

КОМПЛЕКСИРОВАНИЕ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ С ДИСКРЕТНЫМИ ДАТЧИКАМИ НАВИГАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ

И.Е. Бакулин

(представил д.т.н., проф. В.И. Антюфеев)

В статье рассматривается задача оптимальной совместной обработки выходных сигналов инерциальной и корреляционно-экстремальной навигационных систем. Предложен алгоритм фильтрации, позволяющий осуществлять непрерывную коррекцию инерциальной навигационной системы в условиях дискретного характера работы корреляционно-экстремальной навигационной системы.

Общепризнанным методом повышения точности определения навигационных параметров бортовыми навигационными системами (НС) летательных аппаратов, считается комплексирование инерциальной навигационной системы (ИНС) с корректирующими радиотехническими измерителями. Это позволяет скомпенсировать нарастающие с течением времени погрешности ИНС. Основная цель комплексирования состоит в достижении наивысших (при данном составе измерителей и вычислительных средств) показателей по точности и надежности определения навигационных параметров полета [1].

К навигационным датчикам ЛА предъявляются жесткие требования по автономности, всепогодности, точности, низкой стоимости и малым массогабаритным показателям. В настоящее время наиболее полно данным требованиям удовлетворяют корреляционно-экстремальные навигационные системы (КЭНС) миллиметрового диапазона волн [2].

Основной особенностью КЭНС как корректирующего датчика комплексной навигационной системы (КНС) является дискретный во времени характер ее работы. Это обусловлено физическим принципом функционирования КЭНС так как, формирование текущего изображения и реализация вычислительной процедуры, связанной с вычислением взаимной корреляционной функции и определением ее экстремума, происходят во времени последовательно. Кроме того, целесообразно производить лишь периодическую коррекцию НС в отдельных навигационных районах. Это обусловлено ограниченной памятью бортовых цифровых вычислительных машин, необходимой для хранения эталонных изображений земной поверхности. Таким образом, КЭНС не может обеспечить непрерывной выдачи текущих значений измеряемых навигационных параметров, что не

позволяет осуществлять коррекцию ИС непрерывно и снижает точность работы КНС в целом.

В [3] предложен подход, позволяющий осуществлять непрерывную коррекцию ИНС от КЭНС путем запоминания последнего значения корректирующего сигнала в промежутках времени между включением КЭНС в работу. Сущность данного метода сводится к реализации компенсационной схемы обнуления ошибок измерений основного (базового) измерителя, что позволяет в заданные моменты времени обнулять накопившиеся погрешности ИНС. Эффективность данного метода ограничена сравнительно небольшими промежутками времени между проведением коррекций пока накопленные ошибки, приводящие к рассогласованию систем координат, не превзойдут допустимые. Основным недостатком подобных систем является то, что они не позволяют оценить и учесть скорость дрейфа гироскопов и тем самым скомпенсировать само накопление погрешностей ИНС.

Данных недостатков лишены навигационные системы базирующиеся на использовании фильтров Калмана (ФК). Достоинством ИС, включающих в свой состав ФК, является прежде всего то, что они позволяют не только получить оптимальные оценки навигационных параметров, но и оценить такие случайные переменные, как скорость дрейфа гироскопов и смещение «нулей» акселерометров ИНС.

Нахождение достоверных оценок параметров движения ЛА с помощью ФК возможно только при условии адекватности используемой априорной математической модели процесса реальному физическому процессу. Входное внешнее воздействие в виде вектора кажущегося ускорения, будучи зависимым от конкретной траектории ЛА, представляется непрогнозируемым с требуемой точностью. Поэтому представление его в виде совокупности детерминированной составляющей и шума с заданными статистическими характеристиками оказывается невозможным. В этом смысле, в качестве подлежащего вектора фильтрации фазовых координат корректируемых ИС удобно принять не навигационные параметры, а параметры характеризующие погрешности функционирования ИС, статистические характеристики которых как правило хорошо изучены, а уравнения их являются линейными, или поддающимися линеаризации. Получение оптимальных оценок ошибок должно осуществляться параллельно с решением основной навигационной задачи. Модель погрешностей ИС в общем случае можно представить в виде нелинейной стохастической системы [4]:

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{z}}(t) &= \boldsymbol{\psi}(\mathbf{z}, t) + \mathbf{G}(\mathbf{z}, t) \boldsymbol{\omega}'(t) ; \mathbf{z}(t_0) \in \mathbf{N}(\mathbf{m}_{z0}, \mathbf{P}_{z0}) ; \\ \Delta \mathbf{x} &= \mathbf{h}(\mathbf{z}, t) + \mathbf{v}(t) ; \mathbf{x}^*(t) = \mathbf{x}(t) + \Delta \mathbf{x}(t) ; \mathbf{F}(\mathbf{x}, \mathbf{z}) = \mathbf{0} , \end{aligned} \quad (1)$$

где $\mathbf{z}(t)$ – n - мерный вектор состояния, $\Delta \mathbf{x}(t)$ – m - мерный вектор погрешностей; $\mathbf{x}^*(t)$ – m - мерный вектор измерений; $\boldsymbol{\psi}(\mathbf{z}, t)$ – n - мерная и $\mathbf{h}(\mathbf{z}, t)$ – m - мерная функции от переменных \mathbf{z} и t ; $\boldsymbol{\omega}'(t)$ и $\mathbf{v}(t)$ – процессы “белого”

шума с корреляционными матрицами $\mathbf{Q}'(\mathbf{t})\delta(\tau)$, $\mathbf{R}(\mathbf{t})\delta(\tau)$ и взаимной корреляционной матрицей $\mathbf{V}'(\mathbf{t})\delta(\tau)$.

