

## ОБРАБОТКА СИГНАЛОВ В МАЛОГАБАРИТНЫХ ДОПЛЕРОВСКИХ ИЗМЕРИТЕЛЯХ СКОРОСТИ И УГЛА СНОСА ПРИ РЕШЕНИИ ЗАДАЧ АВТОНОМНОЙ НАВИГАЦИИ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

*Рязанцев Л.Б., д.т.н. доцент, доцент Военного учебно-научного центра Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж), e-mail: kernel386@mail.ru*

*Рязанцев Д.Л., начальник сектора воздушной радиолокационной разведки ООО «ЭРА ФПИ» (г. Анапа), e-mail: kerpke386@mail.ru*

*Бабич О.А., адъюнкт Военного учебно-научного центра Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж), e-mail: oleg9mufc5fan@mail.ru*

## SIGNAL PROCESSING IN COMPACT DOPPLER-BASED VELOCITY AND DRIFT ANGLE MEASUREMENT SYSTEMS FOR AUTONOMOUS NAVIGATION OF UNMANNED AERIAL VEHICLES

*Ryazantsev L.B., Ryazantsev D.L., Babich O.A.*

*The article is devoted to studying the capabilities of various design configurations of Doppler-based velocity and drift angle measurement systems (DVMS) for autonomous measurement of navigation parameters. The principles of velocity vector measurement based on Doppler frequency shifts of reflected signals have been investigated. Analytical expressions have been obtained that relate the Doppler frequencies of received signals to motion parameters and spatial orientation of the DVMS carrier platform for single-beam, two-beam, three-beam and four-beam systems. A methodology has been developed for assessing errors in measured navigation parameters that takes into account the influence of the DVMS carrier's orientation angles and possible design configurations. The proposed methodology enables the development of a compact DVMS for subsequent installation on small-class unmanned aerial vehicles.*

**Key words:** unmanned aerial vehicles, Doppler velocity sensor, autonomous navigation, orientation angles, coordinate system, accuracy assessment.

**Ключевые слова:** беспилотные летательные аппараты, доплеровский измеритель скорости, автономная навигация, углы ориентации, система координат, точность оценки.

### Введение

Стремительное развитие беспилотных авиационных систем и возрастающие требования к их автономному функционированию, включая условия сложной радиоэлектронной обстановки, обуславливают необходимость разработки устройств, обеспечивающих определение параметров полета (компонентов вектора скорости), углов пространственной ориентации беспилотных летательных аппаратов (БЛА) и их координат для информационного обеспечения бортовых автопилотов и систем управления полетом. Существующие малогабаритные инерциально-навигационные системы (ИНС), основанные на использовании недорогих пьезоэлектрических гироскопов, акселерометров и магнитометров сильно подвержены накоплению ошибок и часто не обеспечивают требуемую точность определения координат и параметров полета с требуемой для навигации точностью даже при периодической коррекции их показаний от внешних измерителей, а применение приемников спутниковых радионавигационных систем не всегда возможно из-за воздействия на них средств радиоэлектронного подавления, что ограничивает степень автономности применения БЛА.

В пилотируемой авиации, уже несколько десятилет-

*Статья посвящена исследованию возможностей различных схем построения доплеровских измерителей вектора скорости и угла сноса (ДИСС) при автономном измерении навигационных параметров. Исследованы принципы измерения вектора скорости на основе доплеровского сдвига частот отраженных сигналов. Получены аналитические выражения, связывающие доплеровские частоты принятых сигналов с параметрами движения и пространственной ориентацией носителя ДИСС для одно-, двух-, трех- и четырехлучевых систем. Разработана методика оценки погрешностей измеряемых навигационных параметров, учитывающая влияние углов ориентации носителя ДИСС. Предложенная методика позволяет перейти к обоснованию способов обработки сигналов в малогабаритных ДИСС для беспилотных летательных аппаратов малого класса.*

тий получение информации о векторе скорости летательного аппарата успешно осуществляется за счет использования радиолокационных доплеровских измерителей скорости и угла сноса (ДИСС) [1]. Такие измерители характеризуются высокой точностью измерений и устойчивостью к воздействию помех. На сегодняшний день имеются в свободном доступе для приобретения малогабаритные и недорогие радиолокаторы для измерения высоты полета [2], которые устанавливаются на БЛА. А учитывая стремительные темпы развития микроэлектроники, появление высокопроизводительных малогабаритных бортовых вычислителей и других технологий по снижению массогабаритных показателей, в ближайшей перспективе следует ожидать расширения

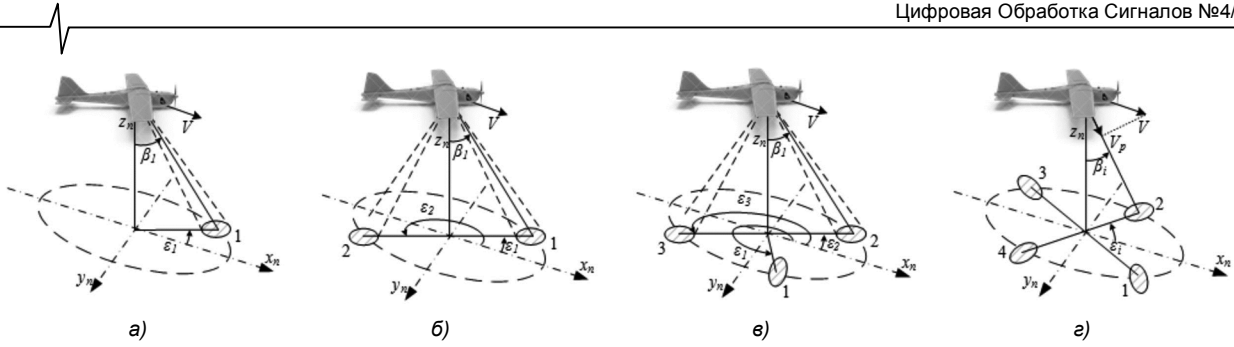


Рисунок 1 – Варианты расположения лучей антенны и отражающих участков земной поверхности при однолучевой (а), двухлучевой (б), трехлучевой (в) и четырехлучевой (г) схеме построения доплеровских измерителей скорости

функциональных возможностей малогабаритных средств радиолокации по измерению скорости полета БПЛА, их углов пространственной ориентации и координат для решения задач автономной навигации [3].

