

УПРАВЛІННЯ У ТЕХНІЧНИХ СИСТЕМАХ

УПРАВЛЕНИЕ В ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ

CONTROL IN TECHNICAL SYSTEMS

УДК 629.7

Хацько Н. Е.

Канд. техн. наук, старший преподаватель кафедры систем и процессов управления Национального технического университета «Харьковский политехнический институт», Харьков, Украина

РЕШЕНИЕ ТЕРМИНАЛЬНОЙ ЗАДАЧИ УПРАВЛЕНИЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИНФОРМАЦИИ ИНЕРЦИАЛЬНОГО БЛОКА

Рассматривается задача терминального управления летательным аппаратом по информации бесплатформенной инерциальной навигационной системы, в которой за заданное время требуется перевести аппарат в заданное пространственное положение с требуемым значением вектора конечной скорости. Построено программное управление для невозмущенного движения летательного аппарата. Синтезировано управление летательного аппарата по текущему значению его вектора состояния, определенного инерциальным навигационным блоком. Получены выражения для оценки точности попадания в конечную точку с учетом ошибки акселерометра. Проанализирована точность выведения летательного аппарата в конечную точку замкнутой системой управления при использовании информации от инерциальных датчиков с известным уровнем ошибок.

На примере упрощенной модели проведены компьютерное моделирование движения летательного аппарата и анализ точности приведения вектора состояния в заданную конечную точку в зависимости от уровня внешних возмущений и погрешности входной информации. Проведены эксперименты, позволяющие выявить влияние численного значения глубины прогноза, использованного в синтезе управления по методу преследования ведущей точки, на точность решения терминальной задачи. Сформулированы рекомендации для проектирования алгоритмов автоматического управления движением в комплексе с проектированием информационно-измерительной системы.

Ключевые слова: система управления, бесплатформенная инерциальная навигационная система, ошибка измерения вектора состояния, динамическое возмущение, точность терминального управления.

НОМЕНКЛАТУРА

БИНС – бесплатформенная инерциальная навигационная система;

ИКАО – (от англ. International Civil Aviation Organization) – международная организация гражданской авиации;

ИИСНС – интегрированная инерциально-спутниковая навигационная система;

ЛА – летательный аппарат;

МЭМС – микро-электро-механическая система;

САУП – система автоматического управления;

τ – глубина прогноза, интервал времени;

$a(t)$ – ускорение ЛА;

δa – постоянная погрешность ускорения;

b_i – коэффициенты полинома;

$f(t)$ – возмущающее воздействие;

f^* – максимальная величина воздействия;

$r(t)$ – координата объекта;

$r^*(t)$ – программная (эталонная) траектория;

$\delta r(t)$ – координатная ошибка;

r_0 – координата объекта в начальный момент времени;

ни;

r_T – координата объекта в конечный момент времени;

ни;

\dot{r}_0 – скорость объекта в начальный момент времени;

\dot{r}_T – скорость объекта в конечный момент времени;

T – общее время движения по траектории;

t – текущее время;

t' – переменная локального времени;

$u(t, r, \dot{r})$ – закон управления ЛА;

$\delta u(t)$ – ошибка управления.

ВВЕДЕНИЕ

Неотъемлемым элементом систем автоматического управления полетом (САУП) современных летательных аппаратов (ЛА) является бортовая навигационная система, обеспечивающая получение информации о местоположении, скорости и ориентации аппарата в про-

странстве. Учитывая зональные требования к точности самолетовождения, регламентированные нормативными документами ИКАО [1], бортовое оборудование должно обеспечивать высокоточную навигацию, особенно на критических участках движения, таких, как взлет, посадка, маневры в горизонтальной и вертикальной плоскости.

Эффективным способом достижения требуемой точности самолетовождения является использование так называемых интегрированных инерциально-спутниковых навигационных систем (ИИСНС), получивших широкое распространение благодаря успехам спутниковой радионавигации [2]. Принцип работы таких систем основан на комплексировании информации, получаемой от инерциальных датчиков (гироскопов и акселерометров), и спутниковой информации о текущих координатах и скорости ЛА. При этом регулярное поступление и использование достоверных спутниковых измерений позволяет сколь угодно долго удерживать ошибки определения навигационных параметров практически в окрестности нуля. Однако, как показано в [3], даже при полностью развернутых спутниковых орбитальных группировках в течение суток в некоторых областях Земного шара могут встречаться интервалы времени, более 15 минут, когда спутниковая информация вследствие особого взаимного расположения спутников в пространстве (геометрического фактора) становится не пригодной для высокоточной навигации. В этих условиях пилотирование осуществляется по информации исключительно инерциальной подсистемы, роль которой исполняет бортовая бесплатформенная инерциальная навигационная система (БИС).

