

АЛГОРИТМ ОБРАБОТКИ ИНФОРМАЦИИ В КОМПЛЕКСНОЙ СИСТЕМЕ НАВИГАЦИИ САМОЛЕТА В РЕЖИМЕ ПОЛЕТА НА МАЛОЙ ВЫСОТЕ

Расторгуев В.В, Буй Суан Кхоа

МАИ, 125871, Москва, Волоколамское шоссе 4,
тел.: (095)158-4084, e-mail: rast@mai.ru, khoanh1991@yahoo.com

1. Введение

Известно, что в практике эксплуатации самолетов наиболее сложными для пилотирования являются режимы взлета и посадки на аэродромы, расположенные в гористой местности. Для обеспечения безопасности навигации в данных режимах пилотирования наиболее важно обеспечить заданный высотный режим полета: программный автоматический или ручной автономный. В докладе обсуждаются вопросы построения комплексной системы навигации (КСН) самолета в режиме полета на малой высоте. В состав КСН входят инерциальная навигационная система (ИНС), доплеровский измеритель скорости и угла сноса (ДИСС), радиовысотомер (РВ), а также радиодальномер (РД). Оптимальная обработка информации указанных навигационных средств должна обеспечить высокоточную оценку местоположения и скорости самолета в первую очередь в вертикальной плоскости и, тем самым, обеспечить безопасную навигацию при полетах в гористой местности.

2. Оптимизация алгоритмов обработки информации

На рис. 1-1 представлена структурная схема алгоритма обработки сигналов в КСН для определения местоположения и скорости самолета. В этой схеме для измерения вектора скорости осуществляется совместная обработка информации ИНС и ДИСС. Горизонтальные составляющие местоположения и скорости самолета определяются скорректированными значениями соответствующих горизонтальных каналов ИНС. Вертикальная составляющая местоположения (высота полета самолета) вырабатывается путем совместной обработки информации ИНС, РВ и РД. Основным отличием данной структурной схемы КСН от известных систем является включение в состав комплекса радиодальномера, определяющего наклонное расстояние от самолета до земной поверхности. Оптимальное комплексирование в измерителе основано на использовании моделируемого в бортовой цифровой вычислительной машине (БЦВМ) фильтра Калмана (ФК), который осуществляет оптимальную обработку навигационной информации от ИНС, ДИСС, РВ и РД. На вход ФК в КСН (рис. 1-1) поступают различные сигналы измерений ИНС, РВ, РД: $r_1(t) = \Delta H_{ИНС}(t) - \Delta H_P(t)$; ИНС и ДИСС: $r_2(t) = \Delta W_{ИНС}(t) - \Delta W_D(t)$. Ошибки ИНС существенно более узкополосные по сравнению с ошибками ДИСС, РВ и РД и накапливаются во времени. Поэтому основной системой, ошибки которой компенсируются в рассматриваемой КСН, будет являться ИНС. Следовательно, на выходе ФК необходимо получить оптимальную оценку ошибок: $\Delta H_{ИНС}(t)$, $\Delta W_{ИНС}(t)$. Полученные при фильтрации оценки $\overline{\Delta H}_{ИНС}(t)$, $\overline{\Delta W}_a(t)$, вычитаются из выходных сигналов ИНС в БЦВМ. В результате осуществляется непрерывное отображение наиболее точной информации о скорости и местоположении самолета. В соответствии с физическим принципом работы ИНС измеряет относительные значения вектора скорости и местоположения самолета, а автономные радиотехнические измерители (ДИСС, РВ, РД) — истинные значения навигационных параметров по отношению к земной поверхности. Поэтому в линейном приближении выходные сигналы навигационных средств можно представить следующим образом:

- при измерении скорости и вертикальной составляющей местоположения в ИНС:

$$\overline{W}_a(t) = \overline{W}_{ОТН}(t) + \Delta \overline{W}_{ИНС}(t); \quad H_{ИНС}(t) = H_{ОТН}(t) + \Delta H_{ИНС}(t);$$

- при измерении высоты в РВ: $H_P(t) = H_O(t) + \Delta H_P(t)$;

- при измерении скорости в ДИСС: $\overline{W}_D(t) = \overline{W}_O(t) + \Delta \overline{W}_D(t)$