Таким образом целью статьи является рассмотрение способов обработки сигналов в малогабаритных ДИСС и оценка применимости этих способов для решения задач автономной навигации БПЛА. При этом уделим внимание выводу аналитических выражений, связывающих доплеровские характеристики сигналов с параметрами движения и пространственной ориентацией БПЛА для одно-, двух-, трех- и четырехлучевых систем, а также проведем анализ ошибок таких измерителей.

**Способы обработки сигналов в ДИСС**

Измерение вектора скорости летательного аппарата в ДИСС основано на анализе доплеровских (частотных и фазовых) изменений характеристик отраженных сигналов, вызванных движением аппарата, при излучении как непрерывных, так и импульсных колебаний.

Изменение частоты отраженных сигналов тем больше, чем больше скорость движения приемника относительно передатчика или наоборот передатчика относительно приемника. Такой же эффект наблюдается, если передатчик и приемник неподвижны относительно друг друга и находятся на движущемся объекте, а колебания принимаются после отражения от неподвижного объекта (подстилающей поверхности). В этом случае доплеровская частота  $f_d$  принимаемых колебаний связана с радиальной скоростью носителя  $V_p$  и длиной волны зондирующего сигнала  $\lambda$  выражением [1]

$$f_d = \frac{2V_p}{\lambda} \tag{1}$$

Модуль вектора скорости носителя может быть получен по измеренному в некотором  $i$ -м канале ДИСС значению радиальной скорости с учетом поправок на ориентацию луча диаграммы направленности антенны (ДНА) в пространстве

$$f_{di} = \frac{2V_p}{\lambda} = \frac{2V}{\lambda} \sin(\beta_i) \cos(\epsilon_i), \tag{2}$$

где  $V$  – скорость носителя;  $\epsilon_i$  и  $\beta_i$  – углы направления  $i$ -го луча ДНА в азимутальной и угломестной плоскости относительно вертикали к земной поверхности в нормальной системе координат (рис. 1), при этом полагается, что угол  $\epsilon$  отсчитывается относительно проекции вектора скорости на земную поверхность, а угол  $\beta$  – в

направлении перпендикуляра к земной поверхности.

При отражении сигналов от земной поверхности, наблюдается целый спектр доплеровских частот, определяемый формой диаграммы направленности антенн и характером подстилающей поверхности. В ДИСС измерение вектора скорости летательного аппарата осуществляют по положению этого спектра на оси частот, характеризуемого его средней частотой. На ее основе определяют радиальную составляющую вектора скорости летательного аппарата относительно центра отражающей площадки, т.е. проекцию вектора скорости на направление максимума луча ДНА ДИСС. Для примера на рис. 2 представлен спектр доплеровских частот, смоделированный для следующих условий:  $\lambda = 5,5$  см,  $V = 120$  км/ч,  $\beta = 30^\circ$ ,  $\epsilon = 0^\circ$  на основе модели, приведенной в работе [4].

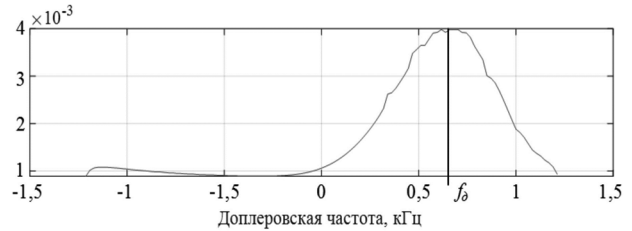


Рисунок 2 – Вид спектра доплеровских частот на выходе приемника

Определение всех компонентов вектора скорости (его абсолютного значения и угла сноса) может быть основано на совместной оценке доплеровских частот, принятых по нескольким (двум, трем или четырем) лучам ДНА, путем решения системы уравнений, количество которых соответствует количеству лучей ДИСС

$$\begin{cases} V = \frac{\lambda f_{d1}}{2 \sin(\beta_1) \cos(\epsilon_1)}, \\ \vdots \\ V = \frac{\lambda f_{di}}{2 \sin(\beta_i) \cos(\epsilon_i)}, \end{cases} \tag{3}$$

где  $\epsilon_i = f_{az}(\epsilon'_i, \beta'_i, \gamma, \nu, \psi)$ ,  $\beta_i = f_{ym}(\epsilon'_i, \beta'_i, \gamma, \nu, \psi)$ ;  $f_{az}(\cdot)$ ,  $f_{ym}(\cdot)$  – некоторые функции, связывающие углы ориентации антенн и летательного аппарата в связанной с летательным аппаратом системе координат с нормальной системой;  $\epsilon'$ ,  $\beta'$  – углы направления лучей диаграммы направленности антенн в азимутальной и угломестной плоскости в связанной системе координат;  $\psi$ ,  $\gamma$ ,  $\nu$  – углы сноса, крена и тангажа.

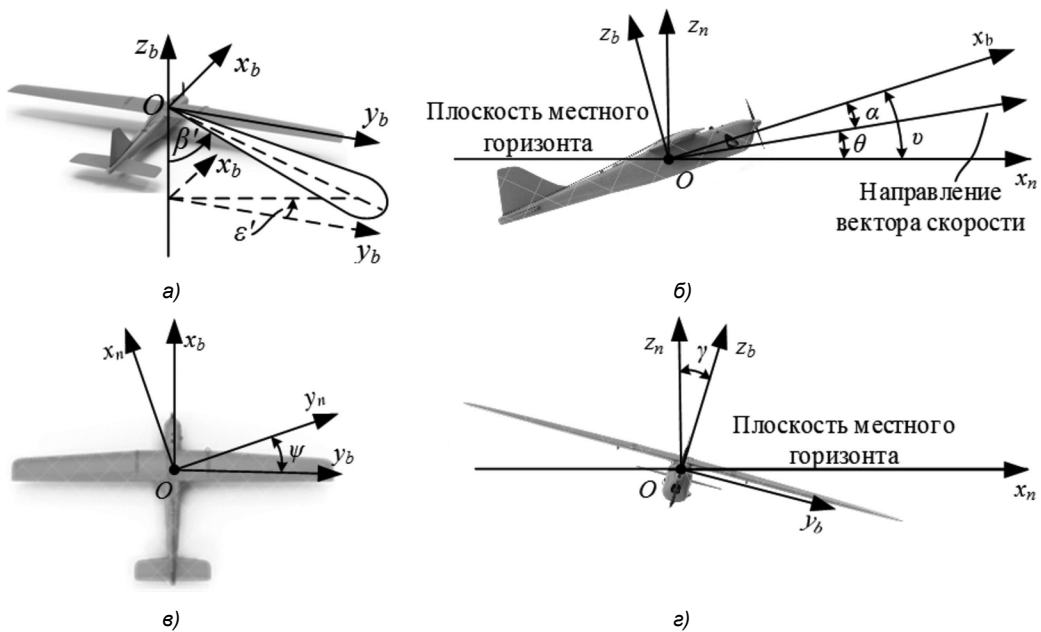


Рисунок 3 – Углы ориентации антенны в связанной системе координат (а), углы тангажа (б), сноса (в) и крена (г) БПЛА в нормальной системе координат

