

УДК 623.746.352

Исследование алгоритма самонаведения летательных аппаратов на гиперзвуковые объекты

В. И. Меркулов, Д. А. Миляков

Аннотация: проведен анализ предложенного алгоритма самонаведения, позволяющего применять его для перехвата высокоманевренных гиперзвуковых целей.

Представлены результаты исследования эффективности и чувствительности алгоритма самонаведения летательного аппарата к ошибкам измерителей в процессе наведения на высокоманевренную гиперзвуковую цель. Исследования проводились с помощью имитационного моделирования.

На основании проведенных исследований сделаны выводы о возможности перехвата гиперзвуковых объектов и влиянии условий применения и различных измерителей на точность формирования управляющего сигнала, а также предъявлены требования к точности функционирования измерителей фазовых координат.

Ключевые слова: алгоритм самонаведения; гиперзвуковые летательные аппараты; статистическая теория оптимального управления; чувствительность алгоритма наведения; авиационные системы самонаведения.

Исследование эффективности алгоритма самонаведения летательных аппаратов на гиперзвуковые объекты

В передовых странах ведется интенсивная разработка гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЗЛА), применение которых в военном деле позволяет получить ряд тактических преимуществ [1]:

- значительное уменьшение подлетного времени к цели, а соответственно, и уменьшение лимита времени, которым располагает противоборствующая сторона на подготовку противодействия;

- необходимость иметь летательные аппараты (ЛА) аналогичного класса, способные осуществлять перехват ГЗЛА;

- невозможность эффективного применения существующих средств перехвата на основе стандартных методов наведения;

- увеличение ошибок сопровождения, а также его срыв в существующих измерителях;

- ухудшение показателей обнаружения ГЗЛА радиолокационными обнаружителями [2].

Одним из направлений, позволяющих снизить влияние этих преимуществ, является разработка новых всеракурсных методов наведения на ГЗЛА, обеспечивающих их перехват в упрежденной точке встречи (УТВ) при полете по траектории с малой кривизной.

Перспективный способ самонаведения ЛА на интенсивно маневрирующие ГЗЛА должен обеспечивать всеракурсное высокоточное наведение как на больших, так и малых расстояниях. Одним из возможных перспективных вариантов является способ, полученный на основе математического аппарата статистической теории оптимального управления [3], при котором параметр рассогласования для наводимого ЛА вычисляется по правилу

$$\Delta_{Г,В} = \frac{q_{\varphi}}{k_j \dot{D}} (\varphi_{Г,ВТ} - \varphi_{Г,В}) + \frac{q_{\omega}}{k_j D} \omega_{Г,В} + j_{ЦГ,В} - j_{Г,В}. \quad (1)$$

Здесь индексы «Г» и «В» обозначают принадлежность к горизонтальной и вертикальной плоскостям, $\varphi_{Г,В}$, $\varphi_{Г,ВТ}$ — соответственно значения текущего и требуемого бортового пеленга; $\omega_{Г,В}$ — угловая скорость линии визирования; D и \dot{D} — дальность до цели и скорость ее изменения; q_{φ} , q_{ω} , k_j — штрафы за точность управления по углу, угловой скорости и за величину управляющего сигнала; $j_{ЦГ,В}$ — поперечные ускорения ГЗЛА в

горизонтальной и вертикальной плоскостях; $j_{Г,В}$ — поперечные ускорения наводимого ЛА.

Геометрические соотношения в системе «ГЗЛА — наводимый ЛА», применительно к рассматриваемой задаче, иллюстрируются рис. 1.

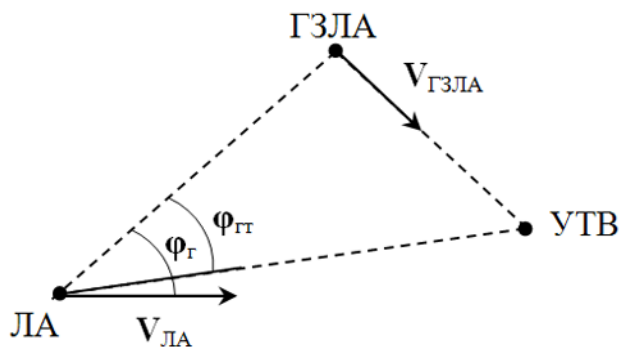


Рис. 1. Геометрические соотношения при самонаведении перехватчика на ГЗЛА

Анализ (1) позволяет сделать следующие выводы.

На больших расстояниях до цели, когда D велика и $\omega_{Г,В} \approx 0$, закон (1) вырождается в разновидность метода с постоянным углом упреждения [1]. При неизменной скорости полета значение весового коэффициента $q_{\phi}/k_j \dot{D}$, учитывающего влияние ошибок по углам $\phi_{Г,ВТ} - \phi_{Г,В}$, остается неизменным. В то же время по мере уменьшения дальности D возрастает влияние второго компонента сигнала управления. Это возрастание, обусловленное не только увеличением $\omega_{Г,В}$ с уменьшением дальности, но и увеличением весового множителя, становится особенно значительным на малых расстояниях до цели. Следовательно, в процессе полета по мере приближения к цели в законе управления происходит перераспределение влияния ошибок управления от $\phi_{Г,ВТ} - \phi_{Г,В}$ на начальных участках в пользу ошибки по $\omega_{Г,В}$ на конечных участках траектории, обеспечивая минимизацию промаха [1]

$$h = \frac{D^2 \omega}{V_o}, \quad (2)$$

где V_o — относительная скорость движения наводимого ЛА и ГЗЛА.

Расчет требуемого угла упреждения $\phi_{ГТ} = q_{ГТ}$, $\phi_{ВТ} = q_{ВТ}$ может быть выполнен по формуле [1]

$$q_{Г,ВТ} = \frac{D\omega_{Г,В}}{K_{ДV}}, K_{ДV} = \frac{\dot{D}D_P}{D D_P}. \quad (3)$$

Здесь D_P — баллистическая дальность полета ракеты.

Спецификой полученного алгоритма является учет в нем маневра цели, интенсивность которого определяется величиной $j_{ЦГ,В}$, что дает возможность снизить систематическую ошибку наведения и повысить его точность при наведении на интенсивно маневрирующие цели. При этом учет маневра осуществляется не только путем учета оценки $j_{ЦГ,В}$, но и путем изменения веса первого слагаемого при изменении \dot{D} .