Вышесказанное определяет актуальность и место рассматриваемой в данной статье проблемы в контексте современной технологии управления полетом ЛА.

1 ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Рассматривается задача управления ЛА по информации БИС, а именно – терминальная задача, в которой за заданное время требуется перевести аппарат в заданное пространственное положение с требуемым значением вектора конечной скорости.

Полагаем, что в начальный момент времени положение и скорость ЛА известны. Необходимо с помощью управляющих воздействий за заданное время перевести ЛА в требуемую точку пространства с требуемой конечной скоростью. При этом информация о текущем значении вектора состояния ЛА доступна с некоторой ошибкой, соответствующей принятой модели ошибок инерциального датчика.

Для удобства изложения принципиального хода решения задачи и некоторых аналитических результатов рассмотрим одномерный случай, для которого невозмущенное управляемое движение ЛА описывается уравнением

$$\ddot{r}(t) = u(t), \quad (1)$$

где $r(t)$ – координата объекта, $u(t)$ – искомое управляющее ускорение. В начальный ($t = 0$) и конечный ($t = T$) моменты времени состояние управляемого объекта характеризуется параметрами

$$r(0) = r_0, \quad \dot{r}(0) = \dot{r}_0, \quad (2)$$

$$r(T) = r_T, \quad \dot{r}(T) = \dot{r}_T. \quad (3)$$

Время движения по траектории определено величиной T .

С учетом получаемой информации о векторе состояния необходимо синтезировать закон управления $u(t, r, \dot{r})$, обеспечивающий в силу (1), (2) выполнение условий (3).

2 ОБЗОР ЛИТЕРАТУРЫ

На практике часто возникают задачи выполнения полета ЛА в заданную точку пространства с заданными параметрами движения за отведенное время. Это терминальные задачи, решению которых посвящены работы [4–7]. Понятие терминального управления формулируется как управление, цель которого заключается в переводе объекта управления в заданное конечное состояние в заданный момент времени [8]. Наилучшим решением терминальной задачи в алгоритмическом смысле является получение явных аналитических зависимостей для управляющих функций [5]. Современная техника управления базируется на теории обратной связи и анализе линейных систем [9]. Контроль текущих параметров состояния ЛА и формирование управления, корректирующего полет, повышает эффективность работы САУП. Обычно процесс управления включает следующие основные этапы:

- выработку эталонной траектории движения ЛА к заданной цели, то есть получение требуемого состояния ЛА через заданный промежуток времени в идеальных условиях полета;
- получение информации о текущем состоянии ЛА на шаге работы САУП;
- анализ полученной информации и выработку управляющих воздействий для продолжения движения ЛА.

Система управления является соединением отдельных элементов в определенную конфигурацию, имеющую причинно-следственные связи между элементами и обеспечивающую заданные характеристики [10], поэтому точность системы управления зависит от точности работы всех элементов системы. Навигационный модуль следует рассматривать как элемент системы управления.

Основным инструментом для получения информации о текущем векторе состояния ЛА чаще всего является ИИСНС, объединяющая измерители различной физической природы – спутниковую и инерциальную навигационную систему – в единый интегрированный навигационный комплекс. Для повышения точности определения навигационных и угловых параметров ориентации в ИИСНС используют различные способы комплексирования информации: раздельные, слабо связанные, жестко связанные и глубоко интегрированные [11]. Но, независимо от степени интеграции данных, при задержке получения достоверной информации от бортовой спутниковой навигационной аппаратуры потребителя, БИС работает в автономном режиме. В этом случае только полученные от нее данные могут быть использованы для формирования оптимального управляющего воздействия на ЛА.