Для рассмотрения порядка определения вектора скорости и углов пространственной ориентации примем, что связанная система координат представляет собой подвижную систему координат, осями которой являются продольная ось  $Ox_b$ , поперечная ось  $Oy_b$  и нормальная ось  $Oz_b$ , фиксированные относительно летательного аппарата [5, 6]. Продольная ось проходит через строительную ось БПЛА. Угол  $\epsilon'$  будем отсчитывать в плоскости  $x_bOy_b$  относительно оси  $Oy_b$ , а угол  $\beta'$  – относительно направления вниз оси  $Oz_b$  (рис. 3, а).

Примем, что нормальная система координат, является подвижной системой, в которой ось  $Oz_n$  направлена вверх по местной вертикали (противоположно направлению силы тяжести в точке  $O$ ), а направление оси  $Ox_n$  совпадает с вектором скорости летательного аппарата. Плоскость  $x_nOy_n$  параллельна плоскости местного горизонта (рис. 3, б, в, г).

Положение связанной системы координат относительно нормальной определяется тремя углами Эйлера: углами сноса  $\psi$ , тангажа  $\nu$  и крена  $\gamma$ . Угол тангажа связан с углом наклона траектории  $\Theta$  и углом атаки  $\alpha$  выражением  $\nu = \Theta + \alpha$ . Большинство автопилотов современных беспилотных летательных аппаратов предоставляют значения углов крена и тангажа, измеряемые бортовыми бесплатформенными ИНС. Однако измерение угла атаки требует наличия дополнительных датчиков аэродинамических углов, которые как правило, на малоразмерных летательных аппаратах не устанавливаются, поэтому угол  $\alpha$  зачастую не учитывают в расчетах и принимают его равным нулю или некоторому константному значению.

Восстановление ориентации летательного аппарата по имеющимся значениям углов сноса, крена и тангажа осуществляется последовательным поворотом объекта на величину сноса, тангажа и затем крена [7]. При этом следует придерживаться указанной последовательно-

сти выполнения операций, так как изменение порядка поворота приведет к неверному результату.

Если известны углы установки антенны в связанной системе координат летательного аппарата  $\beta'$  и  $\epsilon'$ , то их пересчет в нормальную систему координат может быть осуществлен последовательным применением операций вращения вектора луча ДНА в связанной системе координат по соответствующим осям. Вектор луча ДНА в связанной системе координат при этом задается как

$$\mathbf{v}_b(\epsilon'_i, \beta'_i) = \begin{bmatrix} \sin(\epsilon'_i) \sin(\beta'_i) \\ \cos(\epsilon'_i) \sin(\beta'_i) \\ -\cos(\beta'_i) \end{bmatrix}, \quad (4)$$

где значение  $\beta'_i = 0^\circ$  соответствует направлению строго вниз по оси  $Oz_b$ , а значение  $\beta'_i = 90^\circ$  – нахождению луча ДНА в плоскости  $x_bOy_b$  (рис. 3).

Матрица поворота, осуществляющая преобразование из связанной системы координат в нормальную, будет иметь вид

$$\mathbf{R}_{b \rightarrow n}(\psi, \nu, \gamma) = \mathbf{R}_z(\psi) \cdot \mathbf{R}_y(\nu) \cdot \mathbf{R}_x(\gamma), \quad (5)$$

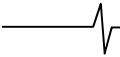
где

$$\mathbf{R}_x(\alpha) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\alpha) & \sin(\alpha) \\ 0 & -\sin(\alpha) & \cos(\alpha) \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{R}_y(\alpha) = \begin{bmatrix} \cos(\alpha) & 0 & \sin(\alpha) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\alpha) & 0 & \cos(\alpha) \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{R}_z(\alpha) = \begin{bmatrix} \cos(\alpha) & -\sin(\alpha) & 0 \\ \sin(\alpha) & \cos(\alpha) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

С учетом этого ориентация  $i$ -го луча ДНА в нормальной системе координат может быть определена с использованием векторных выражений



$$\mathbf{v}_n(\varepsilon'_i, \beta', \psi, \nu, \gamma) = \mathbf{R}_{b \rightarrow n}(\psi, \nu, \gamma) \cdot \mathbf{v}_b(\varepsilon'_i, \beta'), \quad (6)$$

а значения углов  $\varepsilon_i$  и  $\beta_i$  могут быть получены как

$$\varepsilon_i = \arctg(\mathbf{v}_n^{(2)} / \mathbf{v}_n^{(1)}), \quad (7)$$

$$\beta_i = \arccos(-\mathbf{v}_n^{(3)}), \quad (8)$$

где  $\mathbf{v}_n^{(i)}$  –  $i$ -й элемент вектора  $\mathbf{v}_n$ .

Рассмотрим порядок определения модуля вектора скорости и угла сноса в системах, с различным количеством лучей.

