

УДК 621.396.962

## **Методы измерения параметров движения воздушной цели в режиме молчания бортовой радиолокационной станции**

Р.Р. Шатовкин, И.П. Будюкин

### **Аннотация**

Существует возможность определения линейной скорости маневренной воздушной цели в режиме молчания бортовой радиолокационной станции (БРЛС) по информации о параметрах вращательного движения цели, поступающей от оптоэлектронной системы (ОЭС). Реализация вторичной обработки полученных нерадиолокационных измерений линейной скорости приводит к необходимости синтеза соответствующего алгоритма, а, следовательно, и разработки модели изменения линейной скорости маневренного летательного аппарата (ЛА).

Наличие на борту истребителя информации о линейной скорости и параметрах вращательного движения сопровождаемого маневренного ЛА позволяет определить ее перегрузки.

Получаемые измерения линейной скорости и перегрузок достаточно точны и вполне могут быть использованы для реализации самонаведения истребителя на цель в режиме молчания БРЛС.

### **Ключевые слова:**

бортовая радиолокационная станция; оптоэлектронная система; режим молчания; воздушная цель; линейная скорость.

### **Введение**

Для реализации существующих методов самонаведения истребителя на цель предполагается постоянное наличие на борту истребителя информации о координатах и параметрах движения цели (методы наведения «перехват», «маневр»). Вместе с тем, излучение БРЛС в направлении на цель является явным демаскирующим признаком подготовки к применению по ней оружия. Это дает возможность противнику принять меры по срыву атаки. В связи с этим вопрос обеспечения скрытности функционирования системы управления вооружением (СУВ) современного истребителя является актуальным и практически важным.

Под скрытностью функционирования СУВ подразумевается ее способность противостоять разведке противником излучаемых СУВ радиосигналов и тем самым затруднить ему формирование преднамеренных помех. Обеспечение скрытности предполагает выключение всех радио- и радиотехнических средств, работающих на передачу (в особенности, БРЛС). Это обуславливает необходимость функционирования БРЛС в режиме молчания. Однако измерение координат и параметров движения цели по информации БРЛС в этом случае становится невозможным. Поэтому возникает задача определения координат и параметров движения цели по доступной в режиме молчания БРЛС информации, поступающей от информационно-измерительных систем, работающих в пассивном режиме.

### **Метод определения линейной скорости маневренной воздушной цели на основе информации о параметрах ее вращательного движения**

Известно, что линейную скорость маневренной воздушной цели – ЛА, движущегося по криволинейной траектории, можно описать выражением [1]:

$$V_k = \omega_k \cdot r_k, \quad (1)$$

где  $\omega_k$  – абсолютное значение угловой скорости перемещения ЛА;  $r_k$  – радиус окружности, по дуге которой движется ЛА в  $k$ -й момент времени.

ЛА может маневрировать как в горизонтальной, так и в вертикальной плоскости, поэтому, целесообразным для дальнейших исследований является анализ значений составляющих вектора линейной скорости ЛА в горизонтальной  $V_{r_k}$  и вертикальной  $V_{v_k}$  плоскости:

$$V_{r_k} = \omega_{r_k} \cdot r_{r_k}; \quad (2)$$

$$V_{v_k} = \omega_{v_k} \cdot r_{v_k}, \quad (3)$$

где  $\omega_{r_k}$ ,  $\omega_{v_k}$  – абсолютные значения угловых скоростей перемещения ЛА в горизонтальной и вертикальной плоскости;  $r_{r_k}$ ,  $r_{v_k}$  – проекции радиуса окружности, по дуге которой движется ЛА в  $k$ -й момент времени, на горизонтальную и вертикальную плоскость.

В свою очередь, абсолютные значения угловых скоростей перемещения ЛА в горизонтальной и вертикальной плоскости являются ни чем иным, как абсолютными значениями угловых скоростей изменения угла поворота  $\varphi_k$  и угла наклона  $\theta_k$  траектории ЛА –  $\omega_{\varphi_k}$  и  $\omega_{\theta_k}$  в  $k$ -й момент времени, соответственно:

$$\omega_{r_k} = \omega_{\varphi_k}; \quad (4)$$

$$\omega_{v_k} = \omega_{\theta_k}. \quad (5)$$

На борту истребителя нет возможности измерять углы  $\varphi_k$  и  $\theta_k$ , а, следовательно, и абсолютные значения скоростей их изменения  $\omega_{\varphi_k}$  и  $\omega_{\theta_k}$ . Однако есть возможность по получаемым от ОЭС в реальном масштабе времени изображениям ЛА определять углы его

рыскания  $\psi_k$  и тангажа  $\vartheta_k$ , а значит и абсолютные значения скоростей их изменения  $\omega_{\psi_k}$  и  $\omega_{\vartheta_k}$ .

В работе [2] доказано, что в силу малости углов атаки  $\alpha_k$  и скольжения  $\beta_k$  при выполнении большинства маневров современными ЛА, для решения задач, подобной рассматриваемой, правомерно сделать допущение о совпадении направления вектора линейной скорости ЛА и его продольной оси. Следовательно, можно принять, что  $\varphi_k = \psi_k$ ,  $\omega_{\varphi_k} = \omega_{\psi_k}$  и  $\theta_k = \vartheta_k$ ,  $\omega_{\theta_k} = \omega_{\vartheta_k}$ . Тогда значения составляющих вектора линейной скорости ЛА в горизонтальной  $V_{r_k}$  и вертикальной  $V_{v_k}$  плоскостях в  $k$ -й момент времени можно определить как:

$$V_{r_k} = \omega_{\psi_k} \cdot r_{r_k}; \quad (6)$$

$$V_{v_k} = \omega_{\vartheta_k} \cdot r_{v_k}. \quad (7)$$

Из выражений (6) и (7) видно, что при известных проекциях радиуса окружности, по дуге которой движется ЛА в  $k$ -й момент времени, на горизонтальную  $r_{r_k}$  и вертикальную  $r_{v_k}$  плоскость, составляющие вектора линейной скорости ЛА в горизонтальной  $V_{r_k}$  и вертикальной  $V_{v_k}$  плоскостях связаны детерминированной функциональной зависимостью с абсолютными значениями скоростей изменения его угла рыскания  $\omega_{\psi_k}$  и тангажа  $\omega_{\vartheta_k}$ , соответственно.

Однако на борту истребителя информация о параметрах вращательного движения маневренного ЛА – цели  $r_{r_k}$  и  $r_{v_k}$  отсутствует. В этом случае положим, что значения  $V_{r_k}$  и  $V_{v_k}$  являются возможными значениями соответствующих случайных величин (СВ)  $V_r$  и  $V_v$ , а значения  $\omega_{\psi_k}$  и  $\omega_{\vartheta_k}$  – возможными значениями соответствующих СВ  $\omega_\psi$  и  $\omega_\vartheta$ . Тогда связь СВ  $V_r$  и  $V_v$  с соответствующими СВ  $\omega_\psi$  и  $\omega_\vartheta$  можно описать статистическими функциональными зависимостями – функциями регрессии [3]:

$$\bar{V}_r = f(\omega_\psi); \quad (8)$$

$$\bar{V}_v = f(\omega_\vartheta), \quad (9)$$

где  $\bar{V}_r$  и  $\bar{V}_v$  – условные средние СВ  $V_r$  и  $V_v$  (средние арифметические значения СВ  $V_r$  и  $V_v$  при фиксированных значениях СВ  $\omega_\psi$  и  $\omega_\vartheta$ , соответственно).

Исследование вида функций регрессии (8) и (9) проводилось на основе сформированных по реальным параметрам выполняемых современными истребителями маневров выборок СВ  $V_r$ ,  $V_v$ ,  $\omega_\psi$  и  $\omega_\vartheta$  объемом  $N = 1424$  элемента каждая. Кроме того, для исследования связи (8) осуществлялось разбиение выборок СВ  $V_r$  и  $\omega_\psi$  в зависимости от условия:  $\omega_\vartheta = 0$  (маневр ЛА осуществляется в горизонтальной, либо наклонной плоскостях) или  $\omega_\vartheta \neq 0$  (маневр ЛА осуще-

ствляется по пространственной траектории). По аналогии, для исследования связи (9) проводилось разбиение выборок СВ  $V_B$  и  $\omega_\vartheta$  в зависимости от условия:  $\omega_\psi = 0$  (маневр ЛА осуществляется в вертикальной плоскости) или  $\omega_\psi \neq 0$  (маневр ЛА осуществляется по пространственной траектории). Результаты проведенных исследований представлены штриховыми линиями на рисунках 1.а и 1.б – для зависимости  $\bar{V}_\Gamma$  от  $\omega_\psi$  при  $\omega_\vartheta = 0$  и  $\omega_\vartheta \neq 0$ , соответственно; на рисунках 2.а и 2.б – для зависимости  $\bar{V}_B$  от  $\omega_\vartheta$  при  $\omega_\psi = 0$  и  $\omega_\psi \neq 0$ , соответственно.