Следует отметить, что в последнее время существует устойчивая тенденция к удешевлению инерциальных систем. Уже 20 лет стремительно развивается технология

микро-электро-механических систем (МЭМС). Если ранее точность датчиков, построенных с использованием этой технологии была низкой, и их можно было использовать только в автомобилях и бытовых приборах, то в последнее время точность МЭМС-акселерометров повысилась до навигационной и точность МЭМС-гироскопов также находится на высоком уровне [12]. Ведущие мировые компании уже наладили выпуск навигационных модулей с МЭМС-датчиками для малой и средней авиации.

Известно [13], что в ходе функционирования БИНС накапливает ошибки оценивания навигационных параметров, вызванные ошибками измерений инерциальных датчиков. Связь ошибок БИНС с ошибками датчиков чрезвычайно сложная, т.к. характер накопления ошибок БИНС существенно зависит также и от маневров, совершаемых ЛА, в процессе функционирования БИНС. Поэтому исследовать в общем виде влияние ошибок БИНС в целом и инерциальных датчиков, в частности, на точность управления пространственным движением ЛА удастся только путем численного моделирования. В то же время, для выяснения некоторых особенностей взаимодействия задач управления и идентификации вектора состояния ЛА представляется необходимым провести аналитические исследования на упрощенной модели управляемого процесса.

В данной статье проводится исследование точности достижения конечных условий в задаче терминального управления движением объекта, решаемой с помощью замкнутой САУП по информации инерциальных датчиков.

3 МАТЕРИАЛЫ И МЕТОДЫ

В основу решения задачи терминального управления полагается некоторая программно заданная траектория, соединяющая краевые точки, для которой согласно концепции обратных задач динамики [5] определяется программное управление $u^*(t)$.

Зададим программную траекторию, как экстремаль функционала $\int_0^T \dot{j}^2(t) \cdot dt = \int_0^T u^2(t) \cdot dt$ [14]. В этом случае

$$r^*(t) = b_3 \cdot t^3 + b_2 \cdot t^2 + b_1 \cdot t + b_0, \quad (4)$$

а коэффициенты b_i , $i = \overline{0,3}$ определяются из условия согласования решения (4) с краевыми условиями (2), (3):

$$\begin{aligned} b_0 &= r_0, \\ b_1 &= \dot{r}_0, \\ b_2 &= \frac{3(r_T - r_0)}{T^2} - \frac{\dot{r}_T + 2\dot{r}_0}{T}, \\ b_3 &= \frac{2(r_0 - r_T)}{T^3} + \frac{\dot{r}_T + \dot{r}_0}{T^2}. \end{aligned} \quad (5)$$

Таким образом, располагая уравнением программной траектории (4), из (1) находим программное управление в виде:

$$u^*(t) = 6b_3t + 2b_2$$

или, после подстановки (5):

$$u^*(t) = \left(12 \frac{r_0 - r_T}{T^3} + 6 \frac{\dot{r}_T + \dot{r}_0}{T^2} \right) \cdot t + 6 \frac{r_T - r_0}{T^2} - 2 \frac{\dot{r}_T + 2\dot{r}_0}{T}. \quad (6)$$

В дальнейшем, учитывая предполагаемый идеальный характер движения, программное управление (6) и порождаемую им программную траекторию (4) будем называть эталонными.

Найденное программное управление соответствует разомкнутой схеме управления и, по понятным причинам, не может использоваться на практике. Для осуществления движения вдоль программной траектории в условиях возможных параметрических и динамических возмущений предлагается воспользоваться алгоритмом синтеза по методу преследования ведущей точки [5].

Будем считать, что в каждый момент времени доступны измерения координаты и скорости $\hat{r}(t)$, $\dot{\hat{r}}(t)$. В этих условиях решается задача перевода за некоторое время τ , в дальнейшем называемое глубиной прогноза, вектора состояния (r, \dot{r}) из точки $(\hat{r}(t), \dot{\hat{r}}(t))$ в точку $(r^*(t + \tau), \dot{r}^*(t + \tau))$. Как видно из постановки задачи, целевая точка выбирается на эталонной траектории (4), опережает текущую точку по времени на τ и к моменту времени T , согласно процедуре построения траектории (4), приходит в требуемое конечное положение, обеспечивая решение исходной задачи терминального управления.