**Однолучевой измеритель** (рис. 1, а). Как показано в [1], однолучевые измерители характеризуются сильной зависимостью ошибок измерения скорости от ориентации летательного аппарата в пространстве и способны получать лишь абсолютное значение вектора скорости. Это обусловлено тем, что изменения ориентации летательного аппарата по сносу, крену и тангажу приводят к соответствующим изменениям углов  $\varepsilon$  и  $\beta$ , и, как следствие, к ошибкам в оценке истинной скорости летательного аппарата. Для компенсации таких ошибок требуется учет этих углов при вычислениях. Значения углов ориентации летательного аппарата могут быть получены, например, от бортовой ИНС. Однако, точность значений этих углов, определяемая характеристиками бортовой ИНС в большинстве случаев, составляет единицы градусов. При известных значениях углов  $\varepsilon'_1$ ,  $\beta'_1$  и  $\psi$ ,  $\gamma$ ,  $\nu$  (три последних с некоторой точностью могут быть получены от ИНС или приняты равными нулю при выдерживании горизонтального полета), оценка абсолютного значения скорости может быть определена по выражению

$$V = \frac{\lambda f_{\delta 1}}{2 \sin(\beta_1) \cos(\varepsilon_1)}, \quad (9)$$

в котором углы  $\varepsilon'_1$ ,  $\beta'_1$  вычисляются в соответствии с (7) и (8).

**Двухлучевой измеритель** (рис. 1, б). В такой системе лучи диаграммы направленности расположены в плоскости  $x_b O y_b$ , т.е.  $\varepsilon'_1 = 90^\circ$  и  $\varepsilon'_2 = -90^\circ$ . В этом случае система уравнений (3) будет содержать два уравнения. Примем углы установки антенн  $\beta'_1 = \beta'_2 = \beta'$  и учтем, что двухлучевая система не может осуществлять измерение углов  $\gamma$  и  $\psi$ , т.е. зададим их равными нулю. Тогда решения системы уравнений относительно  $\nu$  и  $V$  будут иметь вид

$$\nu = \arctan\left(\frac{|f_{\delta 1}| - |f_{\delta 2}|}{|f_{\delta 1}| + |f_{\delta 2}|} \tan(\beta')\right), \text{ при } \nu < \beta' \quad (10)$$

$$V = \frac{\lambda |f_{\delta 1}|}{2 \sin(\beta' + \nu)} = \frac{\lambda (|f_{\delta 1}| + |f_{\delta 2}|)}{4 \sin(\beta')} \sqrt{1 + \left(\tan(\beta') \frac{|f_{\delta 1}| - |f_{\delta 2}|}{|f_{\delta 1}| + |f_{\delta 2}|}\right)^2}, \quad (11)$$

где  $|x|$  – абсолютное значение  $x$ .

Для небольших углов  $\nu$ , когда  $f_{\delta 1} \approx f_{\delta 2}$ , подкоренное выражение близко к единице. В этом случае можно записать

$$V \approx k_\lambda (|f_{\delta 1}| + |f_{\delta 2}|) / 2, \quad (12)$$

где  $k_\lambda = \lambda / (2 \sin(\beta'))$ .

То есть скорость носителя при малых углах тангажа может быть определена на основе усредненного значения доплеровских частот сигналов в каждом из каналов.

Выражения (10) и (11) показывают, что при расположении лучей в плоскости  $x_b O y_b$ , двухлучевая система позволяет осуществлять совместные измерения модуля скорости и угла тангажа. При расположении лучей, направленных вперед, и выдерживании горизонтального полета ( $\nu = 0$ ,  $\gamma = 0$ ) двухлучевая система позволяет измерять угол  $\psi$ . Так при  $\varepsilon'_1 = 45^\circ$ ,  $\varepsilon'_2 = 135^\circ$  уравнения для определения скорости и угла сноса будут иметь вид

$$\psi = \arctan\left(\frac{|f_{\delta 2}| - |f_{\delta 1}|}{|f_{\delta 1}| + |f_{\delta 2}|}\right), \quad (13)$$

$$V = 2k_\lambda \sqrt{f_{\delta 1}^2 + f_{\delta 2}^2}. \quad (14)$$

Двухлучевые измерители способны осуществлять измерение абсолютного значения вектора скорости, угла тангажа или сноса при соответствующей ориентации антенн. Такие измерители исключают зависимость оценки скорости от одного из этих углов ориентации, что позволяет уменьшить ошибки измерений при эволюциях летательного аппарата. Если при установке антенн в плоскости  $x_b O z_b$  эволюции летательного аппарата по крену и тангажу слабо влияют на оценки скорости и угла тангажа, то при измерении угла сноса (когда антенны ориентированы в передней полусфере) требуется более тщательное выдерживание горизонтального полета с минимальными эволюциями по углу тангажа.

**Трехлучевой измеритель** (рис. 1, в). Трехлучевой измеритель позволяет получать оценки компонентов вектора скорости (абсолютного значения и угла сноса) не зависимо от изменений углов ориентации летательного аппарата. Кроме того, имеется возможность определения угла тангажа по совместному анализу значений доплеровских частот в каждом канале. Для определения компонентов вектора скорости и угла тангажа выразим проекции скорости летательного аппарата на оси нормальной системы координат  $V_x$ ,  $V_y$  и  $V_z$  через доплеровские частоты каждого луча. В векторной форме это может быть осуществлено решением уравнения

$$\mathbf{F}_\delta = \frac{2}{\lambda} \cdot \mathbf{A} \cdot \mathbf{V}, \text{ где} \quad (15)$$

$\mathbf{A} = [\mathbf{v}_n(\varepsilon'_1, \beta', \psi, \nu, \gamma), \mathbf{v}_n(\varepsilon'_2, \beta', \psi, \nu, \gamma), \mathbf{v}_n(\varepsilon'_3, \beta', \psi, \nu, \gamma)]^T$  – матрица единичных векторов ориентации лучей в пространстве, размерностью  $3 \times 3$ , строки которой рассчитываются по выражению (6);  $\mathbf{F}_\delta = [f_{\delta 1}, f_{\delta 2}, f_{\delta 3}]^T$ ;

$\mathbf{V} = [V_x, V_y, V_z]^T$ ;  $[\ ]^T$  – оператор транспонирования.