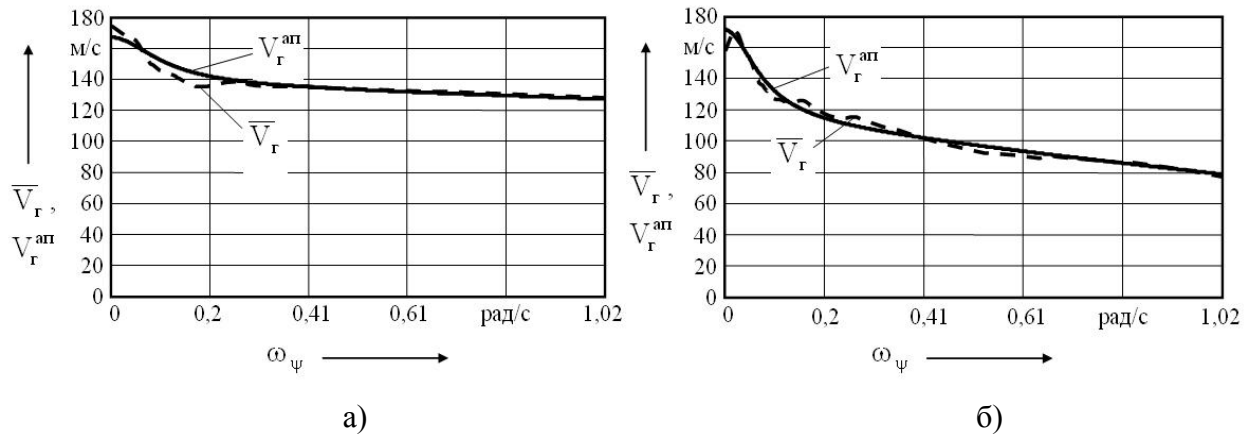


Рис. 1. Графики зависимости  $\bar{V}_\Gamma$  от  $\omega_\psi$  при  $\omega_\vartheta = 0$  (а) и при  $\omega_\vartheta \neq 0$  (б) и графики функции  $V_\Gamma^{ap}$  от  $\omega_\psi$  при  $\omega_\vartheta = 0$  (а) и при  $\omega_\vartheta \neq 0$  (б)

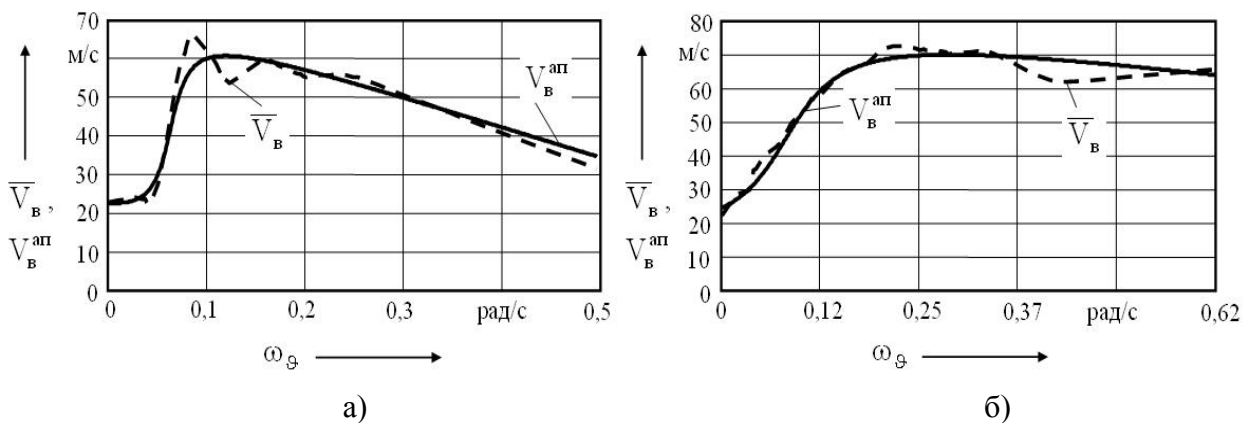


Рис. 2. Графики зависимости  $\bar{V}_B$  от  $\omega_\vartheta$  при  $\omega_\psi = 0$  (а) и при  $\omega_\psi \neq 0$  (б) и графики функции  $V_B^{ap}$  от  $\omega_\vartheta$  при  $\omega_\psi = 0$  (а) и при  $\omega_\psi \neq 0$  (б)

Аппроксимация полученных зависимостей  $\bar{V}_\Gamma$  от  $\omega_\psi$  и  $\bar{V}_B$  от  $\omega_\vartheta$  математическими функциями  $V_\Gamma^{ap}$  и  $V_B^{ap}$ , соответственно, осуществлялась с учетом минимизации среднеквадратической погрешности приближения значений математических функций к значениям функций регрессии, полученным в результате исследований. Были получены выражения

следующего вида:

- для зависимости  $\bar{V}_r$  от  $\omega_\psi$  при  $\omega_\vartheta = 0$ :

$$V_r^{an} = \frac{30}{80 \cdot \omega_\psi^2 + 1} - 10 \cdot \omega_\psi + 137; \quad (10)$$

- для зависимости  $\bar{V}_r$  от  $\omega_\psi$  при  $\omega_\vartheta \neq 0$ :

$$V_r^{an} = \frac{50}{150 \cdot \omega_\psi^2 + 0,9} + 3,3 \cdot \omega_\psi^2 - 40 \cdot \omega_\psi + 116; \quad (11)$$

- для зависимости  $\bar{V}_b$  от  $\omega_\vartheta$  при  $\omega_\psi = 0$ :

$$V_b^{an} = -18 \cdot \text{arctg}(66,5 \cdot \omega_\vartheta - 4,2) - 80 \cdot \omega_\vartheta + 75; \quad (12)$$

- для зависимости  $\bar{V}_b$  от  $\omega_\vartheta$  при  $\omega_\psi \neq 0$ :

$$V_b^{an} = -24 \cdot \text{arctg}(17,5 \cdot \omega_\vartheta - 1,4) - 30 \cdot \omega_\vartheta + 85. \quad (13)$$

Графики функций (10) – (13) представлены сплошными линиями на рисунках 1.а и 1.б – для зависимости  $V_r^{an}$  от  $\omega_\psi$  при  $\omega_\vartheta = 0$  и  $\omega_\vartheta \neq 0$ , соответственно; на рисунках 2.а и 2.б – для зависимости  $\bar{V}_b$  от  $\omega_\vartheta$  при  $\omega_\psi = 0$  и  $\omega_\psi \neq 0$ , соответственно.

На примере типовых маневров «вираж» и «горка», выполняемых современным истребителем, проводилось исследование точности определения составляющих вектора его линейной скорости в горизонтальной  $V_{rk}$  и вертикальной  $V_{bk}$  плоскостях в  $k$ -й момент времени, рассчитываемых на основе выражений (10) – (13), а также точности определения его линейной скорости  $V_k^n$  в  $k$ -й момент времени, рассчитываемой в соответствии с выражением:

$$V_k^n = \sqrt{V_{rk}^{an2} + V_{bk}^{an2}}. \quad (14)$$

Так, для маневра «вираж» на рисунках 3.а и 3.б представлены графики изменения во времени ошибок определения значений составляющих вектора линейной скорости ЛА на основе выражений (10) – (13) по сравнению с истинными значениями составляющих вектора линейной скорости ЛА, в горизонтальной  $\Delta V_r$  и вертикальной  $\Delta V_b$  плоскости, соответственно.

На рисунке 4.а представлены графики изменения во времени истинного значения линейной скорости ЛА  $V$  (штриховой линией) и значения линейной скорости ЛА, рассчитанного на основе выражения (14),  $V^n$  (сплошной линией).

График изменения во времени ошибки определения линейной скорости ЛА на основе выражения (14) по сравнению с истинным значением линейной скорости ЛА  $\Delta V$  приведен

на рисунке 4.б.

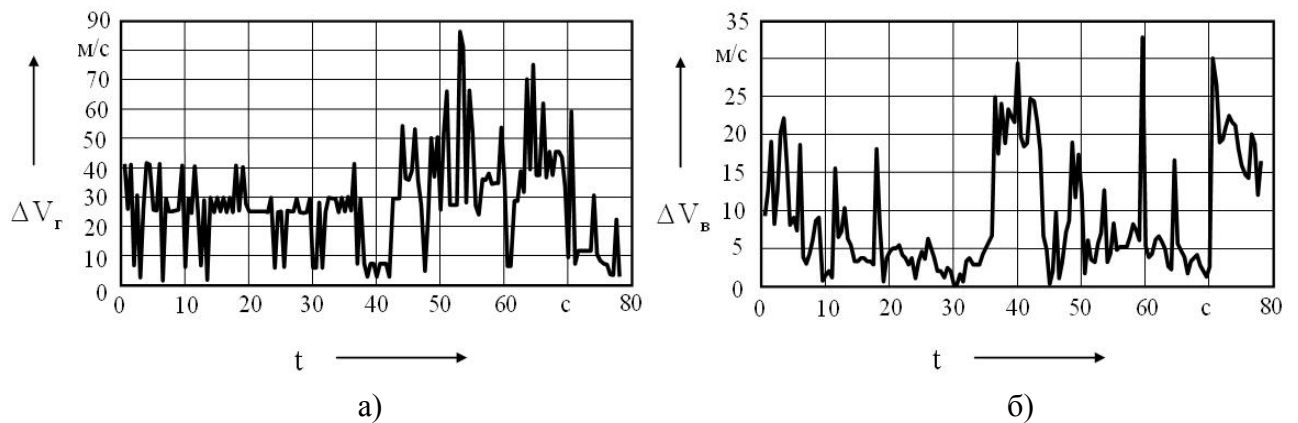


Рис. 3. Графики изменения ошибок определения значений составляющих вектора линейной скорости ЛА в горизонтальной  $\Delta V_r$  (а) и вертикальной  $\Delta V_b$  (б) плоскости для маневра «вираж»