Сигнал управления зависит не от абсолютных значений коэффициентов штрафов q_φ , q_ω и k_j , а от их отношений q_φ/k_j и q_ω/k_j , что существенно облегчает их выбор. Отношения q_φ/k_j и q_ω/k_j должны быть такими, чтобы при максимально возможных значениях ошибок управления $\varphi_{Г,ВТ} - \varphi_{Г,В}$ и $\omega_{Г,В}$ для минимальных значений $|\dot{D}|$ и D требуемые поперечные перегрузки не превышали допустимые значения. Методика выбора отношений коэффициентов штрафов, обеспечивающих минимальную динамическую ошибку в установившемся режиме при заданной длительности переходных процессов, рассмотрена в [3].

В состав информационно-вычислительной системы наводимого ЛА, реализующей алгоритм управления (1), должны входить устройства формирования оценок дальности D , скорости \dot{D} , бортовых пеленгов угловых скоростей ω_G и ω_B ЛВ, собственных ускорений j_G и j_B и ускорений цели j_C и $j_{ЦВ}$.

Особенность алгоритма самонаведения заключается в том, что сигнал управления в каждой плоскости формируют в виде алгебраической суммы взвешенных ошибок наведения по бортовым пеленгам цели и угловым скоростям линии визирования цели и оценок поперечных ускорений ГЗЛА и наводимого на него ЛА. Переменные коэффициенты при первом и втором слагаемых (1) учитывают условия функционирования, определяемые значениями скорости сближения \dot{D} и дальности D . Кроме того, в (1) напрямую учитываются как маневр ГЗЛА $j_{ЦГ,В}$, так и маневр наводимого ЛА $j_{Г,В}$.

Целью текущего раздела является исследование эффективности алгоритма самонаведения летательного аппарата (перехватчика) на гиперзвуковую маневрирующую цель. Исследование проводилось с помощью пакета инженерных вычислений MATLAB в несколько этапов в процессе моделирования полета ГЗЛА и наводимого на него самолета

при различных ракурсах перехвата вплоть до достижения дальности D_p пуска ракеты.

На первом этапе исследовалась зависимость показателей эффективности от начального значения курса $\Psi_{ц0}$ цели при ее движении с постоянной скоростью. На втором — от соотношения начальных скоростей наводимого ЛА и ГЗЛА на встречном и догонном курсах при заданных начальных условиях. При этом полагаем, что ГЗЛА движется с постоянной скоростью. На третьем этапе исследовалась зависимость показателей эффективности от соотношения начальных скоростей наводимого ЛА и ГЗЛА на встречном и догонном курсах при движении ГЗЛА с постоянными ускорениями.

В качестве показателей эффективности синтезированного алгоритма были выбраны:

- конечное значение промаха (2)

$$h_k = \frac{D_k^2 \omega_k}{V_{ок}}, \quad (4)$$

в горизонтальной плоскости в конце наведения как показатель точности;

- время регулирования $t_{рез}$ как показатель быстродействия;

- затраты энергии управления, вычисляемые по формуле

$$P_C = \frac{1}{t_k} \int_0^{t_k} \dot{C}^2(t) dt, \quad (5)$$

как показатель экономичности системы управления перехватчиком. Здесь t_k — время самонаведения.

Очевидно, что конечный промах (4), определяемый дальностью $D_k \approx D_p$ окончания самонаведения, угловой скоростью линии визирования ω_k и относительной скоростью $V_{ок}$, будет тем меньше, чем меньше D_k и ω_k .

В работе исследовался этап самонаведения перехватчика на подвижную, в общем случае маневрирующую цель (ГЗЛА), находящуюся на достаточно большом удалении. При этом начальные условия, включающие начальные координаты наводимого ЛА и цели, начальные проекции скоростей ЛА и ГЗЛА, а также начальное ускорение ГЗЛА, выбираются произвольными из поля возможных значений. Самонаведение начинается в начальный момент времени и заканчивается при подлете ЛА к ГЗЛА на расстояние $D \approx D_p$.

Некоторые результаты первого этапа исследования представлены на рис. 2, а, б, в, г, на которых изображены графики траекторий движения ЛА и ГЗЛА для четырех вариантов значений курсов полета цели: а) $\Psi_{ц0} = 0^\circ$; б) $\Psi_{ц0} = 90^\circ$; в) $\Psi_{ц0} = 180^\circ$; г) $\Psi_{ц0} = 270^\circ$,

позволяющих оценить эффективность метода как на встречных, так и догонных курсах.