Итак, дополнительно учитывая ограниченное по модулю возмущение $|f| \leq f^*$, математическая модель задачи синтеза имеет вид:

$$\ddot{r}(t') = u(t') + f(t'),$$

где $t' \in [0, \tau]$ – переменная локального времени, с краевыми условиями:

$$\begin{aligned} r(0) &= \hat{r}(t), & \dot{r}(0) &= \dot{\hat{r}}(t), \\ r(\tau) &= r^*(t + \tau), & \dot{r}(\tau) &= \dot{r}^*(t + \tau). \end{aligned} \quad (7)$$

Соединяя начальную и конечную точки (7) кубическим полиномом от переменной локального времени t' , получим

$$r(t') = a_3 t'^3 + a_2 t'^2 + a_1 t' + a_0,$$

где

$$\begin{aligned} a_0 &= \hat{r}(t), & a_1 &= \dot{\hat{r}}(t), \\ a_2 &= 3 \frac{r^*(t + \tau) - \hat{r}(t)}{\tau^2} - \frac{\dot{r}^*(t + \tau) + 2\dot{\hat{r}}(t)}{\tau}, \\ a_3 &= 2 \frac{\dot{\hat{r}}(t) - \dot{r}^*(t + \tau)}{\tau^3} + \frac{\dot{r}^*(t + \tau) + \dot{\hat{r}}(t)}{\tau^2}, \end{aligned}$$

для управления получим:

$$u(t') = 6a_3 t' + 2a_2. \quad (8)$$

Ограничивая временной интервал использования управления (8) моментом локального времени $t' = 0$, в качестве закона синтеза окончательно получим:

$$u(t, \hat{r}, \dot{\hat{r}}) = 6 \cdot \frac{r^*(t + \tau) - \hat{r}(t)}{\tau^2} - 2 \cdot \frac{\dot{r}^*(t + \tau) + 2 \cdot \dot{\hat{r}}(t)}{\tau}, \quad (9)$$

в котором использованы как фактические текущие значения оценки вектора состояния $r(t), \dot{r}(t)$, так и его прогнозируемые эталонные значение $r^*(t + \tau), \dot{r}^*(t + \tau)$, представляющие собой известную функцию времени.

Для анализа эффективности выбранной схемы синтеза исследуем замкнутую систему управления с точки зрения возможности реализации эталонной траектории.

Будем считать, что фактическое значение переменной $r(t)$, соответствующее решению возмущенного уравнения движения, отличается от эталонного значения $r^*(t)$, задаваемого (4), на величину $\delta r(t) = r(t) - r^*(t)$. Представим закон синтеза управления (9) в виде:

$$u(t, r, \dot{r}) = u^*(t) + \delta u(\delta r, \delta \dot{r}),$$

где второе слагаемое выражается как

$$\delta u(t) = -\frac{6}{\tau^2} \delta r(t) - \frac{4}{\tau} \delta \dot{r}(t). \quad (10)$$

В этих условиях уравнение для ошибки

$$\delta \ddot{r}(t) = \delta u + f(t)$$

с учетом (10) приводится к виду

$$\delta \ddot{r}(t) + \frac{4}{\tau} \delta \dot{r}(t) + \frac{6}{\tau^2} \delta r(t) = f(t) \quad (11)$$

и имеет решение

$$\delta r(t) = e^{-\frac{2}{\tau}t} \left(C_1 \cos \frac{\sqrt{2}}{\tau}t + C_2 \sin \frac{\sqrt{2}}{\tau}t \right) + \delta r^f(t), \quad (12)$$

в котором коэффициенты C_1, C_2 определяются из начальных условий $\delta r(0), \delta \dot{r}(0)$, а вынужденная составляющая

$$\delta r^f(t) = \frac{\tau}{\sqrt{2}} \int_0^t e^{-\frac{2}{\tau}\theta} \sin \left(\frac{\sqrt{2}}{\tau} \cdot \theta \right) \cdot f(t - \theta) \cdot d\theta \quad (13)$$

соответствует свертке импульсной переходной функции инерциального звена второго порядка, каковым является (11), и функции $f(t)$.