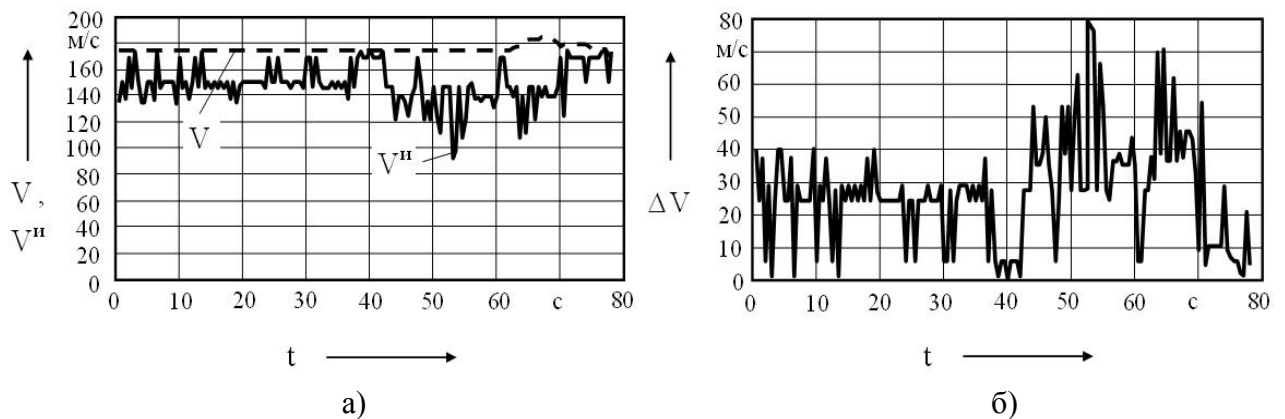


Рис. 4. Графики изменения истинного значения линейной скорости ЛА  $V$ , значения линейной скорости ЛА, рассчитанного на основе выражения (14),  $V^n$  (а) и ошибки определения линейной скорости ЛА  $\Delta V$  на основе выражения (14) (б) для маневра «вираж»

Анализ зависимостей, представленных на данных рисунках, позволяет сделать вывод, что большую часть времени маневра ошибки определения как составляющих вектора линейной скорости ЛА, так и его линейной скорости имеют сравнительно небольшие значения, что подтверждает целесообразность практического использования результатов проведенных исследований.

Таким образом, по информации о параметрах вращательного движения маневренного ЛА  $\omega_{\psi_k}$  и  $\omega_{\vartheta_k}$ , поступающей от ОЭС, возможно определить как значения составляющих вектора его линейной скорости в горизонтальной  $V_{r_k}$  и вертикальной  $V_{b_k}$  плоскости, используя выражения (10) – (13), так и значения его линейной скорости  $V_k^n$  на основе выраже-

ния (14). При этом ошибки вычисления линейной скорости ЛА вполне позволяют использовать полученные значения скорости  $V_k^n$  в качестве первичных измерений для вторичной обработки данных.

Положим, что абсолютные значения скоростей изменения углов рыскания  $\omega_{\psi_k}$  и тангажа  $\omega_{\vartheta_k}$  цели вычисляются на борту истребителя в соответствии с выражениями:

$$\omega_{\psi_k} = \left| \frac{\psi_k - \psi_{k-1}}{T} \right|; \quad (15)$$

$$\omega_{\vartheta_k} = \left| \frac{\vartheta_k - \vartheta_{k-1}}{T} \right|, \quad (16)$$

где  $\psi_k = \arcsin \left[ \left( \cos \vartheta_k^{лб} \cdot \cos \psi_k^{лб} \cdot \cos \varepsilon_{вк} \cdot \sin \varepsilon_{гк} + \sin \vartheta_k^{лб} \cdot \sin \varepsilon_{вк} \cdot \sin \varepsilon_{гк} - \cos \vartheta_k^{лб} \cdot \sin \psi_k^{лб} \cdot \cos \varepsilon_{гк} \right) \times \right. \\ \left. \times \left\{ \left( \cos \vartheta_k^{лб} \cdot \cos \psi_k^{лб} \cdot \cos \varepsilon_{вк} \cdot \cos \varepsilon_{гк} - \sin \vartheta_k^{лб} \cdot \sin \varepsilon_{вк} \cdot \cos \varepsilon_{гк} - \cos \vartheta_k^{лб} \cdot \sin \psi_k^{лб} \cdot \sin \varepsilon_{гк} \right)^2 + \right. \right. \\ \left. \left. + \left( \cos \vartheta_k^{лб} \cdot \cos \psi_k^{лб} \cdot \cos \varepsilon_{вк} \cdot \sin \varepsilon_{гк} + \sin \vartheta_k^{лб} \cdot \sin \varepsilon_{вк} \cdot \sin \varepsilon_{гк} - \cos \vartheta_k^{лб} \cdot \sin \psi_k^{лб} \cdot \cos \varepsilon_{гк} \right)^2 \right\}^{1/2} \right]; \quad (17)$

$$\vartheta_k = \arcsin \left[ \left( \cos \vartheta_k^{лб} \cdot \cos \psi_k^{лб} \cdot \sin \varepsilon_{вк} + \sin \vartheta_k^{лб} \cdot \cos \varepsilon_{вк} \right) \times \right. \\ \left. \times \left\{ \left( \cos \vartheta_k^{лб} \cdot \cos \psi_k^{лб} \cdot \cos \varepsilon_{вк} \cdot \cos \varepsilon_{гк} - \sin \vartheta_k^{лб} \cdot \sin \varepsilon_{вк} \cdot \cos \varepsilon_{гк} - \cos \vartheta_k^{лб} \cdot \sin \psi_k^{лб} \cdot \sin \varepsilon_{гк} \right)^2 + \right. \right. \\ \left. \left. + \left( \cos \vartheta_k^{лб} \cdot \cos \psi_k^{лб} \cdot \sin \varepsilon_{вк} + \sin \vartheta_k^{лб} \cdot \cos \varepsilon_{вк} \right)^2 + \right. \right. \\ \left. \left. + \left( \cos \vartheta_k^{лб} \cdot \cos \psi_k^{лб} \cdot \cos \varepsilon_{вк} \cdot \sin \varepsilon_{гк} + \sin \vartheta_k^{лб} \cdot \sin \varepsilon_{вк} \cdot \sin \varepsilon_{гк} - \cos \vartheta_k^{лб} \cdot \sin \psi_k^{лб} \cdot \cos \varepsilon_{гк} \right)^2 \right\}^{1/2} \right]. \quad (18)$$

В данных выражениях:  $T$  – интервал дискретизации при обработке изображений цели;  $\psi_k^{лб}$  и  $\vartheta_k^{лб}$  – углы пространственной ориентации цели в лучевой системе координат истребителя в  $k$ -й момент времени, информация о которых поступает от теле- или тепловизора (ТВ);  $\varepsilon_{гк}$  и  $\varepsilon_{вк}$  – углы пеленга цели в горизонтальной и вертикальной плоскости, соответственно, в  $k$ -й момент времени, информация о которых поступает от тепlopеленгатора (ТП). ТВ и ТП входят в состав ОЭС.

С помощью полученных на основе выражений (15) – (18) абсолютных значений скоростей изменения углов рыскания  $\omega_{\psi_k}$  и тангажа  $\omega_{\vartheta_k}$  цели в соответствии с выражениями (10) – (14) рассчитывается значение линейной скорости цели  $V_k^n$  в  $k$ -й момент времени.

Затем полученное значение  $V_k^n$  используется в качестве первичного измерения в  $\alpha - \beta$ -фильтре:

$$\hat{V}_k = \tilde{V}_k + \alpha \cdot \Delta_k; \quad (19)$$

$$\mathfrak{E}_k = \tilde{a}_k + \frac{\beta}{T} \cdot \Delta_k, \quad (20)$$

где  $\tilde{V}_k = \hat{V}_{k-1} + \mathfrak{E}_{k-1} \cdot T;$  (21)

$$\tilde{a}_k = \mathfrak{E}_{k-1}; \quad (22)$$

$$\Delta_k = V_k^H - \tilde{V}_k; \quad (23)$$

$\tilde{V}_k$  и  $\tilde{a}_k$  – экстраполированные значения линейной скорости и линейного ускорения цели, соответственно, в  $k$ -й момент времени;  $\hat{V}_k$ ,  $\mathfrak{E}_k$  – оценки линейной скорости и линейного ускорения цели, соответственно, в  $k$ -й момент времени;  $\alpha$  и  $\beta$  – коэффициенты сглаживания линейной скорости и линейного ускорения цели, соответственно;  $\Delta_k$  – невязка.

Коэффициенты  $\alpha$  и  $\beta$  определяются системой уравнений [4]:

$$\begin{cases} \alpha = \sqrt{2 \cdot \beta} - \frac{\beta}{2}; \\ \beta = 2 \cdot (2 - \alpha) - 4 \cdot \sqrt{1 - \alpha}. \end{cases} \quad (24)$$

Одним из решений данной системы являются значения:  $\alpha = 0,5$ ;  $\beta = 0,172$ .

На выходе  $\alpha - \beta$ -фильтра наблюдается оценка линейной скорости маневренной воздушной цели  $\hat{V}_k$ , используемая в процессе самонаведения истребителя на цель.

Исследование точности оценки линейной скорости маневренной воздушной цели  $\hat{V}_k$ , рассчитываемой в соответствии с выражениями (10) – (24), проводилось на примере следующей модели тактической ситуации: цель выполняет маневр «спираль», а истребитель, изначально находясь от нее на расстоянии 20 км, осуществляет самонаведение на цель методом «маневр». При этом для обеспечения скрытности действий истребителя БРЛС функционирует в режиме молчания.

