

Комплексное применение навигационных систем для геодезического обеспечения летательных аппаратов в горных районах

Comprehensive application of navigation systems for geodetic provisions of airborne vehicles in mountain regions

Алексеев / Alekseev V.

Виктор Федорович

(Vfalex_vti@mail.ru)

доктор технических наук, доцент.

ФГБВОУ ВО «Военно-космическая академия имени

А. Ф. Можайского» МО РФ

(ВКА имени А. Ф. Можайского),

старший научный сотрудник.

г. Санкт-Петербург

Рагимов / Ragimov E.

Эльхан Агабек-оглы

(elhan_rag@mail.ru)

кандидат физико-математических наук.

ВКА имени А. Ф. Можайского,

старший научный сотрудник.

г. Санкт-Петербург.

Андриевская / Andrievskaya V.

Виктория Юрьевна

(vika75_07@mail.ru)

кандидат физико-математических наук, доцент.

ВКА имени А. Ф. Можайского,

старший научный сотрудник.

г. Санкт-Петербург.

Прокофьев / Prokofjev A.

Александр Валерьевич

(prokofjev_alexander@mail.ru)

кандидат технических наук.

ВКА имени А. Ф. Можайского,

начальник научно-исследовательского отдела.

г. Санкт-Петербург.

Ключевые слова: навигационная система – navigation system; спутник – satellite; геодезическое обеспечение – geodetic provisions; точность измерения – measurement accuracy; горные районы – mountain regions.

В статье обоснована необходимость комплексного применения аппаратуры потребителя спутниковых и инерциальных навигационных систем для повышения надёжности высокоточного самолётовождения в горных районах. Отмечается, что комплексирование может быть реализовано на этапе вторичной обработки информации. Обоснована возможность применения линейной модели ошибок инерциальной навигационной системы. Теоретические выводы подтверждены по данным эксперимента в реальных условиях горного района.

The paper justifies a need for comprehensive application of consumer apparatus of satellite and inertial navigation systems to enhance reliability of high-precision aircraft navigation in mountain regions. It is mentioned, that generating comprehensive units may be implemented at secondary data processing phase. Possibility to apply linear error model of inertial navigation system is justified. Theoretical conclusions are proved by experimental data under real condition of maintain region.

Эффективность применения летательных аппаратов в горных условиях в значительной степени зависит от возможности установленных на них систем автоматического управления обеспечивать маловысотный полет с огибанием рельефа местности или облетом препятствий. По этой причине при отработке бортовых комплексов летательных аппаратов (ЛА) большое внимание уделяется отработке контура маловысотного полета в реальных условиях горной местности.

Для решения этой задачи в состав бортовых пилотажно-навигационных комплексов включается навигационная аппаратура, использующая информацию глобальных спутниковых навигационных систем (СНС) ГЛОНАСС и GPS.

Глобальный характер информационного поля, создаваемого СНС, его независимость от климатических условий, времени года и др., а также возможность значительного повышения точности определения координат потребителя за счет применения дифференциального режима, превращают спутниковые навигационные системы в универсальное средство обеспечения высокоточного самолётовождения, эталонных траекторных измерений, синхронизации информационных потоков, сформированных на объектах испытаний при больших расстояниях между ними.

Однако необходимо отметить, что СНС подвержены влиянию различного рода искажений, таких

как радиопомехи определенных частот, затенения и переотражения принимаемых от спутников сигналов. Особенно сильного влияния затенений и переотражений на точность определения координат потребителя следует ожидать в горных условиях. Повышение точности навигационных определений достигается послеполётной (вторичной) обработкой информации СНС, зарегистрированной в процессе испытаний комплексированием инерциальной навигационной системы (ИНС) и СНС.

