочего созвездия. Использование зависимости (8) позволяет сформулировать метод выбора рабочего созвездия СРНС с учетом геометрического фактора, который сводится к следующей последовательности действий:

- а) для произвольно выбранной четверки СРНС определяется матрица градиентов H ;
- б) предполагается, что значение эквивалентной дальномерной погрешности (UERE) для всех спутников одинаковое;

в) согласно (8) определяется стандартное отклонение навигационной ошибки $\sigma_{СРНС}$;
 г) процедуры а)–в) повторяются для всех комбинаций четверок навигационных спутников, сигналы которых наблюдаются на входе приемника СРНС;

д) в качестве рабочего выбирается то созвездие СРНС, стандартное отклонение навигационной ошибки $\sigma_{СРНС}$ которого будет минимальным.

Использование данного метода позволяет выбрать рабочее созвездие СРНС, обеспечивающее наибольшую точность определения координат БПЛА. Например, рассмотрим две группировки спутников: СРНС 1А, 2А, 3А, 4А и СРНС 1В, 2В, 3В, 4В (см. Рисунок 3) [13].

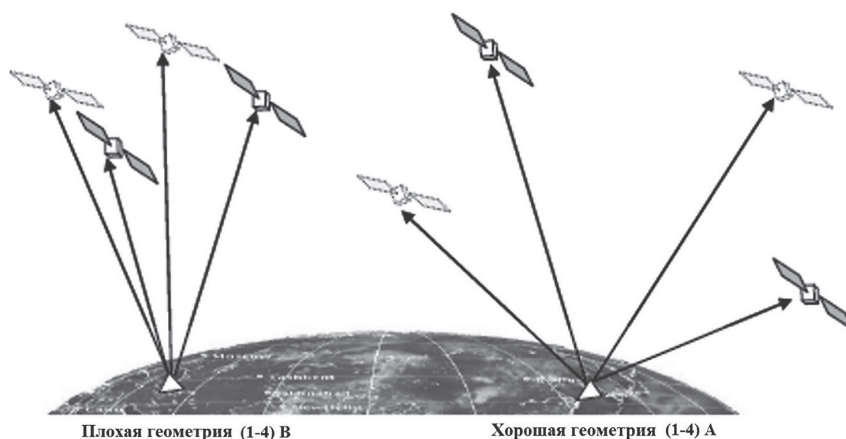


Рисунок 3. Выбор рабочего созвездия [13]

Пусть конфигурация СРНС внутри группировок имеет разные коэффициенты геометрии и одинаковые эквивалентные дальномерные погрешности, как следует из формулы (8), то есть

$$\sigma_{СРНС1} = GDOP_1 \times \sigma_{УЕРЕ1}; \quad (9)$$

$$\sigma_{СРНС2} = GDOP_2 \times \sigma_{УЕРЕ2}; \quad (10)$$

$$\sigma_{УЕРЕ} = \sigma_{УЕРЕ1} = \sigma_{УЕРЕ2}. \quad (11)$$

Предположим, что аппаратура БПЛА принимает сигналы СРНС как первой, так и второй группировки. Первая группировка функционирует в штатном режиме, при котором в точке расположения аппаратуры приема, значение геометрического фактора $GDOP_1 = 2,5$. Вторая группировка СРНС в точке приема обеспечивает значение геометрического фактора $GDOP_2 = 2,01$ [4].

В связи с этим дисперсии эквивалентных дальномерных погрешностей определения квазидальностей до навигационных спутников внутри каждой группировки будут равны. В этом случае стандартное отклонение навигационной ошибки $\sigma_{СРНС}$ имеет вид

$$\frac{\sigma_{СРНС1}}{\sigma_{СРНС2}} = \frac{GDOP_1}{GDOP_2} \times \frac{\sigma_{УЕРЕ1}}{\sigma_{УЕРЕ2}}. \quad (12)$$

Подставив в (12) значения геометрического фактора первой и второй группы СРНС, увидим, что стандартное отклонение навигационной ошибки определения ПВК первой группировки в 1,24 раза больше стандартного отклонения навигационной ошибки определения ПВК второй группировки. Таким образом, выбор второго созвездия в качестве

рабочего позволит в 1,24 раза уменьшить СКО ошибки определения положения БПЛА в четырехмерном (пространственно-временном) измерении по сравнению со вторым созвездием.

Заключение

В статье рассмотрены вопросы навигационного обеспечения БПЛА с учетом влияния геометрического фактора на точность определения координат движения БПЛА.