- при измерении наклонного расстояния: $D_P(t) = D_O(t) + \Delta D_P(t)$

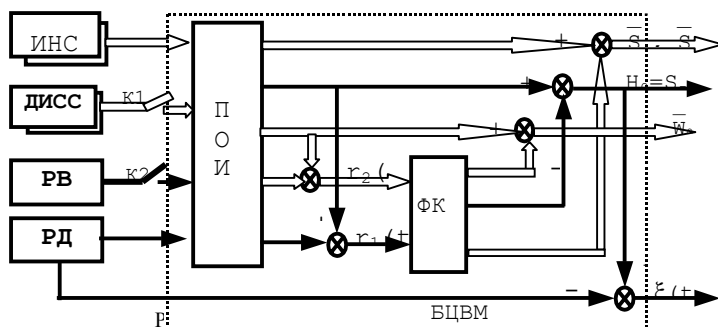


Рис. 1-1

В результате в общем случае во входном сигнале фильтра $\bar{r}(t)$ присутствуют дополнительные ошибки $\Delta x_0(t)$, связанные с неполной компенсацией истинных значений измеряемых навигационных параметров $x_0(t)$:

$$r_1(t) = \Delta x_{01}(t) + \Delta H_{ИН}(t) - \Delta H_P(t);$$

$$\bar{r}_2(t) = \Delta x_{02}(t) + \Delta \bar{W}_{ИН}(t) - \Delta \bar{W}_D(t);$$

$$\xi(t) = H_P(t) - D_P(t) \cdot \cos(\theta_0);$$

где $\Delta x_{01}(t) = H_{ОТН}(t) - H_0(t)$;

$$\Delta x_{02}(t) = \bar{W}_{ОТН}(t) - \bar{W}_0(t);$$

θ_0 - угол отклонения максимума ДНА от вертикали.

Параметр $\xi(t)$ показывает изменения рельефа, над которым осуществляется полет самолета. Поэтому этот параметр используется для отображения информации на индикаторе или поступает в систему автоматического управления (САУ) полетом самолета в вертикальной плоскости. На рис.1-1 наличие ключей (K1,K2) означает возможность дискретной работы измерителей прием разностного сигнала: $r_1(k) = \Delta H_{ИН}(k) - \Delta H_P(k)$; $r_2(k) = \Delta W_{ИН}(k) - \Delta W_D(k)$; где $k=0;1;2...$ Для устранения режима поиска и захвата сигнала в следящих измерителях ДИСС и РВ подаются сигналы по скорости и высоте от ИНС. Для нахождения оптимального алгоритма ФК в КСН используются известные модели ошибок ИНС, ДИСС и в РВ [1]. В докладе приводятся результаты математического синтеза алгоритма ФК.

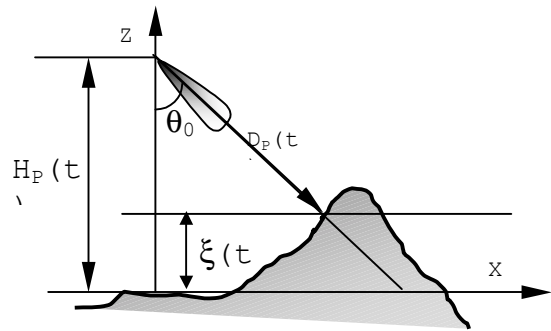


Рис. 1-2

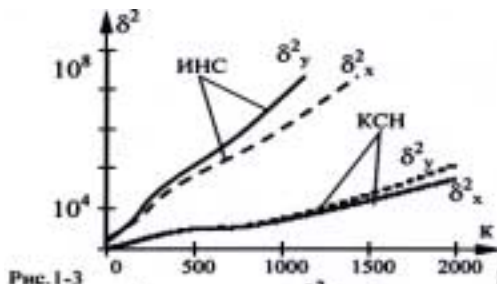


Рис.1-3

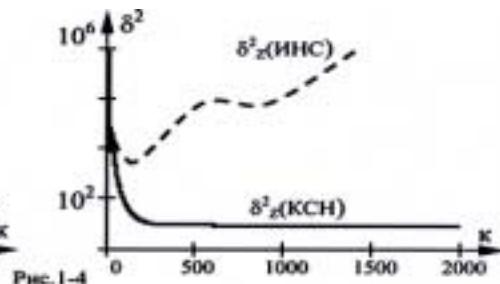


Рис.1-4

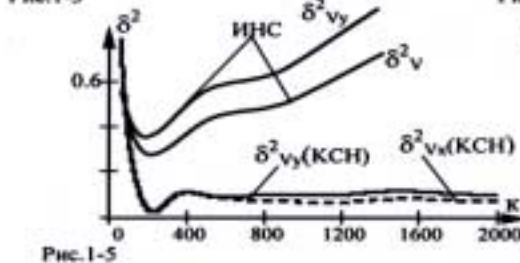


Рис.1-5

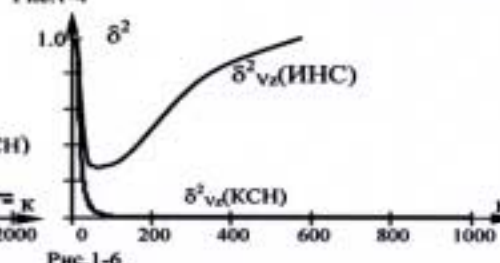


Рис.1-6

3. Оценка потенциальных точностных характеристик КСН:

В соответствии со схемой (1-1) сигналы на входе КСН $\bar{y}(t)$ можно записать в виде:

$$y_1(t) = S_{0y}(t) + \varepsilon_y(t); \quad y_2(t) = S_{0x}(t) + \varepsilon_x(t); \quad y_3(t) = S_{0z}(t) + \varepsilon_z(t)$$

$$y_4(t) = W_{0y}(t) + \varepsilon_{Vy}(t); \quad y_5(t) = W_{0x}(t) + \varepsilon_{Vx}(t); \quad y_6(t) = W_{0z}(t) + \varepsilon_{Vz}(t); \quad y_7(t) = \xi(t) + \varepsilon_\xi(t)$$

где $\varepsilon_y(t) = \Delta y(t) - \Delta \bar{y}(t)$, $\varepsilon_x(t) = \Delta x(t) - \Delta \bar{x}(t)$, $\varepsilon_z(t) = \Delta z(t) - \Delta \bar{z}(t)$; $\varepsilon_{Vy}(t) = \Delta W_y(t) - \Delta \bar{W}_y(t)$,

$$\varepsilon_{Vx}(t) = \Delta W_x(t) - \Delta \bar{W}_x(t), \quad \varepsilon_{Vz}(t) = \Delta W_z(t) - \Delta \bar{W}_z(t), \quad \varepsilon_\xi(t) = \varepsilon_z(t) - \Delta \bar{D}(t)$$

$\Delta \bar{D}(t)$ - ошибка измерения наклонного расстояния.

Следовательно, точность измерения составляющих местоположения S_y, S_x, S_z самолета в системе координат будет определяться точностью оценок в фильтре ошибок $\Delta x, \Delta z$ ИНС. Используя программные средства Mathcad, было осуществлено статистическое моделирование ФК в

рассматриваемой КСН и проведены необходимые вычисления по уравнениям (2.36-2.40) [1]. Результаты вычислений приведены на графиках рис. 1-3,4,5,6. Анализ графиков показывает, что точность измерения составляющих векторов местоположения и скорости самолета в КСН значительно выше по сравнению с ИНС, ДИСС и РВ. Необходимо отметить, что ошибки КСН в горизонтальных каналах местоположения и скорости практически не накапливаются во времени, что характерно для ИНС. На графиках рис. 1-7,8,9 показывают значение высоты, которые измеряются вертикальным каналом ИНС, РВ и КСН. В докладе обсуждаются результаты выигрыша в точности измерения высоты полета при комплексировании.

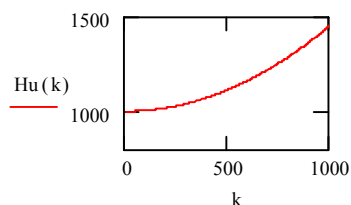


Рис 1-7

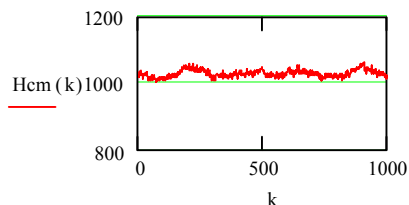


Рис 1-8

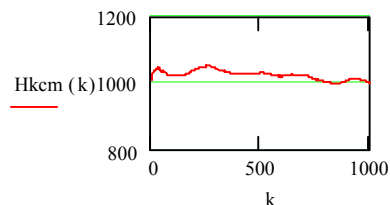


Рис 1-9

4. Процесс регулирования высоты полета при изменении высоты рельефа

Полет в режиме малых высот над сложным рельефом при взлете и посадке является наиболее сложным участком пилотирования самолета. Поэтому в докладе оценивается возможность использования радиодальномера (РД) в рассматриваемой КСН для повышения безопасности полета. Приводятся результаты статистического моделирования полета самолета на малой высоте над сложным участком рельефа поверхности при использовании радиодальномера в составе КСН (рис. 1-10,11,12). Оцениваются точностные характеристики оптимальной КСН. Анализ результатов оценки точностных характеристик канала высоты КСН показывает выигрыш в точности измерения высоты и наклонной дальности при оптимальной обработке информации в КСН. В результате повышается безопасность полета самолета на сложных участках навигации.