Общей характерной чертой всех вариантов комплексирования ИНС и СНС на этапе вторичной обработки информации является использование моделей ошибок ИНС. При этом основной проблемой, в существенной степени определяющей эффективность комплексных алгоритмов и простоту их реализации, остается выбор модели ошибок ИНС. Известно большое число моделей ошибок ИНС, отличающихся различной степенью полноты и сложности [1, 2]. Рассмотрим наиболее простую линейную модель ошибок, полученную при упрощении более точных моделей ИНС [1]. Такая модель может быть представлена в следующем виде:

$$\begin{cases} \dot{\underline{\varepsilon}} = \underline{\varepsilon}_V \\ \dot{\underline{\varepsilon}}_V = \underline{\varepsilon}_a + \delta_a, \underline{\varepsilon}_V(t) = \underline{\varepsilon}_{V0} \\ \dot{\underline{\varepsilon}}_a = -\underline{\alpha}_a \underline{\varepsilon}_a + \sqrt{2\alpha_a \sigma_a^2} \cdot \underline{n}_{\varepsilon_a} \\ \dot{\delta}_a = 0 \end{cases} \quad (1)$$

где $\underline{\varepsilon}$ – вектор ошибок измерения координат; $\underline{\varepsilon}_V$ – вектор ошибок измерения скорости; $\underline{\varepsilon}_a$ – вектор флуктуационных ошибок измерения ускорений акселерометрами; δ_a – вектор постоянных ошибок измерения ускорения, обусловленных не скомпенсированным дрейфом гироскопов и др.;

$\underline{\varepsilon}_{V0}$ – ошибки начальной выставки ИНС по скорости; $\underline{n}_{\varepsilon_a}$ – вектор белых гауссовских шумов с нулевыми математическими ожиданиями и единичной дисперсией.

При слабосвязанном комплексировании на уровне выходных сигналов систем, сигнал на выходе приемника СНС в k -й момент времени имеет вид [1]:

$$\underline{\xi} = \underline{S}(t_k, \underline{X}_k) + \underline{n}_k, \quad (2)$$

где \underline{X}_k – вектор навигационных параметров; \underline{n}_k – дискретный белый шум. Сигнал на выходе ИНС может быть записан в виде

$$\underline{\eta}_k = \underline{X}_k + \underline{\varepsilon}_k, \quad (3)$$

где $\underline{\varepsilon}_k$ – вектор ошибок ИНС по навигационным параметрам \underline{X}_k .

В результатах наблюдений $\underline{\eta}_k$ параметры \underline{X}_k и $\underline{\varepsilon}_k$ неразделимы (порознь не определяются), однако формально в выражении для сигнала на выходе ИНС можно сделать следующую замену $\underline{X}_k = \underline{\eta}_k - \underline{\varepsilon}_k$. С учётом этого представим выражение для выходного сигнала приемника СНС в виде:

$$\underline{\xi}_k = \underline{S}(t_k, \underline{\eta}_k - \underline{\varepsilon}_k) + \underline{n}_k. \quad (4)$$

Поскольку $\underline{\eta}_k$ – известная величина, то параметром, подлежащим оценке, является ошибка счисления координат $\underline{\varepsilon}_k$. Решение задачи в гауссовом приближении апостериорной плотности вероятности $P(\underline{\varepsilon}_k, \underline{\xi}_k, \underline{\eta}_k)$ параметра $\underline{\varepsilon}_k$ при условии наличия наблюдений $\underline{\xi}_k$ и $\underline{\eta}_k$, сводится к одному из представлений расширенного фильтра Калмана [3]:

$$\begin{cases} \hat{\underline{\varepsilon}}_k = \tilde{\underline{\varepsilon}}_k + \underline{R}_k \left[\frac{\partial \underline{S}_k(t_k, \underline{\eta}_k - \hat{\underline{\varepsilon}}_{k-1})}{\partial \underline{\varepsilon}_k T} \right]^T \underline{V}_k^{-1} \left[\underline{\xi}_k - \underline{S}(t_k, \underline{\eta}_k - \hat{\underline{\varepsilon}}_k) \right] \\ \underline{R}_k^{-1} = \left[\underline{\Phi} \underline{R}_{k-1} \underline{\Phi}^T + \underline{\Psi}_k \right]^{-1} + \left[\frac{\partial \underline{S}_k(t_k, \underline{\eta}_k - \hat{\underline{\varepsilon}}_{k-1})}{\partial \underline{\varepsilon}_k T} \right]^T \underline{V}_k^{-1} \frac{\partial \underline{S}_k(t_k, \underline{\eta}_k - \hat{\underline{\varepsilon}}_{k-1})}{\partial \underline{\varepsilon}_k T} \end{cases} \quad (5)$$