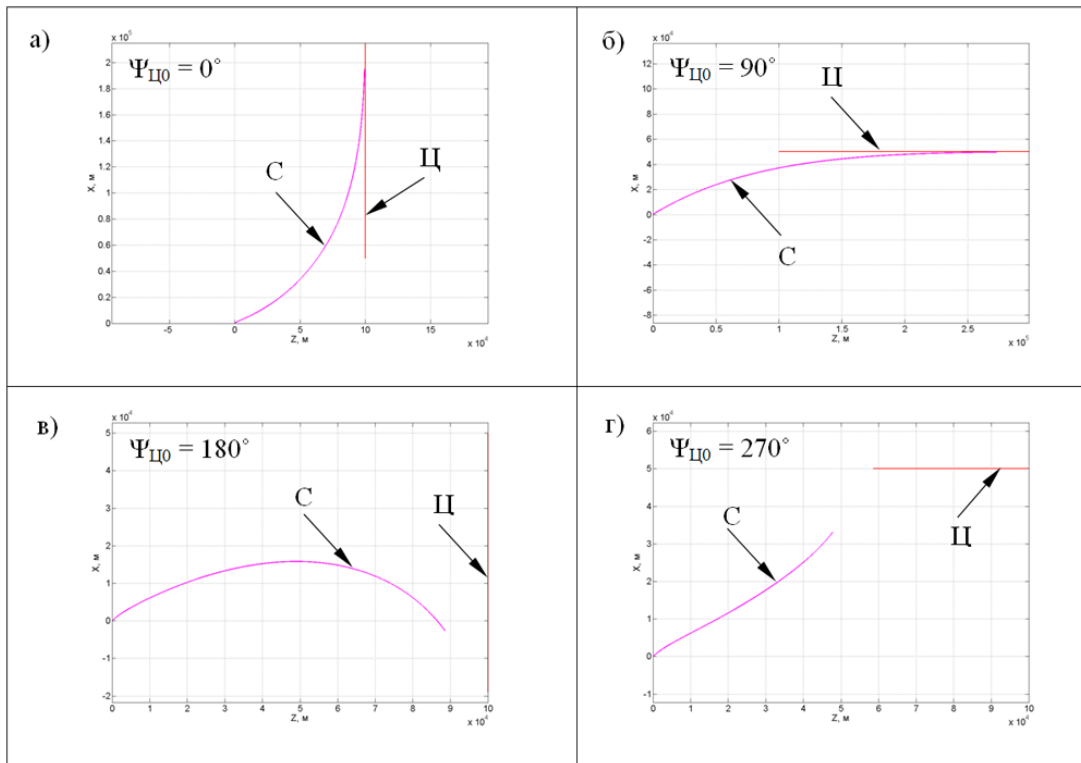


Рис. 2. Траектории полета перехватчика и ГЗЛА для различных значений $\Psi_{Ц0}$

Результаты второго этапа исследований представлены на рис. 3, а, б в виде траекторий движения ЛА и ГЗЛА для некоторых значений соотношения начальных скоростей наводимого ЛА и ГЗЛА для встречного и догонного курса соответственно. Здесь цифрами 1, 2, 3 обозначены траектории самонаведения ЛА и конечные точки полета ГЗЛА для соотношений $V_{C0}/V_{Ц0} = 1,05; 1,30; 2,75$ при встречном курсе и $V_{C0}/V_{Ц0} = 1,45; 3,00; 3,50$ при догонном.

Полученные результаты позволяют судить о зависимости времени и траектории самонаведения перехватчика от соотношения $V_{C0}/V_{Ц0}$.

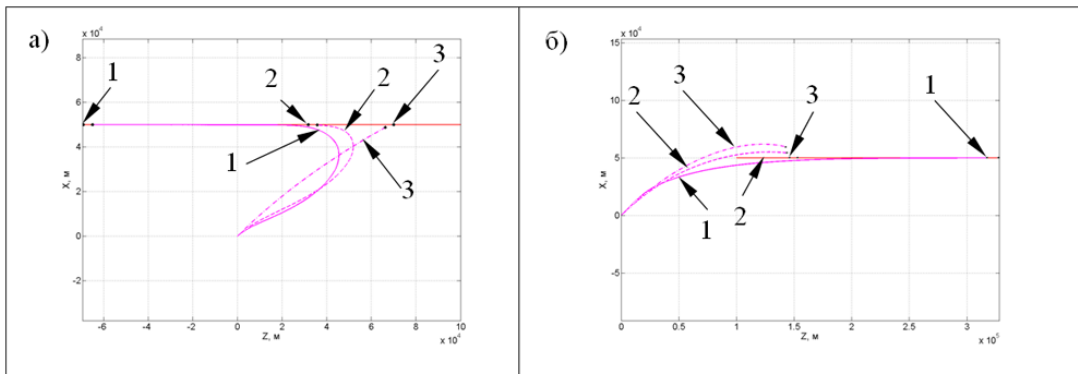


Рис. 3. Траектории полета перехватчика и ГЗЛА для различных значений $V_{C0}/V_{Ц0}$ при встречном и догонном курсах

Результаты третьего этапа исследований приведены на рис. 4, а, б графики для случая $j_{Ц} = 25 \text{ м/с}^2$. Цифрами 1, 2, 3 обозначены результаты для соотношений $V_{C0}/V_{Ц0} = 1,45; 2,00; 2,45$ при встречном курсе и $V_{C0}/V_{Ц0} = 2,00; 2,25; 2,50$ при догонном.

По полученным результатам также можно сделать вывод о зависимости времени самонаведения траектории наводимого ЛА от соотношения $V_{C0}/V_{Ц0}$ при маневрировании ГЗЛА.

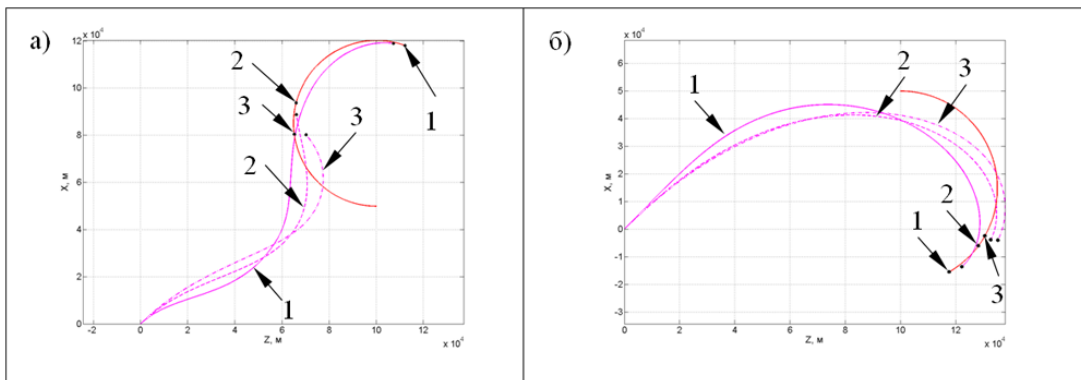


Рис. 4. Траектории полета перехватчика и ГЗЛА для различных значений $V_{C0}/V_{Ц0}$ при встречном и догонном курсах для $j_{Ц} = 25 \text{ м/с}^2$

На основании проведенных исследований можно сделать следующие выводы.

Проведенные исследования подтвердили возможность всеракурсного высокоточного перехвата ГЗЛА даже при его постоянном маневрировании.

Вид траектории перехвата, а соответственно и затраты энергии на управление перехватчиком, зависят от соотношения его скорости и скорости ГЗЛА и вида маневра последнего.

Затраты энергии на управление перехватчиком снижаются при увеличении его скорости по отношению к скорости ГЗЛА.

В заключение можно отметить, что предложенный алгоритм самонаведения не накладывает принципиальных ограничений на возможность его практической реализации и может быть рекомендован для применения в перспективных системах поражения.

Исследование чувствительности алгоритма самонаведения летательных аппаратов на гиперзвуковые объекты к точности измерений

Точность функционирования систем наведения во многом зависит от точности оценивания (измерения) используемых при траекторном управлении фазовых координат. Однако повышение точности измерений является трудоемкой и дорогостоящей процедурой. При этом ошибки оценивания различных фазовых координат по-разному влияют на точность формирования сигнала траекторного управления (параметра рассогласования), поскольку эти координаты учитываются в законе управления с различными весами.

В связи с этим весьма актуальным является вопрос о целесообразности повышения точности различных измерителей, используемых в процессе наведения. Решить эту задачу можно путем исследования текущей чувствительности используемого алгоритма наведения к точности измерителей.

