

## ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОТРЕБНОЙ ТОЧНОСТИ РЕАЛИЗАЦИИ ВИРТУАЛЬНОЙ ПЛАТФОРМЫ В ЦИФРОВЫХ УПРАВЛЯЮЩИХ СИСТЕМАХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

д.т.н., проф. О.Н. Фоменко, В.Г. Макаренко

Предлагается методика оценки по точности бортового информационно-вычислительного управляющего комплекса (БИВУК) при начальной выставке виртуальной стабилизированной платформы летательного аппарата (ЛА) во время транспортировки его к точке старта на подвижном основании и полета.

Подготовка к работе инерциальной системы управления (ИНС) в условиях движущегося относительно Земли объекта представляет собой сложную задачу. Точность реализации управления на этапах транспортирования и полета системы подвижное основание - летательный аппарат при использовании в качестве ИНС виртуальной стабилизированной платформы (ВСП) зависит не только от характера действующих на составной объект возмущений, но и в значительной степени определяется приближенным характером вычисления управляющих воздействий и получения исходных данных от различных датчиков. В комплексированных навигационных системах используется естественная избыточность измерителей различной точности, обусловленной отличием длительности и условий измерений.

Проблема эталонирования ВСП во время транспортировки требует размещения на подвижном основании носителя дополнительного комплекса командных приборов на базе прецизионной гиросtabilизированной платформы (ГСП). Спутниковая коррекция вводит бортовые радио - технические измерители спутниковой навигации. Естественно возникающая избыточность измерителей позволяет организовать инвариантный контроль, диагностику и коррекцию вычислений в цифровом управляющем комплексе ЛА [1].

К числу основных факторов, определяющих точность бортовых цифровых управляющих комплексов, следует отнести:

- несовершенство теории, на основе которой строится алгоритм управления, в результате чего появляется методическая ошибка;
- приближенный характер исходной числовой информации, обусловленный инструментальными ошибками измерителей и ошибками квантования в преобразователях сигналов;
- неточность выполнения арифметических операций из-за ошибок

округления;

- ошибки численных методов, используемых при приведении алгоритма управления к машинному виду;
- масштабирование переменных.

Во многих случаях эталонные значения навигационных параметров аналитически удастся получить не во всем диапазоне изменения исходных данных. Кроме того, аналитические выражения выводятся при некоторых упрощающих предположениях относительно реального алгоритма, а степень влияния сделанных допущений на получаемые результаты часто достаточно трудно оценить с необходимой точностью.

Выбор показателей точности в цифровом навигационном комплексе зависит от применяемого метода оценивания параметров движения ЛА. В последнее время характеристики бортовых вычислительных комплексов приближаются к характеристикам универсальных ПЭВМ. Однако, влияние способа масштабирования физических переменных и констант на точность реализации алгоритма может быть весьма значительным и требует специального рассмотрения. На рис. 1 приведена схема управления системы «подвижное основание - летательный аппарат», где в бортовом цифровом вычислительном комплексе численным методом реализуется виртуальная стабилизированная платформа.