Решение системы уравнений (15) будет иметь вид

$$\mathbf{V} = \frac{\lambda}{2} \cdot \mathbf{A}^{-1} \cdot \mathbf{F}_\delta. \quad (16)$$

Получение решения в аналитическом виде является затруднительным в виду большой громоздкости и нелинейности относительно углов пространственной ориен-

тации летательного аппарата. Компактные решения могут быть записаны для небольших отклонений углов от нулевых значений. Для этого примем  $\gamma = 0^\circ$ ,  $\psi = 0^\circ$ ,  $\nu = 0^\circ$ . Тогда, например, для углов установки антенн равных  $\varepsilon_1' = 0^\circ$ ,  $\varepsilon_2' = 90^\circ$ ,  $\varepsilon_3' = 270^\circ$ ,  $\beta_1' = \beta_2' = \beta_3' = \beta'$  выражения для компонентов вектора скорости будут иметь вид

$$\begin{aligned} V_x &= k_\lambda (f_{\theta 2} - f_{\theta 3})/2, \quad V_y = k_\lambda (2f_{\theta 1} - f_{\theta 2} - f_{\theta 3})/2, \\ V_z &= -\frac{\lambda(f_{\theta 2} + f_{\theta 3})}{4 \cos(\beta')}. \end{aligned} \quad (17)$$

Абсолютное значение вектора скорости, угол сноса и тангажа могут быть найдены по выражениям

$$V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}, \quad (18)$$

$$\psi = \arctg(V_y/V_x), \quad (19)$$

$$\nu = \arcsin(-V_z/\sqrt{V_x^2 + V_y^2}). \quad (20)$$

Следует отметить, что угол крена не может быть напрямую вычислен из проекций скорости в нормальной системе координат, так как он связан с вращением объекта вокруг его продольной оси. Для определения крена требуется дополнительная информация от гироскопов и акселерометров. Как правило угол крена вычисляется на основе совместной обработки показаний этих датчиков в бортовой ИНС.

*Четырехлучевой измеритель* (рис. 1, а). Несмотря на то, что использование четырехлучевой системы на практике является избыточной для измерения всех компонентов вектора скорости, использование четвертого луча позволяет, во-первых, повысить точность измерений за счет комплексной статистической обработки данных, во-вторых, повысить надежность системы за счет резервирования, при котором в случае отказа одного из каналов система сохраняет работоспособность и, в-третьих, снизить влияние изменения характера отражений от подстилающей поверхности.

Для получения оценок компонентов вектора скорости воспользуемся уравнением (15), в котором матрица  $\mathbf{A}$  будет иметь размерность  $4 \times 3$  по количеству лучей измерителя. Учитывая, что матрица  $\mathbf{A}$  не является квадратной и ее обратной матрицы не существует, то решение системы (16) в матричном виде не представляется

возможным. Для получения решений представим (15) в виде системы линейных уравнений. При этом примем следующую ориентацию лучей:  $\varepsilon_1' = 45^\circ$ ,  $\varepsilon_2' = 135^\circ$ ,  $\varepsilon_3' = 225^\circ$ ,  $\varepsilon_4' = 315^\circ$ ,  $\beta_1' = \beta_2' = \beta_3' = \beta_4' = \beta'$ . Кроме того, примем  $\gamma = 0^\circ$ ,  $\psi = 0^\circ$  и  $\nu = 0^\circ$ . Тогда систему уравнений можно записать в виде

$$\begin{cases} f_{\theta 1} = \sqrt{2}(V_x \sin(\beta') + V_y \sin(\beta') - 2V_z \cos(\beta'))/\lambda, \\ f_{\theta 2} = \sqrt{2}(V_x \sin(\beta') - V_y \sin(\beta') - 2V_z \cos(\beta'))/\lambda, \\ f_{\theta 3} = -\sqrt{2}(V_x \sin(\beta') + V_y \sin(\beta') + 2V_z \cos(\beta'))/\lambda, \\ f_{\theta 4} = -\sqrt{2}(V_x \sin(\beta') - V_y \sin(\beta') + 2V_z \cos(\beta'))/\lambda. \end{cases} \quad (21)$$

Вычитая попарно (первое уравнение с третьим и

второе уравнение с четвертым), исключим  $V_z$

$$\begin{cases} f_{\theta 1} - f_{\theta 3} = 4\sqrt{2}(V_x + V_y)/k_\lambda, \\ f_{\theta 2} - f_{\theta 4} = 4\sqrt{2}(V_x - V_y)/k_\lambda, \end{cases} \quad (22)$$

откуда

$$\begin{aligned} V_x &= k_\lambda (f_{\theta 1} + f_{\theta 2} - f_{\theta 3} - f_{\theta 4})/\sqrt{8}, \\ V_y &= k_\lambda (f_{\theta 1} - f_{\theta 2} - f_{\theta 3} + f_{\theta 4})/\sqrt{8}. \end{aligned} \quad (23)$$

Выражения для определения  $V_z$  могут быть получены подстановкой  $V_x$  и  $V_y$  в любое из уравнений (21). Тогда для каждого уравнения системы соответствующие выражения для вертикальной компоненты скорости записываются как:

$$V_{z1} = -\frac{\lambda(f_{\theta 1} + f_{\theta 3})}{4 \cos(\beta')}, \quad V_{z2} = -\frac{\lambda(f_{\theta 2} + f_{\theta 4})}{4 \cos(\beta')}. \quad (24)$$

Нахождение окончательной оценки компоненты  $V_z$  осуществляется путем усреднения найденных значений

$$V_z = \frac{V_{z1} + V_{z2}}{2} = -\frac{\lambda(f_{\theta 1} + f_{\theta 2} + f_{\theta 3} + f_{\theta 4})}{8 \cos(\beta')}. \quad (25)$$

Оценки абсолютного значения скорости, углов сноса и тангажа находятся по выражениям (18)-(20) как и для трехлучевого измерителя.

Использование четвертого луча позволяет снизить влияние изменений подстилающей поверхности, например, при переходе от полета над сушей к полету над морем. Такие изменения приводят к деформации спектра доплеровских частот в отдельных лучах – максимум спектра смещается в сторону низких частот. При этом величина смещения зависит как от угла падения, так и свойств отражающих поверхностей [8]. Поэтому совместная обработка сигналов во всех четырех лучах позволяет уменьшить величину смещения средней доплеровской частоты и скорректировать показания ДИСС. Такой подход применяется, например, в измерителе ДИСС-7, нашедшего широкое применение в пилотируемой авиации.

### Методика оценки ошибок ДИСС

Для оценки применимости рассмотренных способов обработки сигналов в малогабаритных ДИСС сформулируем методику оценки ошибок измерения компонентов вектора скорости полета носителя от ориентации летательного аппарата в пространстве. Методика представляет собой последовательность следующих этапов.