В случае избыточных измерений к выражениям (1) добавляются уравнения связей, которые можно записать в виде

$$\mathbf{F}(\mathbf{x}, \mathbf{z}) = \mathbf{F}(\mathbf{x}^* - \Delta\mathbf{x}, \mathbf{z}) = \mathbf{F}[\mathbf{x}^* - \mathbf{h}(\mathbf{z}, \mathbf{t}) - \mathbf{v}(\mathbf{t}), \mathbf{z}] = \mathbf{U}(\mathbf{x}^*, \mathbf{z}, \mathbf{v}) = \mathbf{0}. \quad (2)$$

Алгоритм оптимальной обработки сигналов, обеспечивающий вычисление оценок по критерию минимума дисперсий ошибок оценивания с учетом уравнения связей принимает вид [4]:

$$\begin{aligned} \dot{\hat{\mathbf{z}}} &= \boldsymbol{\Psi}(\hat{\mathbf{z}}, \mathbf{t}) - \mathbf{K}\mathbf{U}(\mathbf{x}^*, \hat{\mathbf{z}}, \mathbf{0}); \quad \hat{\mathbf{z}}(\mathbf{t}_0) = \mathbf{m}_{z0}; \\ \mathbf{K} &= [\mathbf{P}(\mathbf{t})\mathbf{H}^T(\mathbf{t}) + \mathbf{V}_1(\mathbf{t})]\mathbf{R}_1^{-1}; \end{aligned} \quad (3)$$

$$\dot{\mathbf{P}}(\mathbf{t}) = \mathbf{A}(\mathbf{t})\mathbf{P}(\mathbf{t}) + \mathbf{P}(\mathbf{t})\mathbf{A}^T(\mathbf{t}) + \mathbf{Q}(\mathbf{t}) - \mathbf{K}\mathbf{R}_1(\mathbf{t})\mathbf{K}^T; \quad \mathbf{P}_0 = \mathbf{P}_{z0},$$

где

$$\begin{aligned} \mathbf{A}(\mathbf{t}) &= \left. \frac{\partial \boldsymbol{\Psi}}{\partial \mathbf{z}} \right|_{\hat{\mathbf{z}}}; \quad \mathbf{H}(\mathbf{t}) = \left. \frac{\partial \mathbf{U}}{\partial \mathbf{z}} \right|_{\hat{\mathbf{z}}, \mathbf{x}^*, \mathbf{0}}; \quad \mathbf{C}(\mathbf{t}) = \left. \frac{\partial \mathbf{U}}{\partial \mathbf{v}} \right|_{\hat{\mathbf{z}}, \mathbf{x}^*, \mathbf{0}}; \\ \mathbf{R}_1(\mathbf{t}) &= \mathbf{C}\mathbf{R}\mathbf{C}^T; \quad \mathbf{V}_1(\mathbf{t}) = \mathbf{V}(\mathbf{t})\mathbf{C}^T = \mathbf{G}(\hat{\mathbf{z}}, \mathbf{t})\mathbf{V}'(\mathbf{t})\mathbf{C}^T. \end{aligned} \quad (4)$$

С целью объединения алгоритмов фильтрации и счисления в единый вычислительный процесс оказывается удобным представить модель ИНС в виде системы стохастических дифференциальных уравнений пятнадцатого порядка с вектором фазовых координат

$$\mathbf{Z}_{15}(\mathbf{t}) = (\boldsymbol{\alpha}, \boldsymbol{\beta}, \boldsymbol{\gamma}, \Delta\mathbf{V}_{\xi}, \Delta\mathbf{V}_{\eta}, \mathbf{B}, \mathbf{L}, \mathbf{A}, \mathbf{h}, \mathbf{z}_{10}, \mathbf{z}_{11}, \mathbf{z}_{12}, \mathbf{z}_{13}, \mathbf{z}_{14}, \mathbf{z}_{15})^T, \quad (5)$$

включающей в себя не только погрешности ИНС, но и непосредственно геодезические координаты [4]. Здесь $\boldsymbol{\alpha}$ - ошибка углового положения гиросtabilизированной платформы ИНС в азимуте; углы $\boldsymbol{\beta}$ и $\boldsymbol{\gamma}$ - ошибки углового положения платформы относительно горизонта, $\Delta\mathbf{V}_{\xi}$ и $\Delta\mathbf{V}_{\eta}$ - погрешности измерения горизонтальных составляющих абсолютной скорости ЛА: \mathbf{B} , \mathbf{L} , \mathbf{A} , \mathbf{h} - текущие геодезические координаты, азимут и высота полета ЛА соответственно, $\mathbf{z}_{10} - \mathbf{z}_{15}$ - стохастическая модель дрейфов гироскопов.