Для получения грубой оценки $\delta r^f(t)$ при $t \rightarrow \infty$ без конкретизации функциональной зависимости $f(t)$, воспользуемся соотношениями $|f(t)| \leq f^*$ и $\left| \sin \frac{\sqrt{2}}{\tau} \cdot \theta \right| \leq 1$,

где f^* – максимальная величина воздействия. Откуда

следует, что для любого $t \geq 0$ имеет место неравенство

$$|\delta r^f(t)| < \frac{\tau}{\sqrt{2}} \int_0^t e^{-\frac{2}{\tau}\theta} \cdot f^* \cdot d\theta = \frac{\tau^2}{2\sqrt{2}} f^* \left(1 - e^{-\frac{2}{\tau}t} \right) \xrightarrow{t \rightarrow \infty} \frac{\tau^2}{2\sqrt{2}} f^*. \quad (14)$$

Получить для (13) более точную оценку, соответствующую нестрогому неравенству, затруднительно, поэтому закономерен вопрос о достижимости, или о степени «грубости» полученной верхней оценки для $|\delta r^f(t)|$. Легко видеть, что в частном случае, когда $f(t) = f^* = Const$, вынужденная составляющая принимает вид $\delta r^f(t) = \frac{\tau^2}{6} f^*$ и отличается от оценки из (14) менее чем в два раза. Этот факт говорит о том, что использованные упрощения при получении оценки $|\delta r^f(t)|$ не приводят к существенному искажению результата.

Таким образом, из (12) следует, что при идеальных измерениях вектора состояния управление (9) при $f \equiv 0$ и не нулевых начальных условиях обеспечивает асимптотическую устойчивость движения относительно эталонной траектории, а при не нулевом, но ограниченном возмущении $|f(t)| \leq f^*$, точка гарантированно не отклоняется от эталонной траектории более чем на величину $\frac{\tau^2}{2\sqrt{2}} f^*$.

Перейдем к анализу влияния ошибки измерения вектора состояния на точность работы замкнутой системы управления и, в частности, на терминальную точность решения задачи управления.

Пусть оценка вектора состояния (r, \dot{r}) осуществляется с ошибкой. Будем считать, что исходным измерением является величина $a(t) = \ddot{r}(t) + \delta a$, соответствующая сумме истинного ускорения и постоянной погрешности δa , а оценка вектора состояния $(\hat{r}, \dot{\hat{r}})$ производится, согласно принципу инерциального счисления, путем двойного интегрирования измерений. Рассмотренный случай характерен для работы БИНС, в которой погрешность δa складывается из погрешности собственно акселерометра и ошибки компенсации вектора ускорения свободного падения, обусловленной погрешностью гироскопов. В некоторых режимах движения ЛА такую совокупную ошибку можно считать постоянной.

Итак, с учетом $\ddot{\hat{r}}(t) = a(t)$ для оценки $\hat{r}, \dot{\hat{r}}$, совпадающей в начальный момент времени с фактическими значениями одноименных переменных, имеем:

$$\dot{\hat{r}}(t) = \dot{r}(t) + \delta a \cdot t,$$

$$\hat{r}(t) = r(t) + \delta a \cdot \frac{t^2}{2}.$$

Таким образом, после подстановки (10), (11) в закон управления (9), для замкнутой системы уравнение ошибки реализации эталонного движения принимает вид:

$$\delta \ddot{r}(t) + \frac{4}{\tau} \delta \dot{r}(t) + \frac{6}{\tau^2} \delta r(t) = -\frac{4\delta a}{\tau} \cdot t - \frac{3\delta a}{\tau^2} \cdot t^2 + f(t). \quad (15)$$

Полагая, что в начальный момент времени $\delta r(0) = 0, \delta \dot{r}(0) = 0$, уравнение (15) имеет решение

$$\delta r(t) = -\frac{\delta a}{2}t^2 + \frac{\delta a}{6}\tau^2 - e^{-\frac{2}{\tau}t} \frac{\delta a}{3}\tau^2 \left(\frac{1}{2}\cos\frac{\sqrt{2}}{\tau}t + \frac{1}{\sqrt{2}}\sin\frac{\sqrt{2}}{\tau}t \right) + \delta r^f(t). \quad (16)$$

В отличие от (12), где $\delta r(t)$ является ограниченной по модулю величиной, в (16) абсолютное значение $\delta r(t)$ неограниченно растет с увеличением времени t , что объясняется накапливаемым характером ошибки идентификации вектора состояния в БИНС.