Цель раздела — исследование текущей чувствительности алгоритма самонаведения ЛА на гиперзвуковые объекты к точности измерителей.

При этом полагалось, что выполняются следующие условия:

- в качестве сигнала управления перехватчиком используется поперечное ускорение, которое формируется без искажений;
- гиперзвуковой летательный аппарат может осуществлять маневр с постоянным поперечным ускорением, которое оценивается точно;
- законы изменения всех фазовых координат являются детерминированными;
- угловые координаты измеряются угломером бортовой радиолокационной станции (БРЛС), дальность до цели и скорость ее изменения — дальномером БРЛС;
- все используемые измерители имеют постоянную погрешность;
- каналы управления перехватчиком в различных плоскостях независимы и не влияют друг на друга.

Последнее утверждение дает возможность проводить исследование только для одного канала, например, горизонтального.

Далее использовалась методика оценивания текущей чувствительности по модели состояния [1], согласно которой алгоритм траекторного управления представляется в виде нелинейной многомерной функции

$$\Delta = f(x_1, x_2, \dots, x_n) \quad (6)$$

фазовых координат x_i ($i = \overline{1, n}$) относительного и абсолютного движения объекта управления и цели.

Для закона изменения динамических ошибок Δx_i измерения используемых фазовых координат оценка точности формирования параметра рассогласования описывается установившимися значениями динамической ошибки

$$\Delta_{\Delta} = \sum_{i=1}^n \gamma_i \Delta x_i, \quad (7)$$

где

$$\gamma_i = \frac{\partial f(x_1, x_2, \dots, x_n)}{\partial x_i}. \quad (8)$$

Параметр рассогласования для исследуемого алгоритма самонаведения вычисляется по правилу (1):

$$\Delta = \frac{q_{\varphi}}{k_j \dot{D}} (\varphi_T - \varphi) + \frac{q_{\omega}}{k_j D} \omega + j_{\Pi} - j. \quad (9)$$

Поставив в соответствие (6) и (9), получим $x_1 = \dot{D}$, $x_2 = \varphi$, $x_3 = D$, $x_4 = \omega$, $x_5 = j_{\Pi}$, $x_6 = j$, $n = 6$. Учитывая эти обозначения в (7) и (8), находим

$$\Delta_{\Delta} = -\frac{q_{\varphi}}{k_j \dot{D}^2} (\varphi_T - \varphi) \Delta \dot{D} - \frac{q_{\varphi}}{k_j \dot{D}} \Delta \varphi - \frac{q_{\omega}}{k_j D^2} \omega \Delta D + \frac{q_{\omega}}{k_j D} \Delta \omega + \Delta j_{\Pi} - \Delta j. \quad (10)$$

Следует подчеркнуть, что выражение (10) нестрогое, так как коэффициенты при установившихся погрешностях измерений $\Delta \dot{D}$, $\Delta \varphi$, ΔD , $\Delta \omega$, Δj_{Π} и Δj являются функциями времени. Иначе говоря, это соотношение, анализируемое на основе принципе замороженных коэффициентов, справедливо лишь для каждого конкретного момента времени.

Анализ (10) приводит к следующим выводам.

Чувствительность алгоритма самонаведения перехватчика при наведении его на ГЗЛА зависит не только от точности измерителей, но и условий применения, характеризуемых конкретными значениями фазовых координат \dot{D} , φ , D , ω , j_{Π} и j . Следует отметить, что целенаправленно изменяя условия применения, можно уменьшить влияние погрешностей измерений на чувствительность к ним алгоритма самонаведения. Так, при прочих равных условиях совершая перехват ГЗЛА точно на встречном или догонном курсах, когда $\varphi_T = 0$,

$\varphi \approx 0$, $\omega \approx 0$, можно существенно снизить влияние погрешностей измерителей на точность формирования параметра рассогласования (9).

В (10) можно выделить три группы ошибок: $\Delta_{\Delta} = \Delta_{\Delta_a} + \Delta_{\Delta_1} + \Delta_{\Delta_2}$, обусловленных влиянием различных типов измерителей.

Первая

$$\Delta_{\Delta_a} = \Delta j_{\dot{D}} - \Delta j \quad (11)$$

определяется автономными датчиками (акселерометрами).

Вторая

$$\Delta_{\Delta_1} = \Delta_{\Delta_{\dot{D}}} + \Delta_{\Delta_D} = -\frac{q_{\varphi}}{k_j \dot{D}^2} (\varphi_T - \varphi) \Delta \dot{D} - \frac{q_{\omega}}{k_j D^2} \omega \Delta D \quad (12)$$

зависит от точности дальномерного канала.

Третья

$$\Delta_{\Delta_2} = \Delta_{\Delta_{\varphi}} + \Delta_{\Delta_{\omega}} = -\frac{q_{\varphi}}{k_j \dot{D}} \Delta \varphi + \frac{q_{\omega}}{k_j D} \Delta \omega \quad (13)$$

обусловлена ошибками угломерного канала БРЛС.

При этом необходимо отметить, что ошибки (11) остаются неизменными в течение всего времени самонаведения, в то время как составляющие (12) и (13) существенно зависят от условий применения и изменяются сложным образом при изменении D и \dot{D} .

Для снижения ошибок (12) и (13) целесообразно осуществлять наведение с высокой скоростью \dot{D} , т. е. более рациональным является наведение в передней полусфере.

Для исследования чувствительности алгоритма самонаведения к точности измерения фазовых координат было проведено имитационное моделирование соотношения (10) с помощью пакета инженерных вычислений MATLAB, в процессе которого осуществлялась имитация законов изменения фазовых координат при наведении перехватчика на подвижную, в общем случае маневрирующую цель (ГЗЛА), находящуюся первоначально на достаточно большом удалении, при различных ракурсах перехвата вплоть до достижения дальности D_p пуска ракеты.

Начальные условия, включающие начальные координаты наводимого ЛА и цели, начальные проекции скоростей ЛА и ГЗЛА, а также начальное ускорение ГЗЛА, выбирались произвольными из поля возможных значений.

Исследования проводились в несколько этапов.

На первом этапе исследовалась чувствительность алгоритма к точности измерителей

при различных начальных значениях курса $\Psi_{Ц0}$ цели при ее движении с постоянной скоростью. На втором — при различных соотношениях $V_{С0}/V_{Ц0}$ начальных скоростей наводимого ЛА и ГЗЛА на встречном и догонном курсах при постоянной скорости движения ГЗЛА, а на третьем этапе — при движении ГЗЛА с постоянными ускорениями.