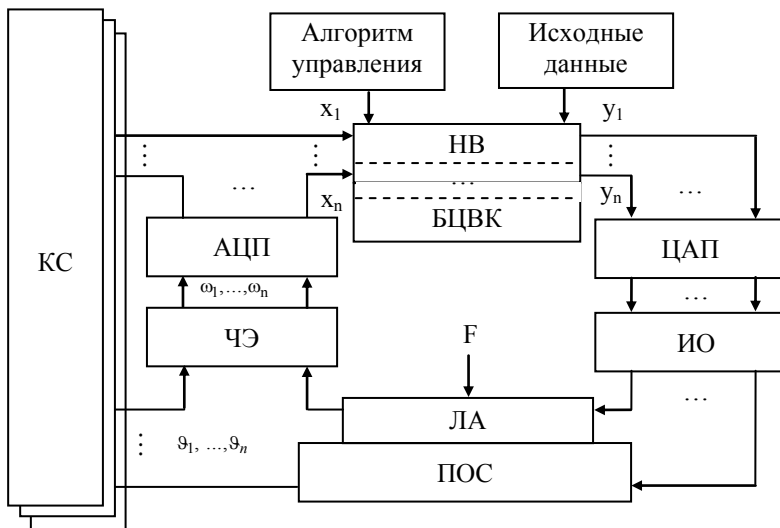


Рис. 1. Структурная схема системы управления ЛА при транспортировке и в полете

Чувствительные элементы (ЧЭ) реагируют на величину параметров  $\vartheta_1, \dots, \vartheta_n$ , характеризующих движение ЛА на подвижном основании

(ПОС) в пространстве и выдают значения  $\omega_1, \dots, \omega_n$ , которые связаны различными функциональными зависимостями (чаще всего линейными) с параметрами этого движения. Аналогово-цифровые преобразователи (АЦП) преобразуют непрерывные величины  $\omega_1, \dots, \omega_n$  в дискретные  $x_1, \dots, x_y$ , которые затем поступают на вход бортового навигационно-вычислительного устройства (НВ), входящего в состав БЦВК. В НВ вычисляются различные функции  $\Delta x_j$  управляющего алгоритма

$$y_i = f_i(x_1, \dots, x_n; t_\ell); \Delta x_j (j=1, \dots, m); (t_\ell \in T_\ell; \ell=1, \dots, p) \quad (1)$$

на разных интервалах движения  $T_\ell$ , в конце которых формируются локальные цели управления. На выходе НВ переменные  $y_1, \dots, y_m$  преобразуются в непрерывные величины с помощью цифроаналоговых преобразователей (ЦАП). После усиления они подаются на исполнительные органы (ИО) объекта с универсальной системой управления на основе ВСП. На систему ПОС-ЛА действуют возмущения  $F$  (например, высокочастотные колебания вызванные профилем земной поверхности или ветровыми нагрузками), препятствующие достижению цели управления. Повышение точности функционирования в этих условиях можно достичь путем повышения качества программного обеспечения БИВУК, применения оптимальной фильтрации. Другими источниками повышения точности являются различные корректирующие системы (КС), такие как спутниковые навигационные системы. Использование геодезических режимов приемной аппаратуры спутниковой навигации позволяет проводить высокоточную начальную выставку и калибровки ИНС во время достижения локальных целей функционирования ЛА. Все устройства, изображенные на рис. 1, без ЛА, подвижного основания и систем коррекции составляют бортовой информационно - вычислительный управляющий комплекс.

Задачу определения точностных характеристик БИВУК целесообразно свести к задаче определения погрешности приближенных вычислений соотношений (1). При этом возникает проблема установления меры близости приближенного и точного значений вычисляемой функции. В качестве меры близости можно принять абсолютную погрешность решения навигационной задачи [2]. В то же время применение предельных абсолютных погрешностей приводит к существенному завышению действительных погрешностей. Для получения более реальных оценок используют вероятностные характеристики, например, математическое ожидание квадрата ошибки

$$M[\Delta y_i^2] = M[(\Delta_r f_i + \Delta_a f_i + \Delta_m f_i)^2],$$

где  $\Delta_{\tau}f_i$  - предельная абсолютная трансформированная ошибка на выходе навигационного вычислителя, обусловленная инструментальными погрешностями измерителей и ошибками квантования;  $\Delta_a f_i$  - арифметическая ошибка, вызванная погрешностями округления арифметических операций;  $\Delta_m f_i$  - методическая ошибка из-за упрощения бортовых управляющих алгоритмов. При некоррелированных ошибках из этого выражения можно получить среднее квадратичное отклонение (СКО), определяемое следующим выражением

$$\sigma_{y_i} = \sqrt{\sigma_{\tau_i}^2 + \sigma_{a_i}^2 + \sigma_{m_i}^2}, \quad (2)$$

где  $\sigma_{\tau_i} = \sqrt{M[\Delta_{\tau}f_i^2]}$ ;  $\sigma_{a_i} = \sqrt{M[\Delta_a f_i^2]}$ ;  $\sigma_{m_i} = \sqrt{M[\Delta_m f_i^2]}$  - СКО трансформированной, арифметической и методической ошибок.