Рис 1-10

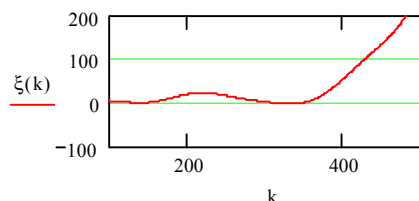


Рис 1-11

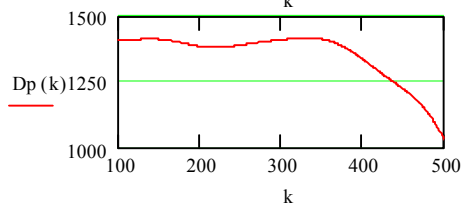
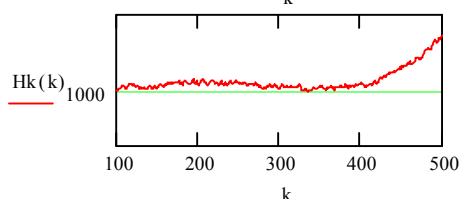


Рис 1-12



5. Заключение

В докладе рассмотрены возможности повышения точности навигации самолета в вертикальной плоскости в режиме полета над сложной гористой местностью при использовании оптимальной КСН. Принципиальным отличием рассматриваемой КСН является использование радиодальномера в составе комплекса. Проводится синтез алгоритма ФК в рассматриваемой КСН. Оцениваются потенциальные точностные характеристики системы в режиме маловысотного полета. Показаны преимущества использования РД и оптимальной обработки сигналов в КСН для повышения точности навигации самолета, в первую очередь в вертикальной плоскости.

Литература

1. Жуковский А.П, Расторгуев В.В. - Комплексные радиосистемы навигации и управления самолетов. – МАИ, 1998.

ALGORITHM OF INFORMATION PROCESSING FOR COMPLEX NAVIGATION SYSTEM OF PLANE IN FLIGHT REGIME ON SMALL HEIGHT

Rastorguev V., Bui Xuan Khoa

1. Introduction

Known that in the practice of planes exploitation the regime of upward flight and landing on aerodromes situated in mountainous terrain are the most difficulty for pilot controlling. For ensuring safety of plane navigation in given regimes of pilot controlling the most important task is ensuring the altitude of flight regime: programme automatic or manual autonomous. In the report the questions of Complex Navigation System (CNS) of plane in flight regime on small height are discussed. CNS consists of Inertial Navigation System (INS), Doppler Meter of Velocity and Rake Angle (DMVRA), radio altimeter (RA), as well as radiometer of range (RMR). Optimum information processing of specified navigational systems must ensure a high precise estimation of location and velocities of plane in the vertical plane first of all. As a result ensure a safe navigation of flights in mountainous terrain will be securing.

2. Optimisation of algorithms of information processing

The structured algorithm scheme of signal processing in CNS for the determination of location and velocities of plane are presented. Main difference of given structured scheme of CNS from known systems is an including in the composition of complex the of radio range meter, defining tilted distance from the plane before the terrestrial surface.

Optimum signal processing in CNS is based on use prototyped in the on-board digital computer (BDC) of Kalman Filter (KF). This filter realises an optimum processing of navigational information from INS, DMVRA, RA and RMR. As a result the unceasing imaging of the most exact information on velocities and location of plane is realised for pilots.

The results of mathematical synthesis of algorithms of KF are presented.

3. Estimation of potential accuracy of CNS

Received algorithm of discrete KF in CNS allows estimating of potential system accuracy. Using software programs Mathcad, statistical modelling of KF in considered KCH was realised [1]. Results of calculations are presented and are discussed.

In the report results of the advantage in accuracy of measurement of flight height in CNS are discussed.

4. Process of regulation of flight height when changing of a relief height.

Flight in the regime of small heights at upward flight and landing are the most difficulty for pilot controlling. So in the report is valued the possibility of using a radiometer of range (RMR) in considered CNS for raising safety of flight.

Results of statistical modelling of plane flight on the small height on the complex area of relief surface when using a radiometer of range in the composition of CNS are discussed. The accuracy of optimum CNS is estimated.

Analysis of results of accuracy estimation of height channel of CNS shows an advantage in height measurement accuracy and tilted range under optimum information processing in CNS. As a result the safety of plane flight on complex navigation areas is increasing.

Literature

1. A.P.Zhukovskiy, V.V.Rastorguev - Complex Radio Systems of Navigation and Control of Planes. - MAI, 1998.