На измеряемые датчиками параметры движения ЛА наложены два уравнения связей в виде линейных рассогласований $\Delta\mathbf{x}$ и $\Delta\mathbf{y}$ вдоль осей \mathbf{X} и \mathbf{Y} ИНС между выходными $(\hat{\mathbf{B}}, \hat{\mathbf{L}})$ координатами вычисляемыми ФК и текущими показаниями $(\mathbf{B}^*, \mathbf{L}^*)$ КЭНС:

$$\begin{aligned} \hat{\mathbf{U}}_1 = \Delta\mathbf{x} &= -\hat{\mathbf{Q}}(\mathbf{B}^* - \hat{\mathbf{B}})\sin(\hat{\mathbf{A}} - \hat{\boldsymbol{\alpha}}) + \hat{\mathbf{G}}\cos\hat{\mathbf{B}}(\mathbf{L}^* - \hat{\mathbf{L}})\cos(\hat{\mathbf{A}} - \hat{\boldsymbol{\alpha}}); \\ \hat{\mathbf{U}}_2 = \Delta\mathbf{y} &= \hat{\mathbf{Q}}(\mathbf{B}^* - \hat{\mathbf{B}})\cos(\hat{\mathbf{A}} - \hat{\boldsymbol{\alpha}}) + \hat{\mathbf{G}}\cos\hat{\mathbf{B}}(\mathbf{L}^* - \hat{\mathbf{L}})\sin(\hat{\mathbf{A}} - \hat{\boldsymbol{\alpha}}), \end{aligned} \quad (6)$$

которые имеют место в силу избыточности применения двух датчиков для измерения одних и тех же координат. Здесь $\hat{\mathbf{Q}}$ и $\hat{\mathbf{G}}$ - радиусы кривизны

Земли, зависящие от широты \mathbf{B} и высоты \mathbf{h} местоположения ЛА над земной поверхностью [4].

В таком случае, на основании (3) получаем алгоритм оптимальной совместной обработки выходных сигналов ИНС и КЭНС

$$\dot{\hat{\mathbf{z}}}_{15} = \Psi(\hat{\mathbf{z}}_{15}, \mathbf{t}) - \mathbf{K}(\mathbf{t}) \begin{pmatrix} \hat{\mathbf{U}}_1 \\ \hat{\mathbf{U}}_2 \end{pmatrix}, \quad (7)$$

где матрица $\mathbf{K}(\mathbf{t})$ имеет размерность 15×2 . Она вычисляется на основании соотношений (3, 4).

Рассмотрим работу алгоритма (7) с учетом того, что работа КЭНС носит дискретный характер. В моменты времени когда КЭНС не дает информации, матрица \mathbf{K} в алгоритме (7) должна быть принята нулевой. В моменты $\mathbf{t}_1, \mathbf{t}_2, \mathbf{t}_3$ поступления информации от КЭНС, она должна вычисляться в соответствии с полным алгоритмом (3). Такой режим работы фильтра будет обеспечивать оптимальные оценивания в условиях прерывистого поступления информации, при этом на отрезках времени между включениями КЭНС фильтр будет работать в режиме оптимального прогноза.

Таким образом, предложенный алгоритм фильтрации в условиях дискретного характера работы КЭНС позволяет путем совместной обработки выходных сигналов ИНС и КЭНС оптимальным образом оценивать составляющие, которые входят в вектор состояния $\mathbf{Z}_{15}(\mathbf{t})$. В результате представляется возможным существенно снизить требования по точности чувствительных элементов КНС без снижения требований по точности определения навигационных параметров.

ЛИТЕРАТУРА

1. Сосновский А.А., Хаймович И.А. Радиоэлектронное оборудование летательных аппаратов: Справочник. – М.: Транспорт, 1987. – 256 с.
2. Антюфеев В.И., Быков В.Н., Гричанюк А.М. Радиометрический измерительный комплекс миллиметрового диапазона волн для дистанционного зондирования земной и водной поверхности // Радиотехника. – Харьков: ХГТУРЭ. – 1999. – Вып. 109. – С. 145 - 150.
3. Бакулин И.Е. Повышение точностных показателей комплексных навигационных систем летательных аппаратов // Системи обробки інформації. – Харків: НАНУ, ПАНМ, ХВУ. – 1999. – Вып. 2(6). – С. 172 - 175.
4. Бабич О.А. Объединенный оптимальный алгоритм фильтрации и счисления навигационных координат // Проблемы надежности летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1985. – С. 71 - 82.

Поступила в редколлегию 20.02.2001