Считалось, что среднеквадратические ошибки (СКО) измерения ТВ углов пространственной ориентации цели  $\psi_k^{ЛВ}$  и  $\vartheta_k^{ЛВ}$  составляют  $\sigma_\psi^{ЛВ} = \sigma_\vartheta^{ЛВ} = 0,017$  рад ( $1^0$ ); СКО измерения ТП углов пеленга  $\varepsilon_{Гk}$  и  $\varepsilon_{Вk}$  составляют  $\sigma_{\varepsilon_G} = \sigma_{\varepsilon_B} = 0,0052$  рад ( $0,3^0$ ); интервал дискретизации при обработке изображений цели  $T = 0,5$  с;  $\mathfrak{E}_0 = 1$  м/с<sup>2</sup>.

На рисунках 5.а и 5.б, соответственно, представлены усредненные на основе 30 наблюдений графики изменения во времени величины отклонения (ВО)  $\Delta V^{CP}$  значения линейной скорости цели на входе  $\alpha - \beta$ -фильтра  $V_k^H$  и величины отклонения  $\Delta \hat{V}$  оценки линейной скорости цели



на выходе  $\alpha - \beta$ -фильтра  $\hat{V}_k$  по сравнению с истинным значением линейной скорости цели.

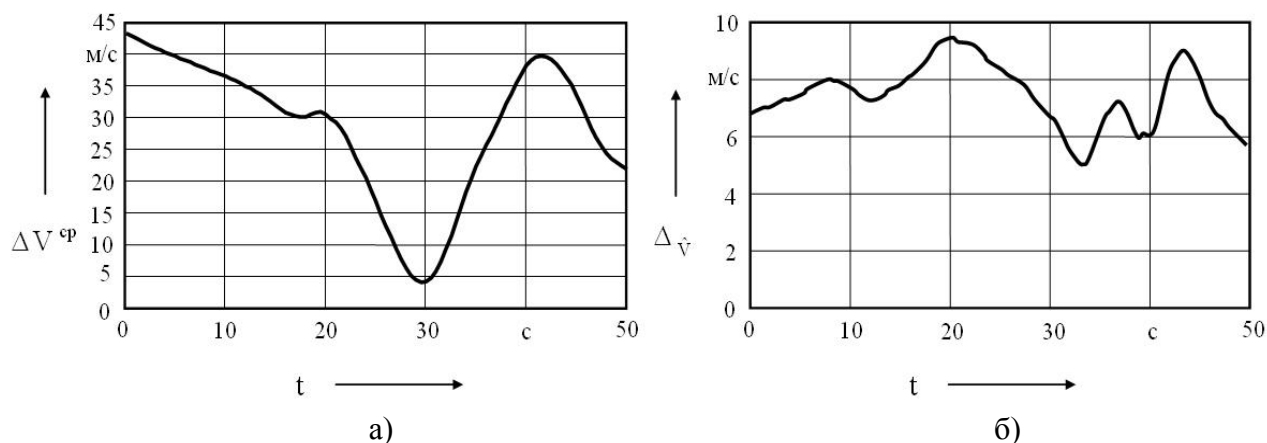


Рис. 5. График изменения ВО  $\Delta V^{cp}$  значения линейной скорости цели на входе  $\alpha - \beta$ -фильтра (а) и график изменения ВО  $\Delta \hat{v}$  оценки линейной скорости цели на выходе  $\alpha - \beta$ -фильтра  $\hat{V}_k$  (б)

Из представленных на рисунках 5.а и 5.б зависимостей видно, что применение  $\alpha - \beta$ -фильтра для обработки вычисленного на основе выражений (10) – (14) значения линейной скорости цели  $V_k^H$  дает достаточно неплохие результаты.

Точность оценки  $\hat{V}_k$ , получаемой на выходе фильтра, позволяет использовать ее для реализации самонаведения истребителя на цель.

#### **Модель изменения линейной скорости маневренной воздушной цели для решения задачи самонаведения истребителя в режиме молчания БРЛС**

Согласно подходу, используемому Зингером в работе [5], для синтеза статистической модели движения маневренной воздушной цели следует закон изменения одного из параметров ее движения описать с помощью корреляционной функции этого параметра (у Зингера это – экспоненциально-коррелированное ускорение). Следовательно, прежде чем синтезировать модель изменения линейной скорости маневренного ЛА, необходимо определить ее корреляционную функцию – вначале экспериментально, а затем построить аналитическую зависимость, наиболее точно описывающую экспериментально полученные результаты.

Для экспериментального определения корреляционной функции линейной скорости маневренной воздушной цели опишем изменение этой скорости во времени случайным процессом (СП)  $V(t)$ . При этом значения реальной линейной скорости истребителя являются сечениями СП  $V(t)$  в моменты времени  $t_1, t_2, \dots, t_k$ .

Исследование линейной скорости маневренной воздушной цели проводится исключи-

тельно для случая маневренного движения одного типа ЛА – современного истребителя, следовательно, СП  $V(t)$  будем считать стационарным эргодическим процессом. В пользу данного предположения можно привести следующие доводы:

1. Для всех исследуемых параметров движения истребителя можно обозначить границу их минимально допустимых значений, обусловленную тактикой применения истребительной авиации, а также границу их максимально допустимых значений, обусловленную предельными летно-техническими характеристиками истребителя. Если обозначены границы минимально и максимально возможных значений параметров движения истребителя, то можно определить средние статистические значения и СКО данных параметров для условий маневренного воздушного боя, которые не будут зависеть от времени. На этом основании правомерно выдвинуть предположение о стационарности СП  $V(t)$ .

2. Теоретически довольно трудно доказать, что эргодичность является обоснованным допущением для какого-либо физического процесса. Однако на практике предположение об эргодичности СП выносится, как правило, на основе чисто физических соображений, связанных с существом процесса, если отсутствуют веские доводы физического характера, препятствующие этому [6, 7]. В рассматриваемом случае подобные доводы отсутствуют.

3. Воздушный бой для истребителя представляет собой выполнение последовательности различных типовых маневров, очередность которых определяется условиями отдельной тактической ситуации. Следовательно, с высокой степенью вероятности можно утверждать, что в силу ограниченного количества типовых маневров и их повторяемости в различных ситуациях, любая из реализаций СП  $V(t)$  будет включать соответствующие отсчеты  $V(t)$ , значения которых встречаются и в других реализациях СП. Данное обстоятельство является вполне достаточным для того, чтобы для СП  $V(t)$  выдвинуть предположение не только об его стационарности, но и эргодичности.

4. Результаты проведенных исследований 12 одинаковых по длительности реализаций СП  $V(t)$ , полученных на основе использования реальной полетной информации современных истребителей, выполняющих учебные воздушные бои, также подтверждают выдвинутое предположение о стационарности и эргодичности рассматриваемого СП.

Предположение об эргодичности СП  $V(t)$  дает возможность построить экспериментальный одномерный закон распределения и определить математическое ожидание и СКО этого процесса по одной реализации.

Определение экспериментального одномерного закона распределения СП  $V(t)$  осуществлялось по  $N = 1424$  отсчетам  $V(t)$  одиночной реализации  $\{V(t_1), V(t_2), \dots, V(t_{1424})\}$ , график изменения которой во времени изображен на рисунке 6. Данные отсчеты представляют собой значения реальной линейной скорости истребителя при выполнении им различных маневров,

зафиксированной бортовой аппаратурой регистрации с интервалом времени  $\Delta = 0,5$  с.

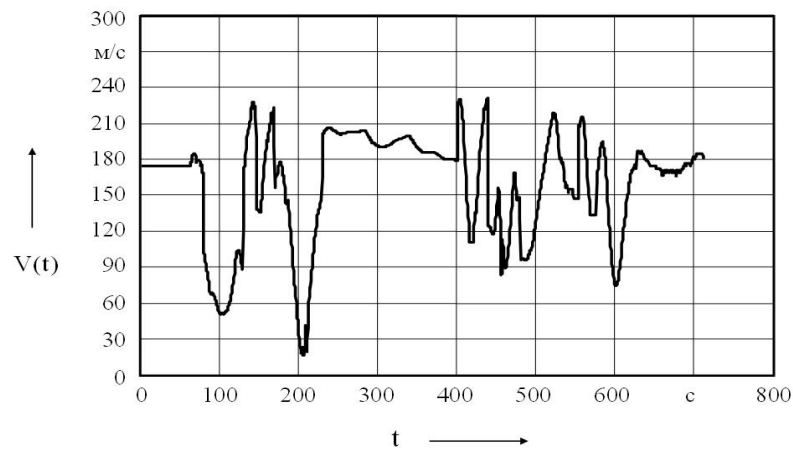


Рис. 6. Значения реальной линейной скорости современного истребителя при выполнении им различных маневров

Полученная экспериментальная плотность распределения вероятностей  $p^*(V)$  представлена на рисунке 7.