где $\hat{\underline{\varepsilon}}_k$ – вектор параметров, подлежащих оценке; $\underline{\Phi}$ и $\underline{\Psi}$ – соответственно матрица переходов и корреляционная матрица формирующих шумов, определяемые из системы априорных уравнений для параметров $\underline{\varepsilon}$;

$\tilde{\underline{\varepsilon}}_k = \underline{\Phi} \cdot \hat{\underline{\varepsilon}}_{k-1}$ – вектор экстраполированных оценок; \underline{R}_k – матрица апостериорных дисперсий.

Оценка навигационных параметров объекта \underline{X}_k может быть определена исходя из выражения:

$$\hat{\underline{X}}_k = \underline{\eta}_k - \hat{\underline{\varepsilon}}_k \quad (6)$$

Слабосвязанное комплексирование на уровне радионавигационных параметров отличается от вышеприведенного тем, что комплексирование производится на несколько более глубоком уровне (непосредственно с сигналами на выходе схемы первичной обработки в приемнике СНС).

Сигналы на выходе схем первичной обработки приемника СНС в k -й момент времени могут быть представлены в следующем виде

$$\underline{\xi}_{k\tau} = \underline{\tau}_{k\text{снс}}(\underline{X}_k) + \underline{n}_{\xi_{k\tau}}, \quad \underline{\xi}_{kV_k} = \underline{V}_{k\text{снс}}(\underline{X}_k, V_k) + \underline{n}_{\xi_{kV_k}} \quad (7)$$

где $\underline{\tau}_{k\text{снс}}(\underline{X}_k) = \frac{\underline{X}_k \text{ объекта} - \underline{X}_{\text{снс}}^j(t_k - \tau^j - \Delta)}{c} + \Delta_k$ – случайное смещение времени прихода огибающей радиосигнала в k -й момент времени (псевдозадержка огибающей);

$\underline{\xi}_{k\tau}, \underline{\xi}_{kV_k}$ – совокупность измерений псевдодальностей и скоростей изменения псевдофаз видимых спутников соответственно для k -го момента времени;

$V_{k\text{тнс}}(X_k, V_k) \cdot X_k = [X_{k\text{объекта}}^T; \Delta_k]^T$ – известные нелинейные функции [4, 2];

Δ_k – смещение шкалы времени опорного генератора приемника СНС;

$V_k = [V_{k\text{объекта}}^T; V_{\Delta k}]^T$ – вектор составляющих скорости $V_{k\text{объекта}}$ объекта и скорости $V_{\Delta k}$ изменения во времени рассогласования, имеющей также смысл относительного отклонения частоты опорного генератора;

$n_{k\xi}, n_{kV}$ – векторы дискретных белых гауссовых шумов наблюдений псевдодальностей и псевдоскоростей видимых спутников.

Таким образом, входные данные от приемника СНС в k -й момент времени (от j -го спутника) представляют собой вектор

$$\underline{T}_{jk}^* = [\tau_{jk\text{снс}}, V_{jk\text{снс}}]^T \quad (8)$$

Выходные навигационные решения ИНС (по известным координатам и скоростям изменения координат спутников, уходу и скорости ухода шкалы времени) пересчитываются в значения

$$\underline{\tilde{T}}_{jk\text{инс}} = [\tilde{\tau}_{jk\text{инс}}, \tilde{V}_{jk\text{инс}}]^T, \quad (9)$$