**Этап 1.** Формируется вектор отсчетов для каждого из углов ориентации  $\gamma = -\gamma_{\min}, -\gamma_{\min} + \delta\gamma, \dots, \gamma_{\max}$ ,  $\nu = -\nu_{\min}, -\nu_{\min} + \delta\nu, \dots, \nu_{\max}$ ,  $\psi = -\psi_{\min}, -\psi_{\min} + \delta\psi, \dots, \psi_{\max}$  с некоторыми заданными приращениями  $\delta\gamma$ ,  $\delta\nu$  и  $\delta\psi$ ,

где  $\gamma_{\min}$ ,  $\gamma_{\max}$ ,  $\nu_{\min}$ ,  $\nu_{\max}$ ,  $\psi_{\min}$ ,  $\psi_{\max}$  – максимальные и минимальные значения соответствующих углов ориентации, определяемые требуемыми границами исследований ошибок измерений. Задается в качестве исходных значений скорость полета  $V$ , длина волны  $\lambda$ , а также углы установки антенн  $\beta_i'$  и  $\varepsilon_i'$  в связанной системе координат.

**Этап 2.** Для каждого луча ДНА на основе сформированных на предыдущем этапе отсчетов углов пространственной ориентации БПЛА  $\gamma, \nu, \psi$  и заданных углов установки антенны осуществляется вычисление вектора  $\mathbf{v}_b(\varepsilon'_i, \beta')$  и матрицы  $\mathbf{R}_{b \rightarrow n}(\psi, \nu, \gamma)$  по выражениям (4) и (5) соответственно.

**Этап 3.** Для каждого луча ДНА в соответствии с выражениями (7) и (8) вычисляются углы ориентации  $\varepsilon_i$  и  $\beta_i$  в нормальной системе координат.

**Этап 4.** Вычисляются значения доплеровских частот в каждом луче ДНА по выражению (2).

**Этап 5.** На основе вычисленных значений доплеровских частот осуществляется расчет компонентов вектора скорости и угла тангажа для заданных на первом этапе значений  $\beta'_i, \varepsilon'_i, \gamma, \nu, \psi$ . При этом для однолучевого измерителя используется выражение (9), для двухлучевого – выражения (10)-(12), для трехлучевого – выражения (17)-(20), для четырехлучевого измерителя – выражения (23)-(25) и (18)-(20). Рассчитанные значения обозначаются как  $\hat{V}, \hat{\psi}$  и  $\hat{\nu}$ .

**Этап 6.** Вычисляется ошибка измерения скорости в виде относительной погрешности в процентном соотношении

$$\Delta V = \frac{|\hat{V} - V|}{V} \cdot 100\%. \quad (26)$$

Вычисляется ошибка измерения угловых величин в виде абсолютной погрешности

$$\Delta \gamma = \hat{\gamma} - \gamma, \quad \Delta \nu = \hat{\nu} - \nu, \quad \Delta \psi = \hat{\psi} - \psi. \quad (27)$$

**Этап 7.** Осуществляется построение полученных зависимостей и производится их анализ.

### Анализ ошибок ДИСС

Рассмотрим влияние углов пространственной ориентации БПЛА и угла установки антенны  $\beta'$  на точность измерения скорости, углов сноса и тангажа для измерителей с различным количеством лучей, рассчитанную в соответствии с приведенной выше методикой.

Так на рис. 4 представлены зависимости ошибок для *однолучевого измерителя*. Предполагается, что получение оценок скорости осуществляется в горизонтальном прямолинейном полете. Также предполагается, что при расчете зависимостей по выражению (9) значения углов пространственной ориентации (тангажа, сноса и крена) измеряются бортовой ИНС с некоторыми ошибками  $\delta\gamma, \delta\nu$  и  $\delta\psi$ .

Анализ зависимостей ошибок по скорости  $\Delta V$  от ошибок измерения углов пространственной ориентации  $\delta\gamma, \delta\nu$  и  $\delta\psi$  показывает следующее. В однолучевом измерителе даже незначительные ошибки измерения угла тангажа (рис. 4, а) приводят к существенным ошибкам измерения скорости. При этом ошибка измерения скорости уменьшается с увеличением угла установки антенны  $\beta'$ . Так при угле установки антенны  $\beta' = 20^\circ$  и ошибке измерения угла тангажа в  $2^\circ$  ошибка измерения скорости будет составлять величину около 10%. Увеличение угла установки антенны  $\beta'$  до  $40...50^\circ$  обеспечивает снижение ошибки измерения скорости в 2...3 раза до 3...4%.

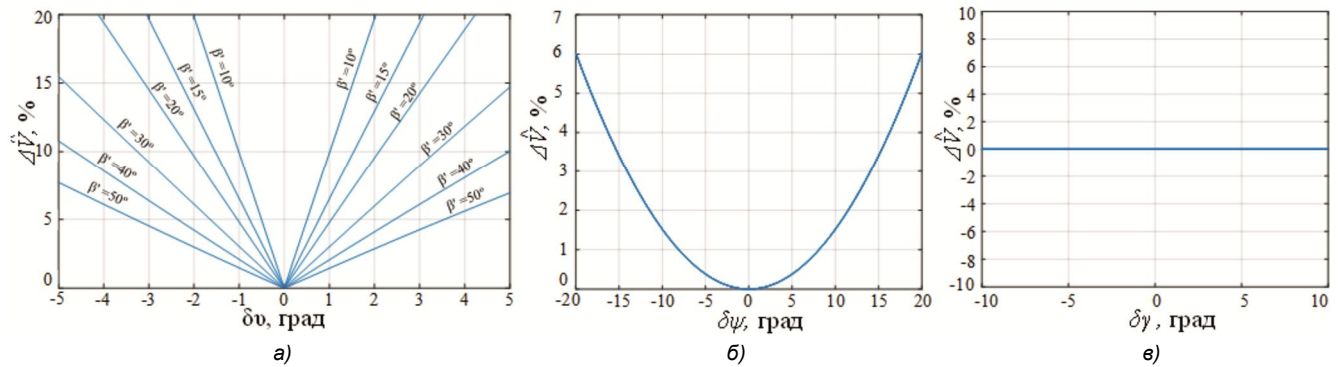


Рисунок 4 – Зависимости ошибки измерения скорости от величины ошибки по тангажу (а), сносу (б) и крену (в) при  $\varepsilon' = 90^\circ$  для однолучевого измерителя