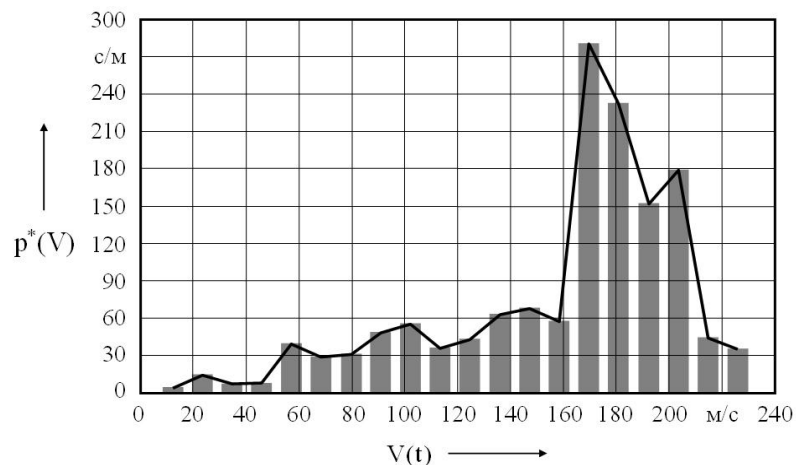


Рис. 7. Экспериментальная плотность распределения вероятностей  $p^*(V)$

Экспериментальное математическое ожидание и СКО для плотности распределения вероятностей  $p^*(V)$ :  $m_v^* = 158$  м/с,  $\sigma_v^* = 45$  м/с.

Построим график экспериментальной нормированной корреляционной функции (НКФ)  $K_v^*(k \cdot \Delta)$  СП  $V(t)$  на основе полученных экспериментальных данных для одной его реализации, содержащей  $N = 1424$  отсчета, используя выражение [7]:

$$K_v^*(k \cdot \Delta) = \frac{N}{N-k} \cdot \frac{\sum_{i=1}^{N-k} [V(t_i) - m_v^*] \cdot [V(t_{i+k}) - m_v^*]}{\sum_{i=1}^N [V(t_i) - m_v^*]^2}, \quad k = \overline{0, N}, \quad \Delta = t_{i+k} - t_i. \quad (25)$$

График изменения НКФ  $K_v^*(k \cdot \Delta)$  представлен на рисунке 8.

Из рисунка видно, что экспериментальная НКФ  $K_v^*(k \cdot \Delta)$  с течением времени стремится к нулю. Это еще раз подтверждает предположение об эргодичности СП  $V(t)$  [4].

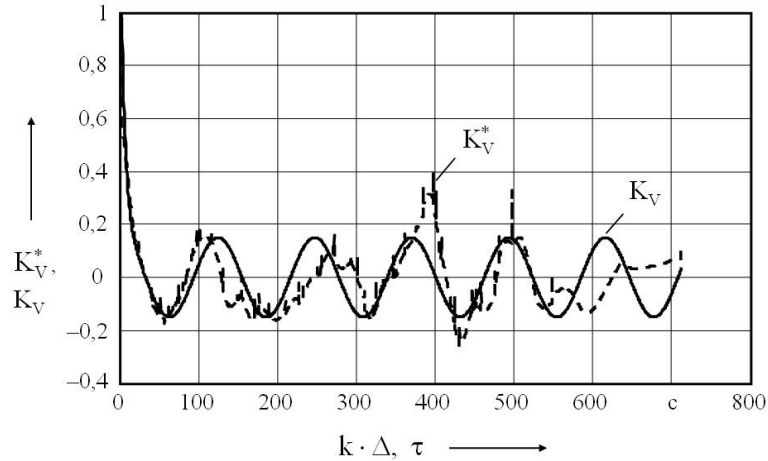


Рис. 8. График изменения экспериментальной НКФ  $K_v^*(k \cdot \Delta)$  и теоретической НКФ  $K_v(\tau)$

Аппроксимация полученной зависимости  $K_v^*(k \cdot \Delta)$  математической функцией осуществлялась с учетом минимизации среднеквадратической погрешности приближения значений математической функции к значениям экспериментальной НКФ  $K_v^*(k \cdot \Delta)$ . В результате было получено выражение для теоретической НКФ  $K_v(\tau)$  следующего вида:

$$K_v(\tau) = \exp\{-\mu \cdot |\tau|\} + 0,15 \cdot \cos(0,275 \cdot \mu \cdot |\tau|), \quad (26)$$

где 
$$\mu = \frac{m_v^*}{2 \cdot \pi \cdot m_r^*}; \quad (27)$$

$\mu$  – величина, обратная постоянной времени маневра;  $m_r^*$  – среднее значение радиуса окружности, по дуге которой движется ЛА при выполнении маневра. Значение  $m_r^* = 269$  м было определено экспериментальным путем в работе [8].

На рисунке 10 для области  $\tau \geq 0$  представлен график изменения теоретической НКФ  $K_v(\tau)$ , аппроксимирующей экспериментальную НКФ  $K_v^*(k \cdot \Delta)$ .

Используя согласно методу Винера-Колмогорова корреляционную функцию  $K(\tau) = \sigma_v^2 \cdot K_v(\tau)$  (где  $\sigma_v = \sigma_v^*$ ), изменение линейной скорости маневренного ЛА можно описать белым шумом [5]. Для этого следует применить преобразование Лапласа к функции  $K(\tau)$ :

$$R(p) = Z\{K(\tau)\} = \sigma_v^2 \cdot \left[ \frac{1}{p + \mu} - \frac{1}{p - \mu} + \frac{0,15 \cdot p}{p^2 + 0,275^2 \cdot \mu^2} - \frac{0,15 \cdot p}{p^2 + 0,275^2 \cdot \mu^2} \right] =$$

$$= \sigma_v^2 \cdot \frac{-2 \cdot \mu}{(p + \mu) \cdot (p - \mu)} = H(p) \cdot H(-p) \cdot W(p), \quad (28)$$

$$\text{где } H(p) = \frac{1}{p + \mu}; \quad W(p) = 2 \cdot \mu \cdot \sigma_v^2; \quad (29)$$

$H(p)$  – преобразование Лапласа от переходной характеристики «обеливающего» фильтра для линейной скорости маневренного ЛА  $V(t)$ ;  $W(p)$  – преобразование Лапласа от белого шума  $n(t)$ , формирующего линейную скорость маневренного ЛА  $V(t)$ .

Тогда модель изменения линейной скорости маневренного ЛА, описываемого белым шумом  $n(t)$ , в непрерывном времени принимает вид:

$$\dot{V}(t) = -\mu \cdot V(t) + n(t), \quad (30)$$

где корреляционная функция белого шума  $K_n(\tau)$  удовлетворяет равенству:

$$K_n(\tau) = 2 \cdot \mu \cdot \sigma_v^2 \cdot \delta(\tau). \quad (31)$$

Запишем модель изменения линейной скорости маневренного ЛА в дискретном виде:

$$V_{k+1} = V_k \cdot \exp\{-\mu \cdot T\} + n_{v_k}, \quad k = \overline{0, K}, \quad (32)$$

где  $T$  – интервал дискретизации;

$$n_{v_k} = \int_{k \cdot T}^{(k+1) \cdot T} \exp\{-\mu \cdot [(k+1) \cdot T - \tau]\} \cdot n(\tau) d\tau \quad (33)$$

– дискретная последовательность отсчетов белого шума с дисперсией:

$$Q = \sigma_v^2 \cdot [1 - \exp\{-2 \cdot \mu \cdot T\}]. \quad (34)$$

Положим, что измеритель – ОЭС выдает данные только о линейной скорости маневренной воздушной цели  $V^n$ , причем значение дисперсии шума измерения скорости  $R = \sigma_{v^n}^2$  обусловлено, в основном, качеством обработки изображения цели ОЭС. Если алгоритмом вторичной обработки информации является фильтр Калмана, то для разработанной модели (32) – (34) прогноз  $\tilde{V}_k$  и оценка  $\hat{V}_k$  линейной скорости маневренной воздушной цели определяются следующими выражениями:

$$\tilde{V}_{k+1} = \exp\{-\mu \cdot T\} \cdot \hat{V}_k; \quad (35)$$

$$\hat{V}_k = \tilde{V}_k + K_k \cdot v_k, \quad (36)$$

$$\text{где } K_k = \frac{\tilde{P}_k}{\tilde{P}_k + R}; \quad (37)$$

$$v_k = V_k^n - \tilde{V}_k; \quad (38)$$

$$\tilde{P}_k = \exp\{-2 \cdot \mu \cdot T\} \cdot \hat{P}_{k-1} + Q; \quad (39)$$

$$\hat{P}_k = (1 - K_k) \cdot \tilde{P}_k, \quad \text{причем } \hat{P}_0 = \sigma_v^2. \quad (40)$$

В выражениях (35) – (40)  $K_k$  – коэффициент усиления фильтра;  $\tilde{P}_k$  – дисперсия ошибок прогнозирования;  $P_k$  – дисперсия ошибок фильтрации.

Исследование точности оценки линейной скорости маневренной воздушной цели  $\hat{V}_k$ , рассчитываемой в соответствии с выражениями (35) – (40) на основе разработанной модели (32) – (34), проводилось на примере рассматриваемой выше тактической ситуации: цель выполняет маневр «спираль», а истребитель, изначально находясь от нее на расстоянии 20 км, осуществляет самонаведение на цель методом «маневр». При этом для обеспечения скрытности действий истребителя БРЛС функционирует в режиме молчания. Считалось, что интервал дискретизации (интервал обновления информации, поступающей от ОЭС)  $T = 0,5$  с; СКО шума измерения скорости принималось равной  $\sigma_{v_n} = 15$  м/с; начальная скорость  $\hat{V}_0 = 100$  м/с.