Считая ошибки ( $j = 1, \dots, n$ ) в задании исходных данных достаточно малыми, выражение для СКО трансформированной ошибки можно преобразовать с использованием линейных членов разложения функции  $f_i(x_1 + \Delta x_1, \dots, x_n + \Delta x_n; t_{\ell}) - f_i(x_1, \dots, x_n; t_{\ell})$  ( $t_{\ell} \in T_{\ell}$ ;  $\ell = 1, \dots, p$ ) в ряд Тейлора

$$\Delta_{\tau}f_i = \sum_{j=1}^n \frac{\partial f_i}{\partial x_j} \cdot \Delta x_j.$$

С учетом только линейных членов и учитывая, что частные производные вычисляются в фиксированной точке траектории и считаются неслучайными (расчетными), получим

$$\sigma_{\tau_i} = \sqrt{M[\Delta_{\tau}f_i^2]} = \sqrt{\sum_{j=1}^n \left(\frac{\partial f_i}{\partial x_j}\right)^2 \cdot \sigma_{x_j}^2}, \quad (3)$$

где  $\sigma_{x_j} = \sqrt{M[\Delta x_j^2]}$  - СКО ошибок в заданиях исходных данных. Формула (3) верна при условии независимости ошибок  $\Delta x_j (j = 1, \dots, m)$ .

Выбрав в качестве основного влияющего параметра ошибку по дальности и учитывая, что отклонение  $\Delta L$  по дальности  $L$  полета ЛА при движении по эллиптической оптимальной траектории (в смысле достижения максимальной дальности, когда производная от  $L$  по углу наклона  $\Theta$  вектора скорости  $V$  центра масс ЛА равна нулю) согласно полученному в [3] выражению имеет вид

$$\Delta L = \frac{\partial L}{\partial V} \cdot \Delta V + \frac{\partial L}{\partial r} \cdot \Delta r + \frac{\partial L}{\partial \Theta} \cdot \Delta \Theta + \frac{1}{2} \cdot \frac{\partial^2 L}{\partial \Theta^2} \cdot \Delta \Theta^2. \quad (4)$$

где  $\Delta \mathbf{r}$  - радиус вектор центра масс ЛА относительно центра Земли. В методическую ошибку этого выражения входят все нелинейные члены, кроме одного, содержащего  $\Delta \Theta^2$ , который зависит от уходов ВСП. Если в (1) буквы  $\mathbf{y}$ ,  $\mathbf{f}$  заменить на  $\mathbf{L}$ , то по аналогии с методикой получения выражения (3) можно получить выражение для требуемой точности реализации алгоритма виртуальной платформы в виде среднеквадратического отклонения

$$\sigma_{\mathbf{L}} = \sqrt{M[\Delta \mathbf{L}^2]} = \sqrt{\left(\frac{\partial \mathbf{L}}{\partial \mathbf{V}}\right)^2 \cdot \sigma_{\mathbf{V}}^2 + \left(\frac{\partial \mathbf{L}}{\partial \mathbf{r}}\right)^2 \cdot \sigma_{\mathbf{r}}^2 + \left(\frac{\partial \mathbf{L}}{\partial \Theta}\right)^2 \cdot \sigma_{\Theta}^2}.$$

Согласно [4] ошибки линейных параметров  $\mathbf{V}$  и  $\mathbf{r}$  можно свести к угловым ошибкам  $\Theta$ , к которым наиболее чувствителен алгоритм, реализующий виртуальную стабилизированную платформу.