В рассматриваемой задаче погрешности измерений имели некоторые постоянные значения: для дальномера — ΔD , $\Delta \dot{D}$; для угломера — $\Delta \phi$, $\Delta \omega$; для акселерометра — $\Delta j_{Ц}$, Δj .

Некоторые результаты первого этапа исследования представлены на рис. 5, а, б, в, г, на которых приведены графики изменения с течением времени слагаемых (10), соответствующих погрешностям измерений фазовых координат, для четырех вариантов полета цели: а) $\Psi_{Ц0} = 0^\circ$; б) $\Psi_{Ц0} = 90^\circ$; в) $\Psi_{Ц0} = 180^\circ$; г) $\Psi_{Ц0} = 270^\circ$.

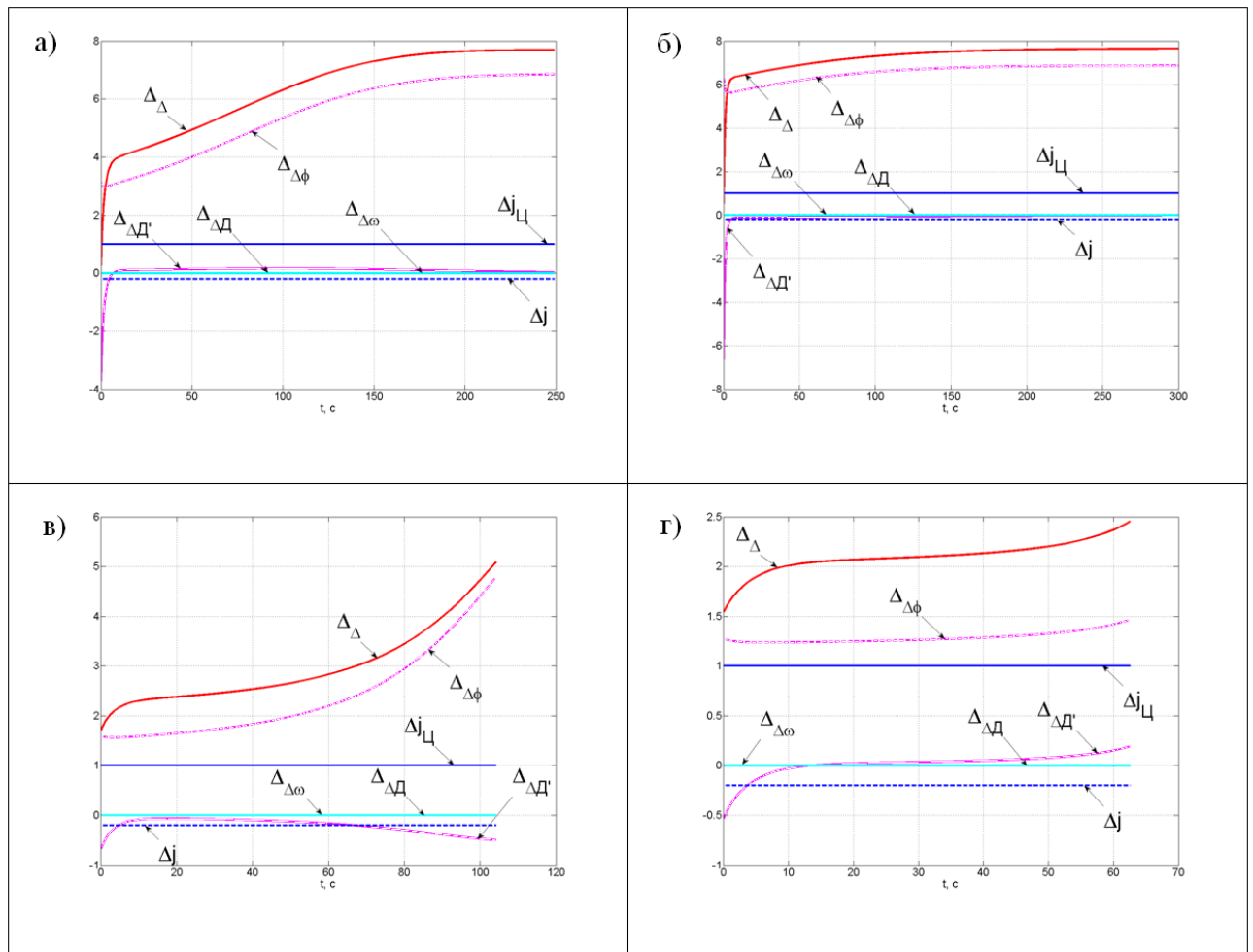


Рис. 5. Вклад ошибок измерений в суммарную ошибку Δ_{Δ} для различных значений $\Psi_{Ц0}$

Как видно из рис. 5, при любых ракурсах перехвата основной вклад в ошибку

формирования параметра рассогласования вносит слагаемое, соответствующее углу меру, а также слагаемое для измерителя скорости, играющее существенную роль на начальном этапе.

Следует отметить возрастание Δ_{Δ} с течением времени. При этом малые значения курса обеспечивают ее установление к концу самонаведения (рис. 5, а, б), а большие — дальнейший их рост (рис. 5, в, г).

При возрастании значений курса чувствительность Δ_{Δ} к ошибкам измерений повышается, а максимальные значения суммарной ошибки уменьшаются (рис. 5, в, г). Здесь следует отметить рост влияния ошибок оценивания ускорения цели на встречных курсах перехвата.

Результаты второго этапа исследований представлены на рис. 6, а, б, в, г для соотношений $V_{C0}/V_{Ц0} = 1,05; 1,30; 2,75; 3,00$ при встречном курсе, а на рис. 7, а, б, в, г — для соотношений $V_{C0}/V_{Ц0} = 1,45; 2,75; 3,00; 3,50$ при догонном курсе.