где

$$\tilde{\tau}_{jk\text{инс}} = \tau_{jk}(\underline{\eta}_k - \tilde{\xi}_k, \tilde{\Delta}_k);$$

$$V_{jk\text{снс}} = V_{k\text{снс}}(\underline{\eta}_k - \tilde{\xi}_k, V_{\Delta k}).$$

Решение задачи в гауссовом приближении апостериорной $P(\underline{\lambda}/\xi_k, \underline{\eta}_k)$ сводится опять же к одному из представлений расширенного фильтра Калмана [3]:

$$\hat{\underline{\lambda}}_k = \tilde{\underline{\lambda}}_k + R_k \sum_{j=1}^N \frac{\partial T_{jk}(\underline{\eta}_k - \tilde{\xi}_k, \tilde{\Delta}_k)}{\partial \tilde{\underline{\lambda}}_k} \sigma_{T_{jk}}^{-2} [T_{jk}^* - T_{jk}(\underline{\eta}_k - \tilde{\xi}_k, \tilde{\Delta}_k)]$$

$$R_k^{-1} = [\Phi R_{k-1} \Phi^T + \Psi]^{-1} + \sum_{j=1}^N \frac{\partial T_{jk}(\underline{\eta}_k - \tilde{\xi}_k, \tilde{\Delta}_k)}{\partial \tilde{\underline{\lambda}}_k} \sigma_{T_{jk}}^{-2} \frac{\partial T_{jk}(\underline{\eta}_k - \tilde{\xi}_k, \tilde{\Delta}_k)}{\partial \tilde{\underline{\lambda}}_k} \quad (10)$$

где $\hat{\underline{\lambda}}_k$ – вектор параметров, подлежащих оценке;

Φ и Ψ – соответственно матрица переходов и корреляционная матрица формирующих шумов, определяемые из системы априорных уравнений для параметров ξ и Δ ;

$\tilde{\underline{\lambda}}_k$ – вектор экстраполированных оценок;

$\tilde{R}_k = \Phi \cdot \tilde{R}_{k-1}$ – матрица апостериорных дисперсий.

R_k – матрица апостериорных дисперсий.

Эксперимент был проведен в районе города Нальчик (Северный Кавказ). В автомобиле были установлены 4 приемника СНС. Экспериментальные исследования проводились применительно к горным условиям полёта летательного аппарата (ЛА), т.е. в условиях постоянных «срывов» в навигационных определениях приемниками СНС. Использовались рабочие созвездия СНС ГЛОНАСС и GPS, движение орбитальных группировок спутников задавались согласно моделям [4].

В ходе экспериментов исследовались алгоритмы комплексирования на уровне вторичных параметров, когда в вектор наблюдения кроме выходных сигналов схем первичной обработки приемника СНС непосредственно входят измерения блока акселерометров и вектор угловых ошибок углов Эйлера. Высокая точность определения навигационных параметров обусловлена в том числе и тем, что осуществляется высокоточное оценивание ошибок углов ориентации ЛА.

Преимущество алгоритмов фильтрации на уровне навигационных параметров обусловлено тем, что эти алгоритмы позволяют получить точную отдельную оценку параметров дрейфа акселерометров и датчиков угловых скоростей. При пропадании спутников точная оценка систематики инерциальных датчиков обеспечивает меньшее накопление ошибок по сравнению со схемой комплексирования по выходам.

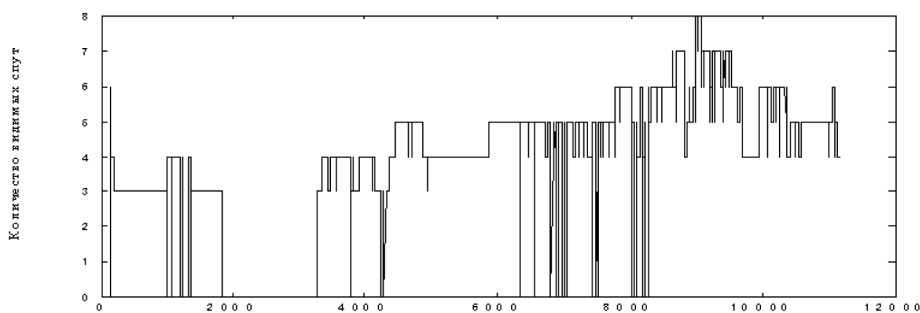


Рис. 1. Изменение во времени числа видимых спутников одним из приемников СНС в процессе движения по горной дороге