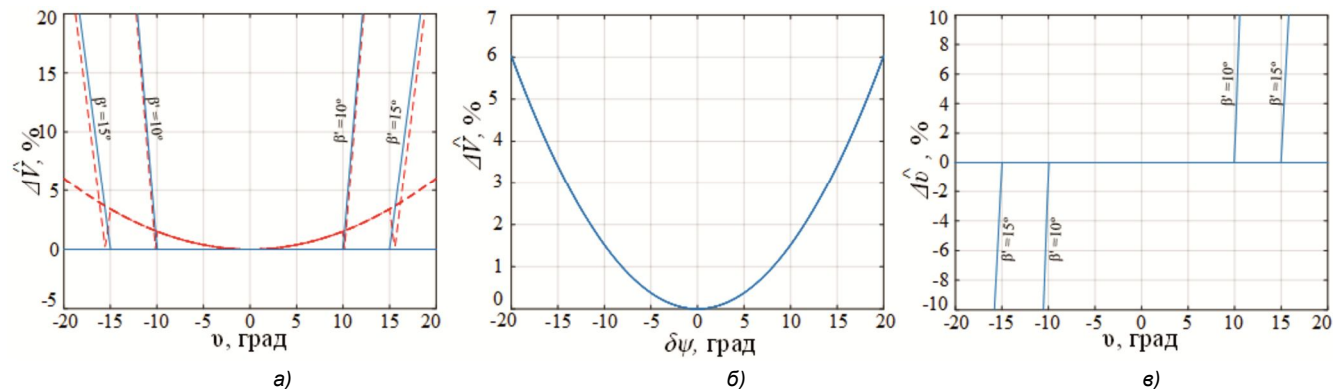


Рисунок 5 – Зависимости ошибки измерения скорости и тангажа от величины ошибки по тангажу (а), сносу (б) и крену (в) для двухлучевого измерителя от при  $\varepsilon'_1 = 90^\circ$  и  $\varepsilon'_2 = -90^\circ$  («--» – вычисленное по (10), «—» – вычисленное по (11))

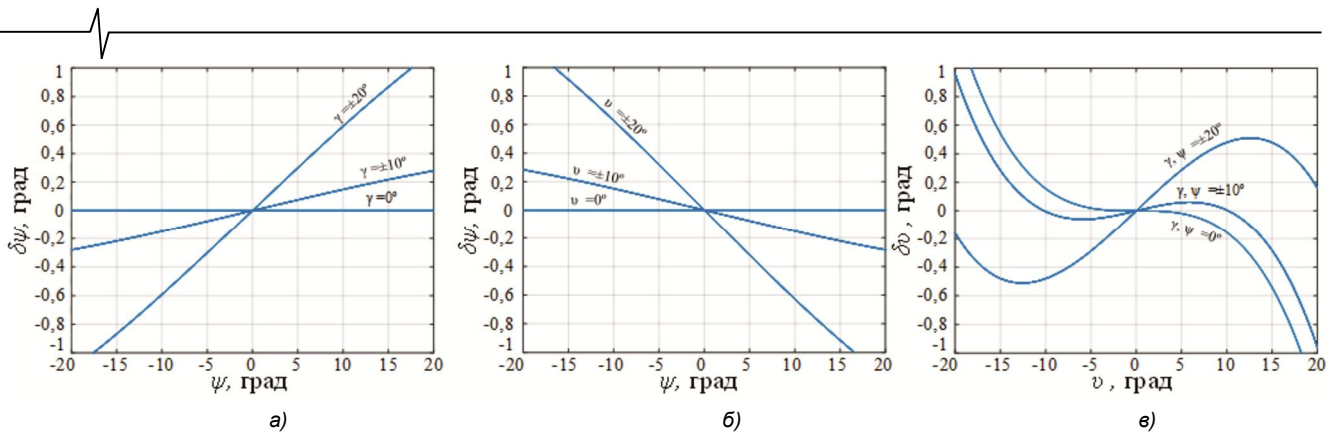


Рисунок 6 – Зависимости ошибок измерения углов сноса (а, б) и тангажа (в) для трех- (при  $\varepsilon'_1 = 0^\circ$ ,  $\varepsilon'_2 = 90^\circ$ ,  $\varepsilon'_3 = 270^\circ$ ) и четырехлучевого (при  $\varepsilon'_1 = 45^\circ$ ,  $\varepsilon'_2 = 135^\circ$ ,  $\varepsilon'_3 = 225^\circ$ ,  $\varepsilon'_4 = 315^\circ$ ) измерителя

Ошибка по углу сноса (рис. 4, б) оказывает существенно меньшее влияние на точность измерения скорости по сравнению с ошибкой по углу тангажа и не зависит от угла установки антенны  $\beta'$ . При значениях углов сноса, не превышающих величину 10...15°, ошибка измерения скорости составляет единицы процентов. Анализ зависимости, представленной на рис. 4, в показывает, что ошибка измерения угла крена летательного аппарата не влияет на ошибку измерения скорости.

Учитывая, что бортовые ИНС БПЛА обладают высокой точностью измерения углов пространственной ориентации, которые могут достигать при маневрировании величин нескольких десятков градусов, применение однолучевых измерителей может быть оправдано лишь для весьма приблизительной оценки скорости при поддержании стабильного горизонтального полета.

Анализ зависимостей, представленных на рис. 5, а показывает, что двухлучевые измерители характеризуются независимостью ошибок измерения скорости полета от угла тангажа. Это обусловлено тем, что при его изменении происходит пропорциональное изменение угла  $\beta$  в первом канале и противоположное изменение этого угла во втором канале, что, в конечном счете, компенсирует суммарную ошибку по скорости. При этом наличие угол сноса влияет на ошибку измерения скорости. Величина этой ошибки (рис. 5, б) аналогична ошибке, характерной для однолучевого измерителя.

В отличие от однолучевого измерителя двухлучевой измеритель позволяет дополнительно получать оценки угла тангажа летательного аппарата. Эта ошибка не зависит от истинного угла тангажа при его изменениях в пределах угла установки антенны  $\beta'$ . Проведение расчетов также показало, что ошибка  $\delta\gamma$  не влияет на точность измерения скорости.