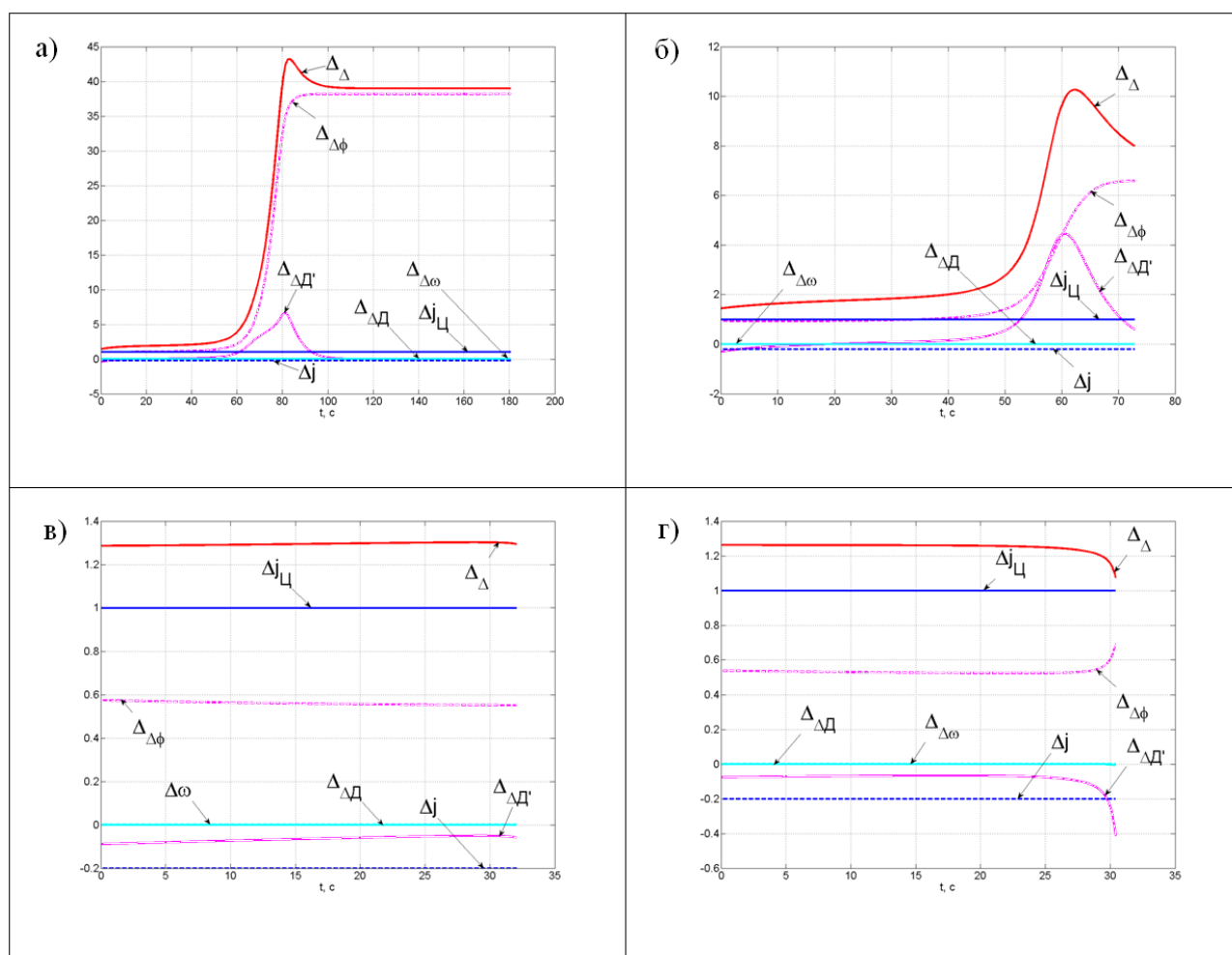


Рис. 6. Вклад ошибок измерений в суммарную ошибку Δ_{Δ} для различных значений $V_{C0}/V_{Ц0}$ на встречном курсе

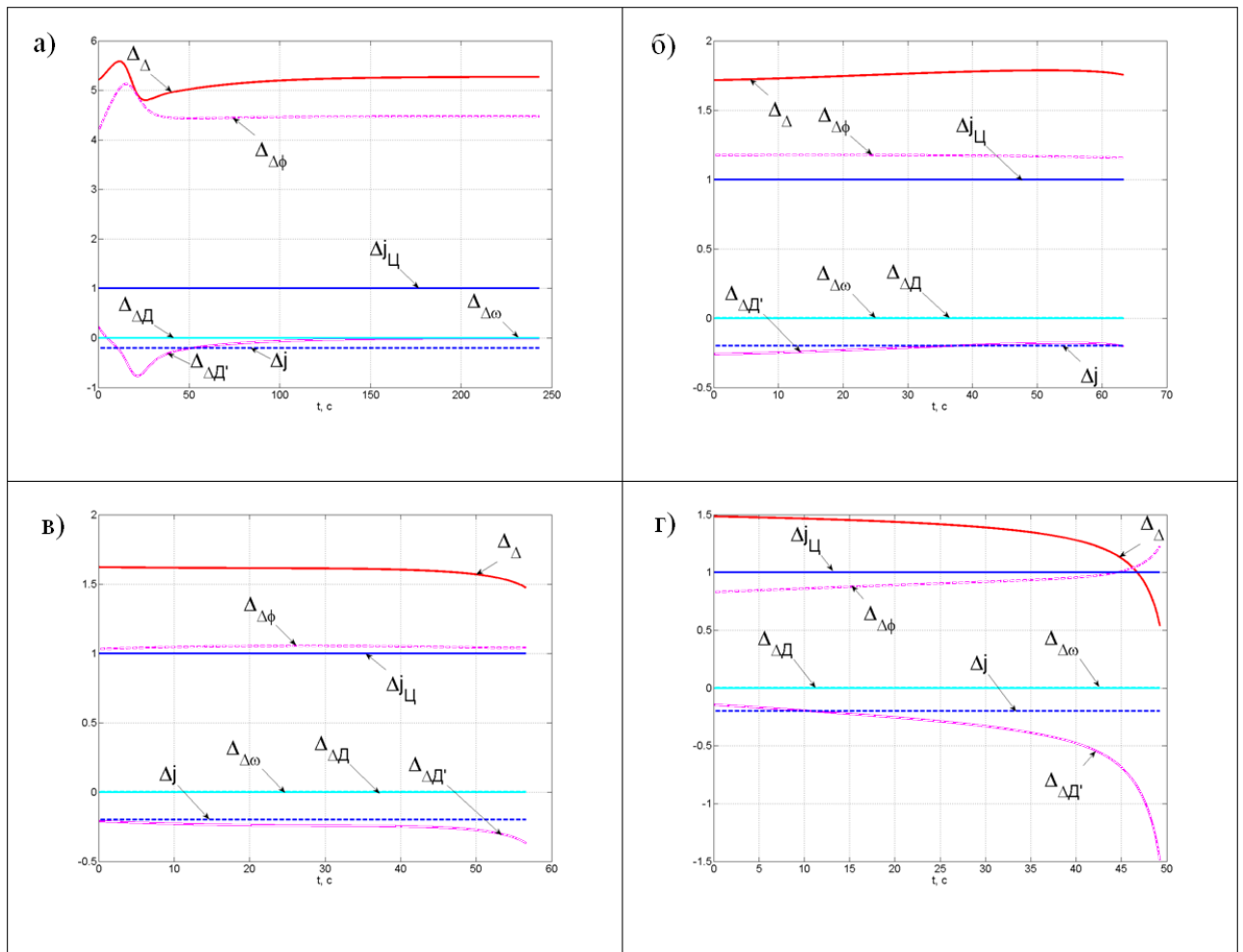


Рис. 7. Вклад ошибок измерений в суммарную ошибку Δ_{Δ} для различных значений $V_{C0}/V_{Ц0}$ на догонном курсе