На рисунке 9 представлен график изменения во времени ВО  $\Delta_{\hat{V}}$  оценки линейной скорости маневренной цели  $\hat{V}_k$  на выходе фильтра Калмана, основанного на разработанной модели, от истинного значения  $V$ , усредненной по 30 наблюдениям. Среднее значение ВО  $\Delta_{\hat{V}}$  составляет 3,65 м/с. Для сравнения на рисунке 5.б представлен график изменения во времени ВО  $\Delta_{\hat{V}}$  оценки линейной скорости маневренной цели  $\hat{V}_k$  на выходе  $\alpha - \beta$ -фильтра от истинного значения  $V$ , усредненной по 30 наблюдениям. Среднее значение ВО  $\Delta_{\hat{V}}$  составляет 7,44 м/с.

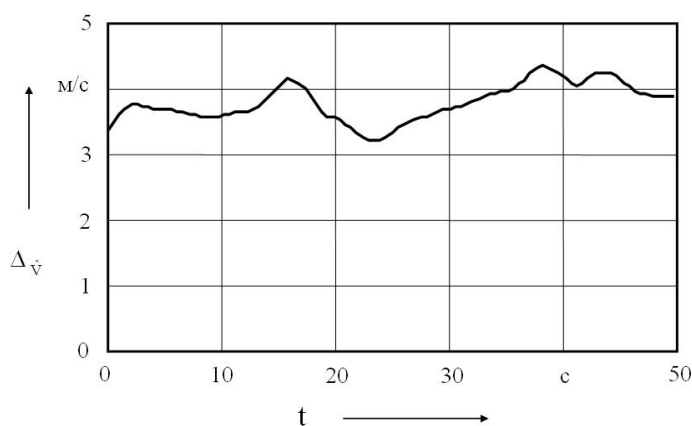


Рис. 9. График изменения ВО  $\Delta_{\hat{V}}$  оценки линейной скорости маневренной цели  $\hat{V}_k$  на выходе фильтра Калмана, основанного на разработанной модели

Из представленных на рисунках 7.б и 11 зависимостей видно, что применение фильтра Калмана, основанного на разработанной модели, для вторичной обработки измерений линейной скорости маневренной воздушной цели  $V^n$  дает лучшие результаты по сравнению с использованием  $\alpha - \beta$ -фильтра. Точность оценки  $\hat{V}_k$ , получаемой на выходе фильтра доста-

точно высока. Это говорит о целесообразности использования разработанной модели изменения линейной скорости маневренной воздушной цели в алгоритме вторичной обработки информации при реализации самонаведения истребителя на цель.

### **Метод определения перегрузок маневренной воздушной цели по информации ОЭС истребителя**

Полную перегрузку маневренного ЛА – воздушной цели  $n_k^u$  можно определить как

$$n_k^u = \frac{a_k}{g}, \quad (41)$$

где  $a_k$  – модуль вектора ускорения цели в  $k$ -й момент времени;  $g$  – ускорение свободного падения.

Вектор ускорения цели в  $k$ -й момент времени  $\vec{a}_k$  можно определить через разность векторов линейной скорости цели в  $k$ -й и  $(k-1)$ -й моменты времени  $\vec{V}_k$  и  $\vec{V}_{k-1}$ , соответственно:

$$\vec{a}_k = \frac{\vec{V}_k - \vec{V}_{k-1}}{T} \quad (42)$$

при малых значениях интервала дискретизации  $T$ .

Модуль вектора ускорения цели  $a_k$  в этом случае определяется по теореме косинусов:

$$a_k = \frac{|\vec{V}_k - \vec{V}_{k-1}|}{T} = \frac{\sqrt{(V_k)^2 + (V_{k-1})^2 - 2 \cdot V_k \cdot V_{k-1} \cdot \cos \mu_k}}{T}, \quad (43)$$

где  $\cos \mu_k = \cos \psi_k \cdot \cos \vartheta_k \cdot \cos \psi_{k-1} \cdot \cos \vartheta_{k-1} + \sin \vartheta_k \cdot \sin \vartheta_{k-1} +$   
 $+ \sin \psi_k \cdot \cos \vartheta_k \cdot \sin \psi_{k-1} \cdot \cos \vartheta_{k-1}.$  (44)

В данных выражениях:  $\mu_k$  – пространственный угол, образуемый векторами  $\vec{V}_k$  и  $\vec{V}_{k-1}$ ;  $V_k$  – модуль вектора линейной скорости цели, вычисленный на основе информации, поступающей от ОЭС.

В выражениях (43) и (44) делается допущение о том, что продольная ось цели и вектор ее линейной скорости совпадают, то есть углы атаки  $\alpha_k$  и скольжения  $\beta_k$  цели равны нулю. Основываясь на результатах проведенного анализа параметров движения современных истребителей, зафиксированных бортовой аппаратурой контроля, и опираясь на результаты исследований, проведенных в работе [2], можно сказать, что это допущение вполне правомерно и в условиях рассматриваемой задачи сопровождения маневренной воздушной цели не приведет к существенным ошибкам.

Продольную перегрузку воздушной цели  $n_{xk}^u$  можно определить на основе следующего выражения [9]:

$$n_{xk}^n = \frac{V_k - V_{k-1}}{T \cdot g} + \sin \vartheta_k. \quad (45)$$

Нормальную перегрузку воздушной цели  $n_{yk}^n$  можно определить на основе следующих выражений [9]:

$$n_{yk}^n = -\frac{(\psi_k - \psi_{k-1}) \cdot V_k \cdot \cos \vartheta_k}{T \cdot g \cdot \sin \gamma_k} \quad \text{или} \quad (46)$$

$$n_{yk}^n = \frac{1}{\cos \gamma_k} \cdot \left[ \frac{(\vartheta_k - \vartheta_{k-1}) \cdot V_k}{T \cdot g} + \cos \vartheta_k \right], \quad (47)$$

где  $\gamma_k$  – угол крена воздушной цели, вычисляемый в соответствии с выражением [10]:

$$\gamma_k = \arctg \left( \frac{\sin \psi_k}{\sin \vartheta_k \cdot (1 - \cos \psi_k)} \right). \quad (48)$$

Продольная и нормальная перегрузки определяются выражениями (45), (46) (или (47)) и (48) при малых значениях интервала дискретизации  $T$  и оговоренном выше допущении о том, что угол скольжения  $\beta_k = 0$ .

Вполне очевидно, что при маневрировании воздушной цели угол ее крена  $\gamma_k$  нередко принимает значение ноль. Поэтому выражение (47) наиболее предпочтительно для вычисления нормальной перегрузки  $n_{yk}^n$ , так как в его знаменателе расположена функция  $\cos \gamma_k$ , в то время как в знаменателе выражения (46) расположена функция  $\sin \gamma_k$ .

Боковая перегрузка для большинства типов маневров имеет нулевое значение и не оказывает практически никакого влияния на формирование полной перегрузки воздушной цели. Поэтому принимаем  $n_{zk}^n = 0$ .

Исследование точности определения полной  $n_k^n$ , продольной  $n_{xk}^n$  и нормальной  $n_{yk}^n$  перегрузок маневренной воздушной цели, рассчитываемых в соответствии с выражениями (41) – (48) проводилось на примере рассматриваемой выше тактической ситуации: цель выполняет маневр «спираль», а истребитель, изначально находясь от нее на расстоянии 20 км, осуществляет самонаведение на цель методом «маневр». При этом для обеспечения скрытности действий истребителя БРЛС функционирует в режиме молчания. Считалось, что СКО измерения ТВ углов пространственной ориентации цели  $\psi_k^{лв}$  и  $\vartheta_k^{лв}$  составляют  $\sigma_\psi^{лв} = \sigma_\vartheta^{лв} = 0,017$  рад ( $1^0$ ); СКО измерения ТП углов пеленга  $\varepsilon_{гk}$  и  $\varepsilon_{вk}$  составляют  $\sigma_{\varepsilon_{г}} = \sigma_{\varepsilon_{в}} = 0,0052$  рад ( $0,3^0$ ); интервал дискретизации при обработке изображений цели  $T = 0,5$  с.

В выражениях (43), (45), (479) использовалась оценка линейной скорости маневренной воздушной цели, снимаемая с выхода алгоритма оценивания линейной скорости.

На рисунке 10.а представлены графики изменения во времени измеренной полной пе-



регрузки, рассчитанной в соответствии с выражениями (41) – (44),  $n^u$  (штриховой линией) и полной перегрузки  $n$  (сплошной линией), принимаемой за истинную, значения которой в  $k$ -й момент времени рассчитываются на основе выражения:

$$n_k = \sqrt{n_{xk}^2 + n_{yk}^2 + n_{zk}^2}, \quad (49)$$

где  $n_{xk}$ ,  $n_{yk}$ ,  $n_{zk}$  – соответственно, значения продольной, нормальной и боковой перегрузок в  $k$ -й момент времени, зафиксированные бортовой аппаратурой контроля и принимаемые при исследовании за истинные параметры движения маневренной воздушной цели.

На рисунке 10.б представлен график изменения во времени ВО  $\Delta n^u$  измерения полной перегрузки воздушной цели  $n^u$  от истинной перегрузки  $n$ .

На рисунке 11.а представлены графики изменения во времени измеренной полной перегрузки, усредненной на основе результатов 30 наблюдений,  $n^{u\text{cp}}$  (штриховой линией) и истинной полной перегрузки  $n$  (сплошной линией). На рисунке 11.б представлен график изменения во времени ВО  $\Delta n^{u\text{cp}}$  измерения полной перегрузки воздушной цели, усредненной на основе результатов 30 наблюдений,  $n^{u\text{cp}}$  от истинной перегрузки  $n$ .