Проведенные исследования показали, что характер зависимостей ошибок для трех- и четырехлучевых измерителей идентичен. Такие измерители характеризуются практически нулевыми значениями ошибок по скорости, углам тангажа и сноса (рис. 6). Кроме того, в отличие от двухлучевого измерителя трех- и четырехлучевые измерители позволяют получать значение угла тангажа даже вне пределов углов установки антенн. Применение четырехлучевого измерителя является в большинстве случаев избыточным, однако совместная обработка сигналов во всех четырех лучах поз-

воляет снизить зависимость ошибок от изменения характера подстилающей поверхности.

Полученные результаты анализа ДИСС с различным количеством лучей сведены в табл. 1.

### Предложения по структуре построения малогабаритных ДИСС

Целевая нагрузка для БПЛА должна характеризоваться небольшими массогабаритными характеристиками и невысокой стоимостью, обеспечивая при этом высокую точность автономного измерения параметров собственного движения. Поэтому в качестве целесообразного варианта построения малогабаритных ДИСС следует рассматривать структуру построения характерную для радиолокаторов с непрерывным частотно-модулированным излучением. Такая структура позволяет реализовать применение сигналов с шириной спектра в несколько сот мегагерц, что обеспечит улучшенную разрешающую способность за счет большой базы сигнала, а также высокую помехоустойчивость измерителей к воздействию помех при невысоких требованиях к приемной аппаратуре и устройствам цифровой обработки сигналов.

Одним из направлений по уменьшению количества приемных каналов и, как следствие упрощение аппаратуры, следует рассматривать использование многолучевых антенн. Например, применение двухлучевой антенны, с симметрично ориентированными лучами ДНА позволит с использованием методов спектрального анализа осуществить разделение каналов по знаку доплеровских частот. При использовании микрополосковых технологий реализация двухлучевых антенн может быть легко осуществлена за счет противофазной запитки отдельных элементов антенной решетки.

### Заключение

В статье рассмотрены различные ДИСС, имеющие однолучевую, двухлучевую, трехлучевую и четырехлучевую структуру. Определены их достоинства и недостатки. Описан порядок вывода аналитических выражений, устанавливающих связь между измеряемыми доплеровскими частотами в каждом луче и компонентами вектора скорости при произвольных углах установки диаграммы направленности в связанной с летательным аппаратом системе координат, а также углах его ориен-

Таблица 1 – Характеристика зависимости ошибок измерения навигационных параметров от ошибок измерения углов пространственного положения для ДИСС с различным количеством лучей

Ошибка	Углы ориентации		
	тангаж	снос	крен
<i>однолучевой измеритель</i>			
Ошибка измерения скорости	сильная (десятки процентов)	слабая (единицы процентов)	нет
Ошибка измерения угла тангажа	не измеряет	не измеряет	не измеряет
Ошибка измерения угла сноса	не измеряет	не измеряет	не измеряет
<i>двухлучевой измеритель</i>			
Ошибка измерения скорости	нет (в пределах углов установки антенн $\beta'$ )	слабая (единицы процентов)	нет
Ошибка измерения угла тангажа	нет (в пределах углов установки антенн $\beta'$ )	нет	нет
Ошибка измерения угла сноса	не измеряет	не измеряет	не измеряет
<i>трех- и четырехлучевой измеритель</i>			
Ошибка измерения скорости	нет	нет	нет
Ошибка измерения угла тангажа	нет	слабая (доли градуса)	слабая (доли градуса)
Ошибка измерения угла сноса	слабая (доли градуса)	нет	слабая (доли градуса)

тации в пространстве. Приведены аналитические выражения для расчета компонентов вектора скорости и углов пространственной ориентации летательного аппарата на основе измеренных доплеровских частот для типовых углов установки антенн ДИСС. Сформулирована методика оценки точности измерения скорости и угла сноса, на основе которой рассчитаны ошибки для различных структур построения измерителей с разным числом лучей. На основе анализа погрешностей показано, что однолучевые измерители, как правило, недостаточно точны из-за сильной зависимости от необходимости строгого выдерживания горизонтального полета. Двухлучевые измерители обеспечивают приемлемую оценку модуля вектора скорости, но не позволяют измерять угол сноса. Предпочтительным вариантом являются трех- и четырехлучевые измерители, обладающие высокой точностью и независимостью от пространственной ориентации летательного аппарата. Четырехлучевые системы, несмотря на их избыточность, обеспечивают лучшие результаты при работе над неоднородной подстилающей поверхностью с различными отражающими характеристиками. Применение двухлучевых антенн позволяет сократить число приемных и передающих каналов вдвое благодаря цифровым методам частотного разделения сигналов, основанным на спектральном анализе доплеровских частот, без ухудшения точностных характеристик ДИСС. Дальнейшие исследования будут посвящены разработке способов обработки сигналов в многолучевых ДИСС, а также оценке степени влияния отличий в отражательной спо-

собности подстилающей поверхности в отдельных лучах диаграммы направленности ДИСС на точность измеряемых параметров.

### Литература

- Колчинский В.Е., Мандуровский И.А., Константиновский М.И. Автономные доплеровские устройства и системы навигации летательных аппаратов. М.: Советское радио, 1975. 430 с.
- 24 GHz Altimeter Radar NRA24. <http://en.nanoradar.cn> (дата обращения 31.05.2025 г.).
- Купряшкин И.Ф., Лихачев В.П., Рязанцев Л.Б. Малогабаритные многофункциональные РЛС с непрерывным частотно-модулированным излучением. М.: Радиотехника, 2020, 278 с.
- Рязанцев Л.Б., Бабич О.А., Маклаков Д.Ю. Моделирование дальностно-доплеровских отражений от земной поверхности при радиолокационном зондировании с борта летательного аппарата // Цифровая обработка информации, № 1, 2025. С. 28-34.
- Асланян А.Э. Системы автоматического управления полетом летательных аппаратов. Киев: КВВАИУ, 1984. 436 с.
- Красовский А.А., Вавилов Ю.А., Сучков А.И. Системы автоматического управления летательных аппаратов. М: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1986. 478 с.
- Августов Л.И., Бабиченко А.В., Орехов М.И., Сухорук С.Я., Шкред В.К. Под ред. Джанджавы Г.И. Навигация летательных аппаратов в околоземном пространстве. М.: Научтехлитиздат, 2015. 592 с.
- Метелев Б.К. Доплеровские измерители: методические указания к лабораторной работе по разделу «Доплеровские навигационные системы». УГАТУ. Уфимская типография №2, 1997. 35 с.