Таблица 1

Результаты статистической обработки интервалов пропадания сигналов от спутников

Количество спутников не более	Количество интервалов пропадания сигнала	Средняя продолжительность интервала пропадания сигнала (сек.)	СКО длительности интервала пропадания (сек.)
0-2	68	7	20
3	78	21	91

Таблица 2

Точность определения координат объекта одночастотной аппаратурой СНС при стандартном режиме на отдельных участках дороги

№	Диапазон времени, с	Широта, м	Долгота, м	Высота, м
		$ m + 2\sigma$	$ m + 2\sigma$	$ m + 2\sigma$
1.	41100–41550	1.85	1.03	17.08
	48100–49860	-	-	-
2.	62300–62810	4.31	7.60	20.83
	63670–63970	3.73	3.71	9.51
3.	25920–28290	4.35	6.60	9.56
	29290–31000	3.71	7.66	17.03
	31670–32740	7.46	2.62	12.35
4.	34730–35300	4.02	2.67	5.69
	49360–50690	2.85	4.95	14.30
	51330–54050	1.61	2.58	10.99

Как видно из рис. 1, в ходе эксперимента имелись временные интервалы, на которых количество видимых спутников было меньше 4, то есть не обеспечивалось необходимое условие для решения навигационных задач. Результаты статистической обработки интервалов пропадания сигналов от спутников представлены в таблице 1 (для приемника K-161).

Пропадание сигналов от спутников в рассматриваемом эксперименте главным образом обусловлено горным рельефом местности. Как было указано выше, непрерывность в определении навигационных параметров в таких условиях можно обеспечить комплексированием приемника СНС с ИНС. Данные, полученные для схем комплексирования на уровне вторичной обработки, позволяют утверждать, что СКО ошибок счисления навигационных параметров не будут превышать приведенные в таблице 2 значения.

Заключение

1. Экспериментальные исследования работоспособности приемной аппаратуры спутниковых навигационных систем показали, что в условиях протяженных участков горной местности может быть обеспечено высокоточное определение координат траектории подвижного объекта, в том числе, когда на отдельных отрезках трассы имеют место перерывы в измерениях, вызванные затенением некоторых спутников рабочего созвездия окружающими горами.

2. При кратковременных (до 15–20 с) перерывах в приеме информации СНС достаточно эффективным способом восстановления непрерывности измерений является сглаживание измерений в прямом и обратном времени. При более длительных перерывах в приеме информации СНС необходимо реализовать комплексную обработку с применением данных инерциальных систем. Комплексная обработка спутниковой и инерциальной информации (при наличии последней) может обеспечить непрерывность определения координат подвижного объекта при пропадании информации СНС на интервалах до 100 с без заметного увеличения погрешности измерений.

Литература

1. Харисов, В. Н. Исследование одноэтапного алгоритма навигационно-временных определений для приемника СРНС / В.Н. Харисов, А.П. Горев // Радиотехника. – 2001. – № 4. – С. 49–53.
2. Перов, А. И. Методы и алгоритмы оптимального приема сигналов в аппаратуре потребителей спутниковых радионавигационных систем : [учебное пособие] / А. И. Перов. – М.: Радиотехника, 2012. – 234 с.
3. Бабич, О. А. Обработка информации в навигационных комплексах / О.А. Бабич. – М.: Машиностроение, 1991. – 512 с.
4. Перов, А. И. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / А.И. Перов, В.Н. Харисов. – Изд. 3-е, перераб. – М.: Радиоэлектроника, 2005. – 688 с.