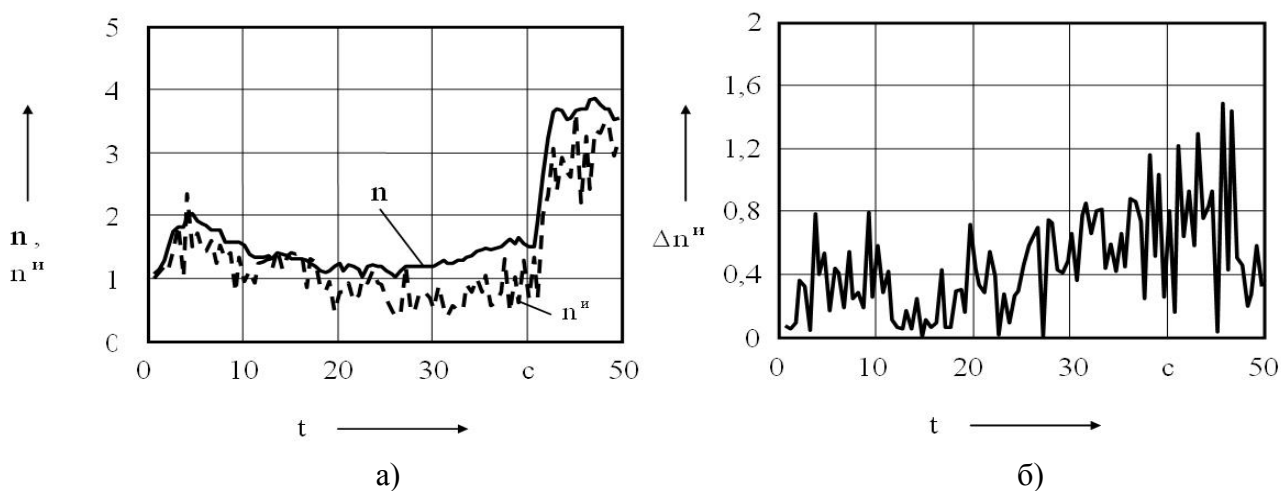
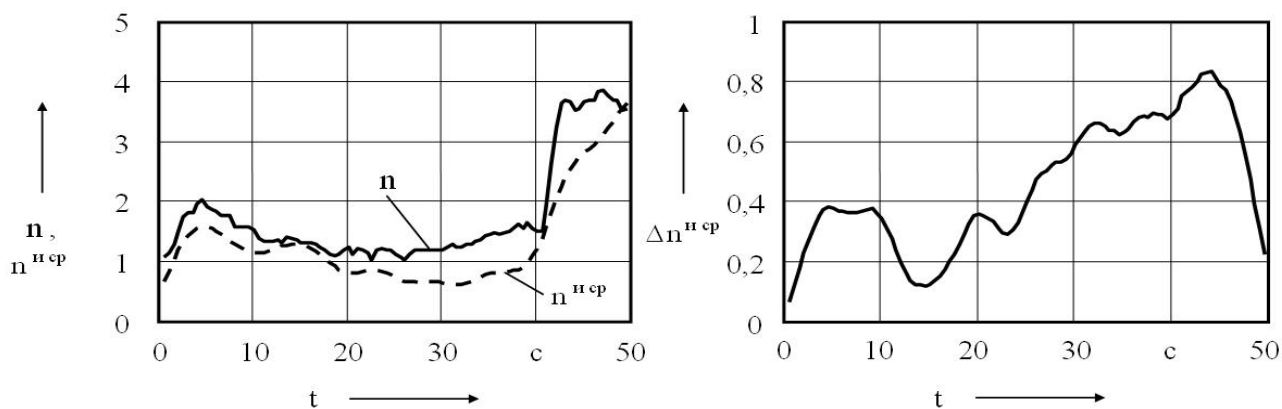


Рис. 10. Графики изменения измеренной полной перегрузки  $n^u$  и истинной полной перегрузки  $n$  (а) и график изменения ВО  $\Delta n^u$  (б)



а)

б)

Рис. 11. Графики изменения усредненной измеренной полной перегрузки  $n_x^{и\text{сп}}$ , истинной полной перегрузки  $n_x$  (а) и график изменения ВО  $\Delta n_x^{и\text{сп}}$  (б)

На рисунке 12.а представлены графики изменения во времени измеренной продольной перегрузки, рассчитанной в соответствии с выражением (7),  $n_x^и$  (штриховой линией) и продольной перегрузки  $n_x$  (сплошной линией), принимаемой за истинную. На рисунке 12.б представлен график изменения во времени ВО  $\Delta n_x^и$  измерения продольной перегрузки воздушной цели  $n_x^и$  от истинной перегрузки  $n_x$ .

На рисунке 13.а представлены графики изменения во времени измеренной продольной перегрузки, усредненной на основе результатов 30 наблюдений,  $n_x^{и\text{сп}}$  (штриховой линией) и истинной продольной перегрузки  $n_x$  (сплошной линией). На рисунке 13.б представлен график изменения во времени ВО  $\Delta n_x^{и\text{сп}}$  измерения продольной перегрузки воздушной цели, усредненной на основе результатов 30 наблюдений,  $n_x^{и\text{сп}}$  от истинной перегрузки  $n_x$ .

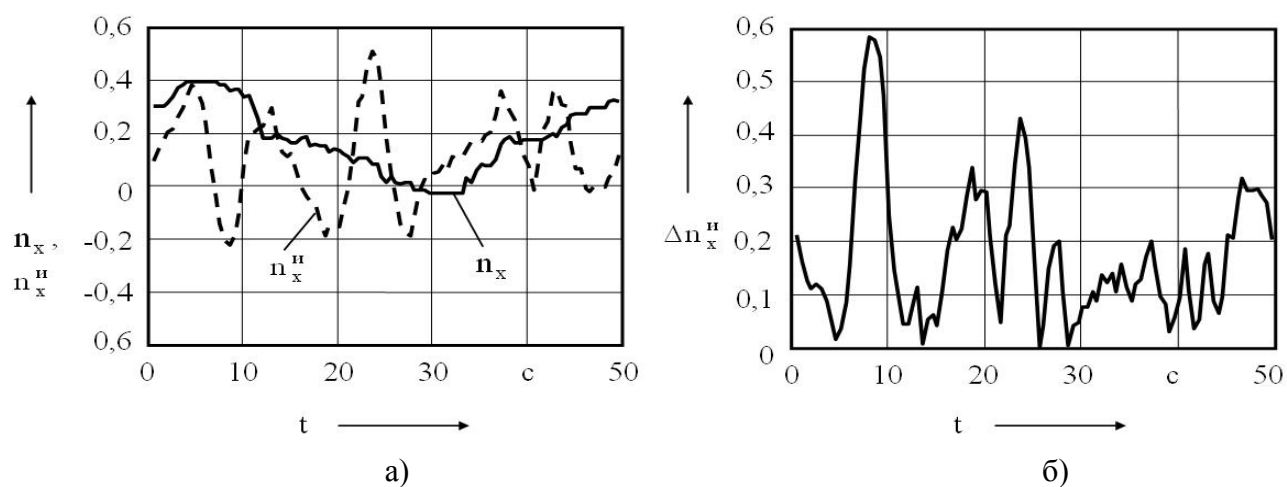
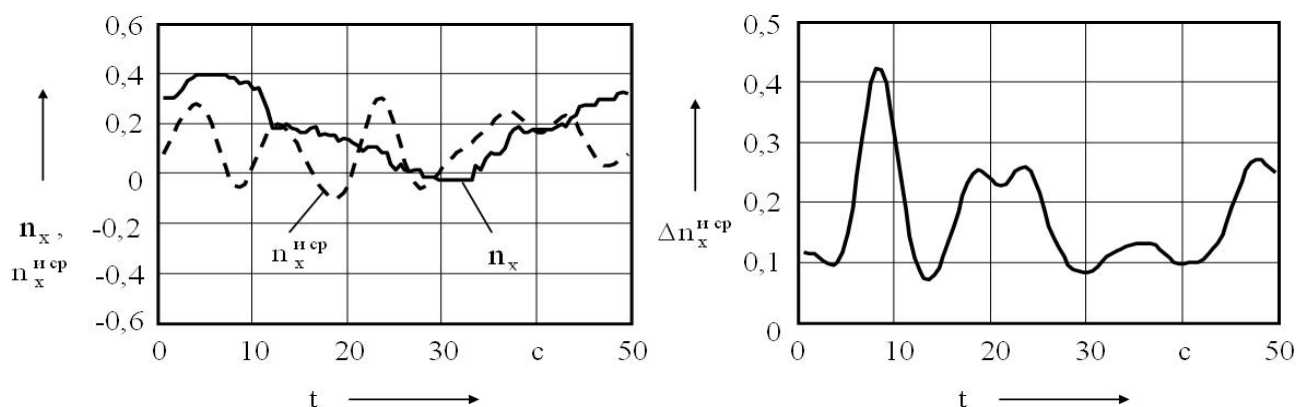


Рис. 12. Графики изменения продольной перегрузки, рассчитанной в соответствии с выражением (45),  $n_x^и$ , истинной продольной перегрузки  $n_x$  (а) и график изменения ВО  $\Delta n_x^и$  (б)



а)

б)

Рис. 13. Графики изменения усредненной измеренной продольной перегрузки  $n_x^{н\text{ср}}$ , истинной продольной перегрузки  $n_x$  (а) и график изменения ВО  $\Delta n_x^{н\text{ср}}$  (б)

На рисунке 14.а представлены графики изменения во времени измеренной нормальной перегрузки, рассчитанной в соответствии с выражениями (47), (48),  $n_y^н$  (штриховой линией) и нормальной перегрузки  $n_y$  (сплошной линией), принимаемой за истинную. На рисунке 14.б представлен график изменения во времени ВО  $\Delta n_y^н$  измерения нормальной перегрузки воздушной цели  $n_y^н$  от истинной перегрузки  $n_y$ .