В результате проведенного исследования определено, что геометрическое расположение спутников в пространстве определяется параметром Dilution of Precision (DOP). Чем он меньше, тем точнее определяются координаты аппарата; если параметр DOP увеличится вдвое, то и ошибка определения координат возрастет в два раза.

Выбор рабочего созвездия спутников производится по данным минимума дисперсий погрешностей навигационных определений. Это позволяет выбрать рабочее созвездие, обеспечивающее более высокие характеристики точности определения координат БПЛА. С этой целью был предложен метод выбора рабочего созвездия, учитывающий взаимное расположение навигационных спутников в созвездии.

Литература

1. *Rustamov Rustam B., Hashimov A.M.* (2018) Multifunctional Operation and Application of GPS. Intech Open, London, United Kingdom, 218 p.
2. *Betz J.W.* (2016) Engineering satellite-based navigation and timing global navigation satellite systems, signals and receivers. John Wiley & Sons, Inc., New Jersey, 671 p.
3. *Du H., Hong Y., Xia N., Zhang G., Yu Y., Zhang J.* (2020) A Navigation Satellites Selection Method Based on ACO with Polarized Feedback. IEEE, Access 2020, 8: 68246–168261.
4. *Сальников Д.В., Прасько Г.А., Меишов И.С.* Исследование геометрического фактора глобальных навигационных спутниковых систем ГЛОНАСС, GPS и GALILEO // Альманах современной науки и образования. 2015. № 11(101). С. 94–100.
5. *Kaplan E.D., Hegarty C.J.* (2017) Understanding GPS/GNSS Principles and Applications Third Edition. Artech House, 993 p.
6. *Перов А.И., Харисов В.Н.* ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / под ред. А.И. Перова, В.Н. Харисова. 4-е изд., перераб. и доп. М.: Радиотехника, 2010. 800 с.
7. *Grewal M.S., Andrews, A.P., Bartone C.G.* (2020) Global Navigation Satellite Systems, Inertial Navigation, and Integration. 4th Edition John Wiley & Sons, Inc., New Jersey, 671 p.
8. *Перов А.И., Устинов А.Ю.* Целесообразность размещения псевдоспутников и мощность их излучения на основе анализа обобщенного геометрического фактора в радионавигационных системах // Радионавигационные технологии. Вып. 5: сб. статей / под ред. А.И. Перова. М.: Радиотехника, 2016. С. 51–60 с.
9. *Nebylov A., Watson J.* (2016) Aerospace navigation systems. John Wiley & Sons, Chichester, West Sussex, United Kingdom, 394 p.
10. *Bagali M.U., Thangadurai N.* (2019) Application Specific Embedded Board Development Interfaced with GPS/IRNSS Receiver for Environmental Monitoring. Journal of Innovative Technology and Exploring Engineering (IJITEE), 8, 8: 2628–2637.
11. *Демьянов В.В.* Особенности функционирования спутниковых радионавигационных систем в неблагоприятных геогеофизических условиях. Иркутск: ИрГУПС, 2010. 212 с.
12. *Kagan O., Hong J., Petrunin I., Tsourdos A.* Integrity Analysis for GPS-Based Navigation of UAVs in Urban Environment. Robotics, 9 (3) Article No. 66., Pp. 1–20.

13. Acharya R. (2014) Understanding satellite navigation. Academic Press, Elsevier Inc. San Diego, USA, 391 p.
14. Groves P.D. (2013) Principles of GNSS, Inertial, and Multisensor Integrated Navigation Systems. Artech House: Fitchburg, MA, USA, 797 p.
15. Ватутин С.И., Поваляев А.А. Уточнение геометрической интерпретации пространственного геометрического фактора в ГНСС // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. 2019. Т. 6, № 4. С. 3–12.
16. Skrypnik O.N. (2019) [Radio Navigation Systems for Airports and Airway]. Springer Nature Singapore Pte Ltd, 226 p.
17. Zhang Q, Chen Z, Rong F, Cui Y. (2019) Preliminary Availability Assessment of Multi-GNSS: A Global Scale Analysis. IEEE, Access 2019, 7:146813-146820.
18. Tan Sh. (2018) GNSS Systems and Engineering: The Chinese Beidou Navigation and Position Location Satellite. JohnWiley & Sons Singapore, Ltd, 285 p.
19. Жилинский В.О., Гагарина Л.Г. Алгоритмы выбора навигационных космических аппаратов при решении навигационной задачи // Вестник Воронежского государственного технического университета. 2021. Т. 17, № 6. С. 43–55.