Анализируя рис. 6 и 7, можно заключить, что максимальные значения Δ_{Δ} как на встречном, так и догонном курсах уменьшаются при возрастании соотношения $V_{C0}/V_{Ц0}$ скоростей наводимого ЛА и ГЗЛА. При этом малые значения $V_{C0}/V_{Ц0}$ обеспечивают установление значений Δ_{Δ} (рис. 6, а, рис. 7, а), в то время как их рост приводит к некоторому снижению ошибок Δ_{Δ} к концу самонаведения (рис. 6, б, в, г, рис. 7, б, в, г).

При малых значениях $V_{C0}/V_{Ц0}$ суммарная ошибка формирования параметра рассогласования наиболее чувствительна к измерителю пеленга, причем для встречного курса — начиная с некоторого момента t . При увеличении значений $V_{C0}/V_{Ц0}$ вклад остальных измерителей увеличивается, что особенно проявляется к концу самонаведения. Здесь следует отметить усиление влияния ошибок измерений ускорения цели. При этом

существенно влияние ошибки измерения скорости \dot{D} на колебания Δ_{Δ} .

Результаты третьего этапа исследований для случая $j_{Ц} = 10 \text{ м/с}^2$ для встречного курса при $V_{C0}/V_{Ц0} = 1,10; 1,50; 2,75; 3,50$ приведены на рис. 8, а, б, в, г, а для догонного при $V_{C0}/V_{Ц0} = 1,50; 1,90; 2,50; 3,00$ — на рис. 9, а, б, в, г.

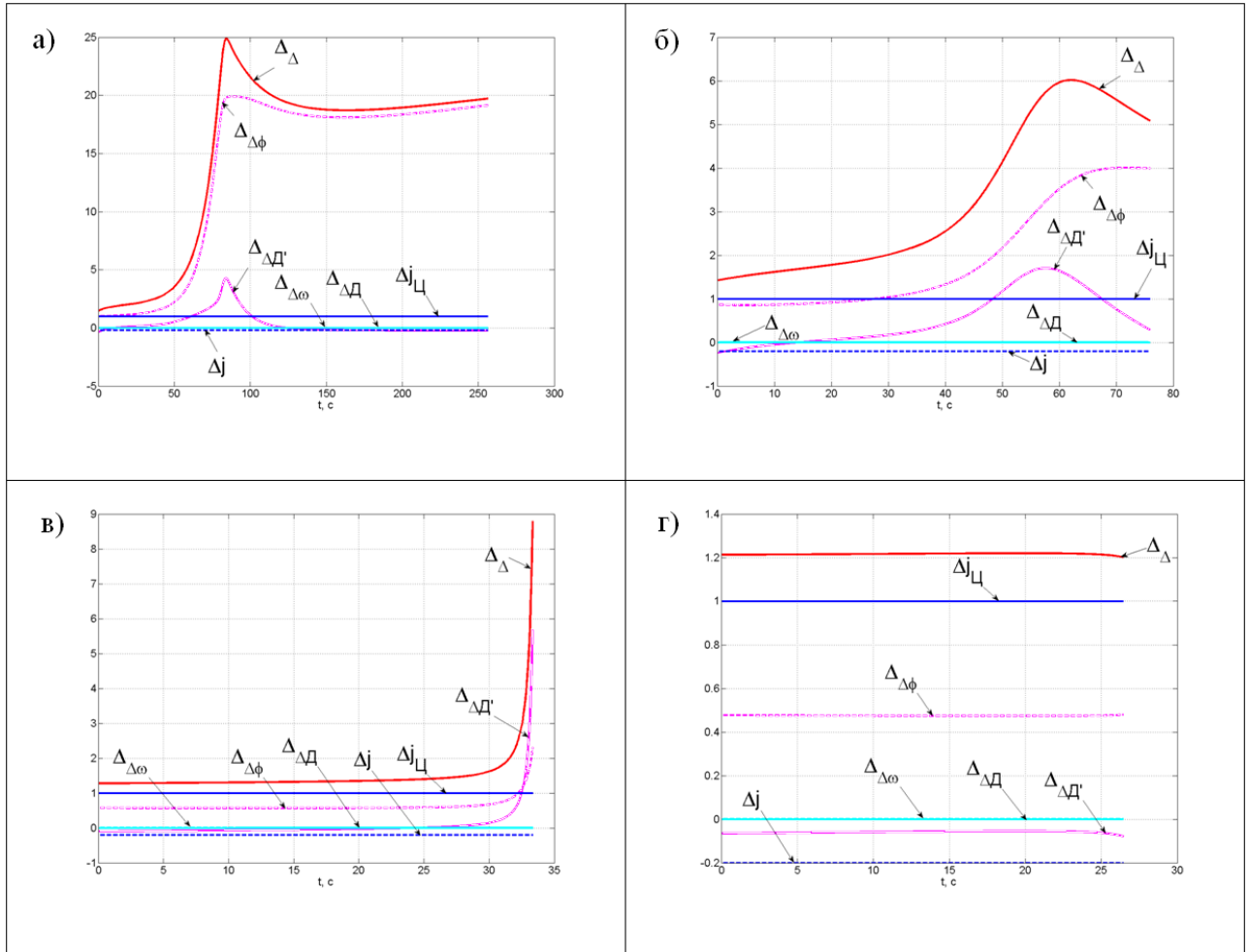


Рис. 8. Вклад ошибок измерений в суммарную ошибку Δ_{Δ} для различных значений $V_{C0}/V_{Ц0}$ при маневрировании ГЗЛА с $j_{Ц} = 10 \text{ м/с}^2$ на встречном курсе