На рисунке 15.а представлены графики изменения во времени измеренной нормальной перегрузки, усредненной на основе результатов 30 наблюдений,  $n_y^{н\text{ср}}$  (штриховой линией) и истинной нормальной перегрузки  $n_y$  (сплошной линией). На рисунке 15.б представлен график изменения во времени ВО  $\Delta n_y^{н\text{ср}}$  измерения нормальной перегрузки воздушной цели, усредненной на основе результатов 30 наблюдений,  $n_y^{н\text{ср}}$  от истинной перегрузки  $n_y$ .

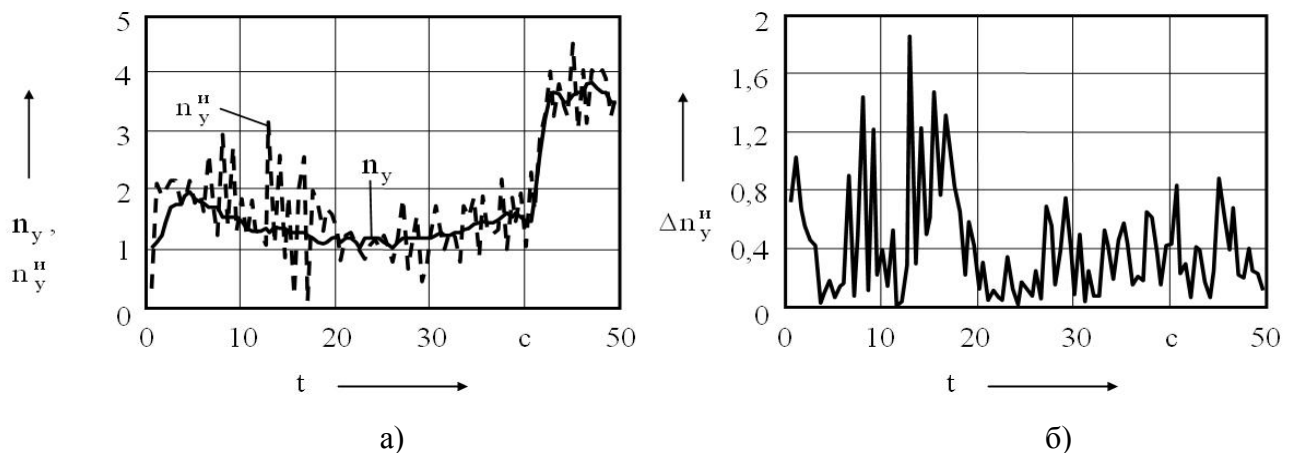
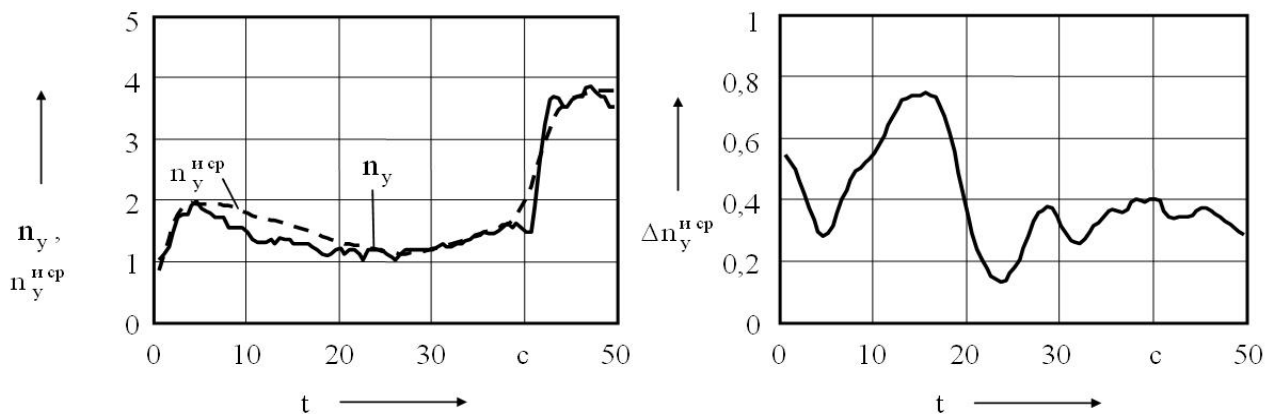


Рис. 14. Графики изменения измеренной нормальной перегрузки, рассчитанной в соответствии с выражениями (47), (48),  $n_y^н$ , истинной нормальной перегрузки  $n_y$  (а) и график изменения ВО  $\Delta n_y^н$  (б)



а)

б)

Рис. 15. Графики изменения во времени усредненной измеренной нормальной перегрузки  $n_y^{иср}$  и истинной нормальной перегрузки  $n_y$  (а) и график изменения ВО  $\Delta n_y^{иср}$  (б)

Анализ представленных на рисунках 10 – 15 зависимостей от времени измеренных значений полной, продольной и нормальной перегрузок, а также их ВО от истинных значений соответствующих перегрузок, полученных как при однократном наблюдении, так и усредненных на основе 30 наблюдений, позволяет утверждать, что предлагаемый метод определения перегрузок маневренной воздушной цели по информации о ее линейной скорости и параметрах вращательного движения, поступающей от ОЭС, вполне пригоден для практического использования на борту истребителя при решении задачи его самонаведения на воздушную цель.

### Выводы и результаты работы

В результате проделанной работы было установлено:

1. В условиях активного применения противником в воздушном бою средств радиоэлектронного противодействия для срыва слежения за воздушной целью вопрос повышения скрытности функционирования СУВ истребителя достаточно актуален и важен. Обеспечение скрытности, в свою очередь, предполагает выключение всех радио- и радиотехнических средств на передачу (в особенности, БРЛС). Это обуславливает необходимость функционирования БРЛС в режиме молчания.

2. Для реализации существующих методов самонаведения истребителя на цель в режиме молчания БРЛС требуется постоянное наличие на борту истребителя доступной информации о параметрах движения цели, поступающей от информационно-измерительных систем, работающих в пассивном режиме.

Основными результатами работы являются:

- разработка метода определения линейной скорости маневренной воздушной цели в режиме молчания БРЛС по информации о параметрах вращательного движения цели, поступающей от ОЭС, на основе регрессионного анализа;
- разработка статистической модели изменения линейной скорости маневренной воздушной цели в режиме молчания БРЛС;
- разработка метода определения перегрузок сопровождаемой маневренной воздушной цели по информации о ее линейной скорости и параметрах вращательного движения, поступающей от ОЭС истребителя.

Реализация предлагаемых методов на практике не требует дополнительных аппаратных затрат и возможна на базе радиоэлектронных комплексов современных истребителей.

## **Библиографический список**

1. Яворский, Б.М. Справочник по физике / Б.М. Яворский, А.А. Детлаф. – М.: Наука, 1985. – 512 с.
2. Перспективные методы обработки информации: Монография / П.Г. Горев [и др.]; под ред. проф. П.Г. Горева. – Тамбов; М.; СПб; Баку; Вена: Изд-во «Нобелистика», 2004. – 478 с.
3. Елисеева, И.И. Общая теория статистики / И.И. Елисеева, М.М. Юбзашев; под ред. чл.-корр. РАН И.И. Елисеевой. – М.: Финансы и статистика, 1995. – 368 с.
4. Bar-Shalom, Y. Estimation and tracking: principles, techniques and software / Y. Bar-Shalom, Li Xiao-Rong. – Boston: Artech House, 1993. – 386 p.
5. Зингер, Р. Оценка характеристик оптимального фильтра для слежения за пилотируемой целью / Р. Зингер // Зарубежная радиоэлектроника. – 1971. – №8. – С. 40-57.
6. Основы статистической теории радиотехнических систем: курс лекций / С.П. Глухов [и др.]. – Тамбов: ТВВАИУ. – 1996. – 419 с.
7. Мильграм, Ю.Г. Основы экспериментальных исследований (Техника физического эксперимента и статистические основы экспериментальных исследований и оценок) / Ю.Г. Мильграм, Л.И. Слабкий; под ред. Ю.Г. Мильграма. – М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1983. – 403 с.
8. Шатовкин, Р.Р. Сопровождение маневренной воздушной цели по дальности в режиме радиомолчания / Р.Р. Шатовкин // Вестник Тамбовского высшего военного авиационного инженерного училища радиоэлектроники (военного института). – Тамбов, 2007. – №2. – С. 12-21.
9. Тарасенков, А.М. Динамика полета и боевое маневрирование летательного аппарата / А.М. Тарасенков, В.Г. Брага, В.Т. Тараненко. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1984. – 512 с.
10. Елсуков, Л.П. Дополнительные главы к лекционному курсу «Динамика полета и боевого маневрирования ЛА»: учебное пособие / Л.П. Елсуков, Н.А. Свиридов. – Иркутск: ИВВАИ, 1979. – 183 с.

## **Сведения об авторах**

**Шатовкин Роман Родионович**, подполковник Воронежского Военного авиационного инженерного университета, к.т.н.;

тел.: 8-951-554-36-76; e-mail: Shatovkin@yandex.ru

**Будюкин Игорь Петрович**, курсант Воронежского Военного авиационного инженерного университета.