Literature

1. Rustamov Rustam B., Hashimov A.M. (2018) Multifunctional Operation and Application of GPS. Intech Open, London, United Kingdom, 218 p.
2. Betz J.W. (2016) Engineering satellite-based navigation and timing global navigation satellite systems, signals and receivers. John Wiley & Sons, Inc., New Jersey, 671 p.
3. Du H., Hong Y., Xia N., Zhang G., Yu Y., Zhang J. (2020) A Navigation Satellites Selection Method Based on ACO with Polarized Feedback. IEEE, Access 2020, 8: 68246–168261.
4. Salnikov D.V., Prasko G.A., Meshkov I.S. (2015) [Study of the geometric factor of global navigation satellite systems GLONASS, GPS and GALILEO]. *Al'manah sovremennoj nauki i obrazovaniya*, No. 11, Pp. 94–100 (in Russian).
5. Kaplan E.D., Hegarty C.J. (2017) Understanding GPS/GNSS Principles and Applications Third Edition. Artech House, 993 p.
6. Perov A.I., Kharisov V.N. (2010) *Principy postroeniya i funkcionirovaniya* [GLONASS. Principles of construction and operation]. Moscow, Radiotekhnika Publishing, 800 p. (in Russian).
7. Grewal M.S., Andrews, A.P., Bartone C.G. (2020) Global Navigation Satellite Systems, Inertial Navigation, and Integration. 4th Edition John Wiley & Sons, Inc., New Jersey, 671 p.
8. Perov A.I., Ustinov A.Yu. (2016) [The feasibility of placing pseudo-satellites and the power of their radiation based on the analysis of the generalized geometric factor in radio navigation systems]. *Radionavigacionnye tehnologii*. Вып. 5. Moscow, Radiotekhnika Publishing, Pp. 51–60 (in Russian).
9. Nebylov A., Watson J. (2016) Aerospace navigation systems. John Wiley & Sons, Chichester, West Sussex, United Kingdom, 394 p.
10. Bagali M.U. Thangadurai N. (2019) Application Specific Embedded Board Development Interfaced with GPS/IRNSS Receiver for Environmental Monitoring. *Journal of Innovative Technology and Exploring Engineering (IJITEE)*, 8, 8: 2628–2637.
11. Demyanov V.V. (2010) *Osobennosti funkcionirovaniya sputnikovyh radionavigacionnyh sistem v neblagoprijatnyh geliogeofizicheskikh usloviyah* [Features of the functioning of satellite radio navigation systems in adverse heliogeophysical conditions]. Irkutsk, IrGUPS Publishing, 212 p. (in Russian).

12. Kagan O., Hong J., Petrunin I., Tsourdos A. Integrity Analysis for GPS-Based Navigation of UAVs in Urban Environment. *Robotics*, 9 (3) Article No. 66. Pp. 1–20.
13. Acharya R. (2014) *Understanding satellite navigation*. Academic Press, Elsevier Inc. San Diego, USA, 391 p.
14. Groves P.D. (2013) *Principles of GNSS, Inertial, and Multisensor Integrated Navigation Systems*. Artech House: Fitchburg, MA, USA, 797 p.
15. Vatutin S.I., Povalyaev A.A. (2019) [Refinement of the geometric interpretation of the spatial geometric factor in GNSS]. *Raketno-kosmicheskoe priborostroenie i informacionnye sistemy*, Vol. 6, No. 4. Pp. 3–12 (in Russian).
16. Skrypnik O.N. (2019) [Radio Navigation Systems for Airports and Airway]. Springer Nature Singapore Pte Ltd, 226 p.
17. Zhang Q., Chen Z., Rong F., Cui Y. (2019) Preliminary Availability Assessment of Multi-GNSS: A Global Scale Analysis. *IEEE*, Access 2019, 7:146813-146820.
18. Tan Sh. (2018) *GNSS Systems and Engineering: The Chinese Beidou Navigation and Position Location Satellite*. JohnWiley & Sons Singapore, Ltd, 285 p.
19. Zhilinsky V.O., Gagarina L.G. (2021) [Algorithms for selecting navigation spacecraft when solving a navigation problem]. *Vestnik Voronezhskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta*, 2021, Vol. 17, No. 6, Pp. 43–55 (in Russian).