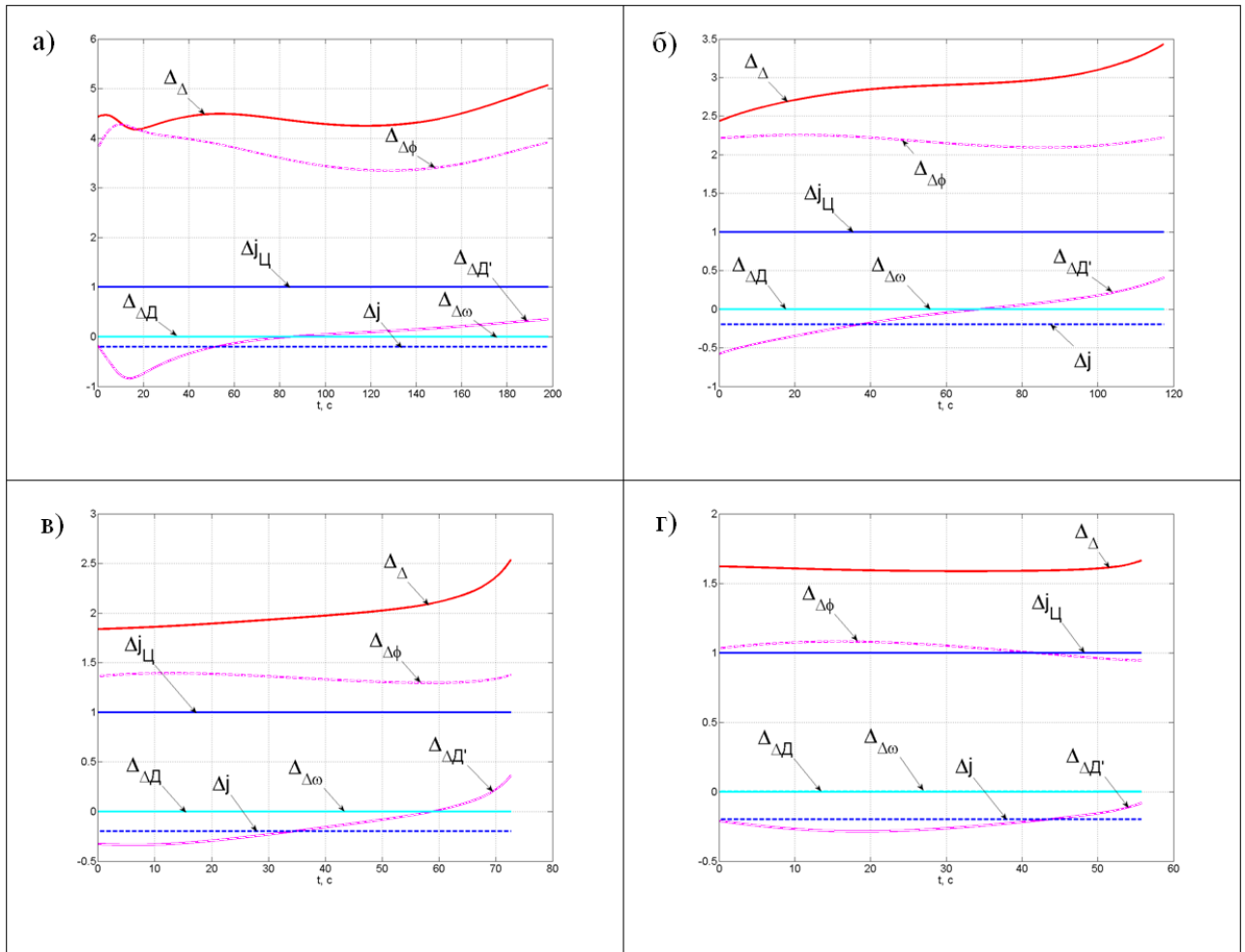


Рис. 9. Вклад ошибок измерений в суммарную ошибку Δ_{Δ} для различных значений V_{C0}/V_{C00} при маневрировании ГЗЛА с $j_{Ц} = 10 \text{ м/с}^2$ на догонном курсе

Полученные на данном этапе результаты позволяют заключить, что в процессе наведения на маневрирующую цель суммарная ошибка Δ_{Δ} с течением времени и при росте V_{C0}/V_{C00} изменяется сложным образом. При этом при малых значениях V_{C0}/V_{C00} основной вклад в суммарную ошибку формирования параметра рассогласования вносит слагаемое, соответствующее углу меру, причем на встречном курсе — начиная с некоторого момента t , а также слагаемое для измерителя скорости, существенно влияющее на появление скачков и перепадов значений (рис. 8, а, б, в).

На догонном курсе, в также при возрастании значений V_{C0}/V_{C00} чувствительность Δ_{Δ} к ошибкам измерений повышается, а максимальные значения суммарной ошибки уменьшаются. Здесь следует отметить рост влияния ошибок измерений ускорения цели.

На основании проведенных исследований можно сделать следующие выводы:

- чувствительность алгоритма самонаведения определяется условиями применения;
- наиболее рациональным является наведение перехватчика на ГЗЛА в передней полусфере;
- наиболее жесткие требования предъявляются к точности функционирования угломера БРЛС.

Библиографический список

1. Меркулов В. И., Дрогалин В. В., Канащенков А. И. и др. Авиационные системы радиопреимущества. Т.2. Радиоэлектронные системы самонаведения. / Под ред. А. И. Канащенкова и В. И. Меркулова. М.: Радиотехника, 2003. 392 с.
2. Канащенков А. И., Меркулов В. И., Самарин О. Ф. Облик перспективных бортовых радиолокационных систем. Возможности и ограничения. М.: ИПРЖР, 2002.
3. Меркулов В. И., Дрогалин В. В., Канащенков А. И. и др. Авиационные системы радиопреимущества. Т.1. Принципы построения систем радиопреимущества. Основы синтеза и анализа. / Под ред. А. И. Канащенкова и В. И. Меркулова. М.: Радиотехника, 2003. 192 с.

Сведения об авторах:

Меркулов Владимир Иванович , профессор, зам. главного конструктора ОАО «Концерн радиостроения «Вега», к.т.н.; тел.: +7(915)350-75-38, e-mail: from_fn@mail.ru.

Миляков Денис Александрович , инженер ОАО «Концерн радиостроения «Вега»;
тел.: +7(915)486-28-92, e-mail: from_fn@mail.ru.