Ошибки  $\Delta \mathbf{x}_j$  представления аргументов  $\mathbf{x}_j$  на входе навигационного вычислителя зависят от величины инструментальной ошибки  $\Delta_{\mathbf{n}} \mathbf{x}_j$  измерителей и ошибки квантования  $\Delta_{\mathbf{k}} \mathbf{x}_j$  в АЦП. Поэтому  $\sigma_j$  можно представить следующим образом:

$$\sigma_j = \sqrt{\sigma_{\mathbf{n}j}^2 + \sigma_{\mathbf{k}j}^2}, \quad (5)$$

где  $\sigma_{\mathbf{n}j} = \sqrt{M[\Delta_{\mathbf{n}} \mathbf{x}_j^2]}$ ,  $\sigma_{\mathbf{k}j} = \sqrt{M[\Delta_{\mathbf{k}} \mathbf{x}_j^2]}$  - СКО инструментальной ошибки и ошибки квантования. Ошибки квантования различными конструктивными мерами легко уменьшить до уровня ошибок измерения, которые определяются уровнем развития технологии. Поэтому обычно  $\sigma_{\mathbf{n}j}$  - считается заданной величиной, а для определения  $\sigma_{\mathbf{k}j}$  задаются отношением

$$\rho = \frac{\sigma_{\mathbf{k}j}}{\sigma_{\mathbf{n}j}}, \quad (0 < \rho < 0,5).$$

Тогда формула (5) принимает вид

$$\sigma_j = \sigma_{\mathbf{n}} \sqrt{1 + \rho^2}, \quad (j = 1, \dots, n).$$

Подставляя в (2), получим выражение для трансформированной ошибки

$$\sigma_j = \sigma_{\mathbf{n}} \sqrt{1 + \rho^2} \cdot \sqrt{\sum_{i=1}^n \left(\frac{\partial \mathbf{L}_i}{\partial \mathbf{x}_j}\right)^2} \sigma_j^2.$$

Таким образом, определив  $\sigma_{y_i}$  по формуле (2) и сравнив его с допустимым значением  $\sigma_{y_i}^*$ , можно сделать вывод о возможности реализации требуемой точности данными техническими средствами. Для этого необходимо определить из выражения (4) максимально допустимое значение  $\sigma_{y_j}^*$  вычислением  $\max |\Delta L|$ . Отметим, что при исследовании вопроса точности алгоритма управления на основе ВСП могут возникнуть ситуации, когда функции влияния  $\frac{\partial L_j}{\partial x_j}$  в формуле (3) очень велики и тогда малые ошибки исходных данных приводят к большим ошибкам в конечном результате. Такие ситуации могут возникать при переходе от косоугольной системы координат к другой системе координат и требуют дополнительного анализа.

Так как виртуальная платформа не имеет физически реализуемой стабилизированной платформы, то ее инструментальные ошибки будут меньше, чем у ГСП и ее уходы в существенно большей степени определяются ошибками численных методов, арифметическими ошибками. Однако, измерители, находящиеся на борту ЛА, работают в более тяжелых условиях и для уменьшения их ошибок необходима цифровая фильтрация или компенсация влияния вибрации, ударов, которые могут испытывать подвижное основание ЛА при транспортировке или в процессе полета ЛА.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Фоменко О.Н., Макаренко В.Г. Инвариантный контроль, диагностика и коррекция комплексированных навигационных систем летательных аппаратов // Системи обробки інформації. – Харків : НАНУ, ПАНМ, ХВУ. – 2001. – Вип. 4(14). – С. 188 - 199.
2. Фоменко О.Н., Орлов С.А., Принципы построения управляющих электронно-вычислительных машин на больших интегральных схемах. – Харьков : ХВВКУ, 1981. – 240 с.
3. Фоменко О. Н., Макаренко В. Г. Согласование отсчетной базы виртуально стабилизированных платформ комплексированных навигационных систем летательных аппаратов // Системи обробки інформації. – Харків : НАНУ, ПАНМ, ХВУ. – 2001. – Вип. 5(15). – С. 232 - 242.
4. Липтон А. Выставка инерциальных систем на подвижном основании. / Перевод с англ., под ред. В. Л. Леонидова. – М.: Наука, 1971. – 168 с.

*Поступила в редколлегию 22.10.2001*