Аналогичный вывод справедлив и для ошибки терминальной скорости:

$$\delta \dot{r}_T^{\delta a}(\tau) = \frac{\delta a}{\sqrt{2}}\tau \cdot e^{-\frac{2}{\tau}T} \cdot \sin\frac{\sqrt{2}}{\tau} \cdot T - \delta a \cdot T. \quad (17)$$

4 ЭКСПЕРИМЕНТЫ

Был проведен вычислительный эксперимент с использованием разработанного программного комплекса, имитирующего работу САУП [15].

Для проверки правильности аналитических зависимостей (16), (17) выбрано устойчивое прямолинейное движение, при котором изменяется только одна координата. В ходе эксперимента интегрировались как параметры реального движения, так и оценки алгоритма БИНС.

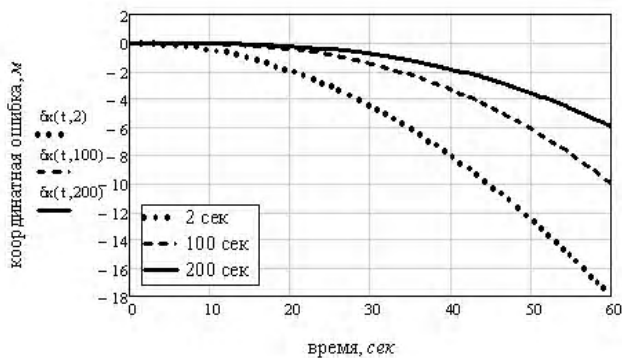


Рисунок 1 – Координатная ошибка при использовании закона управления с различными значениями $\tau \in \{2 \text{ сек}, 100 \text{ сек}, 200 \text{ сек}\}$

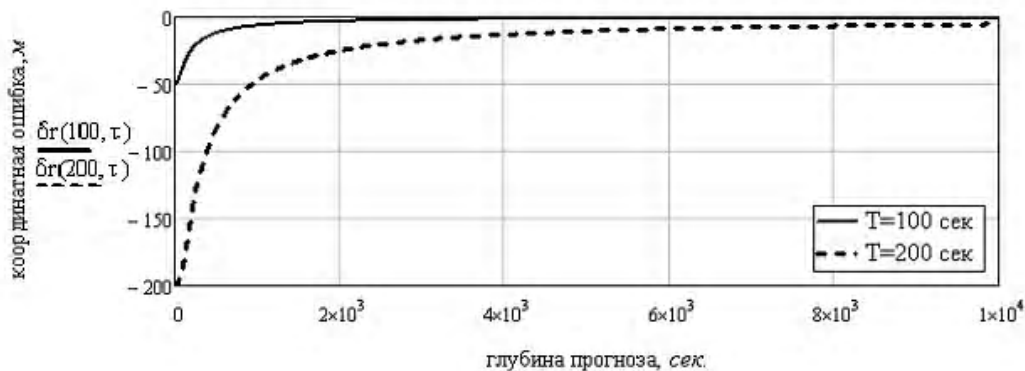


Рисунок 2 – Зависимость координатной ошибки в терминальной точке от глубины прогноза

5 РЕЗУЛЬТАТЫ

Эксперимент на малом интервале времени равном 100 сек., в котором зависимость $\delta r(t)$ при $f(t) \equiv 0$ и заданном уровне ошибок измерения акселерометра δa получена для различных значений глубины прогноза τ . Результаты эксперимента демонстрирует рис. 1.

Второй эксперимент проводился с целью демонстрации возможности нивелирования влияния ошибок измерений путем выбора параметра глубины прогноза τ на фиксированном интервале движения T . Поведение зависимости (16) как функции параметра τ показано на рис. 2.

6 ОБСУЖДЕНИЯ

Поведение координатной ошибки во время движения в терминальную точку (рис. 1) подтверждает вывод о том, что ошибка управления (16) неограниченно возрастает с увеличением времени t из-за накопления ошибки определения вектора состояния БИНС, причем, зависимость ошибки управления от времени t близка к квадратичной.

Приведенные на рис. 1 результаты примечательны также тем, что отражают зависимость скорости нарастания ошибки управления от глубины прогноза τ , являющейся свободным параметром закона управления (9). Из уравнения (15) видно, что чем больше τ , тем меньше при прочих равных условиях влияние δa на динамику δr . Так, при $\delta a = 0,08 \text{ м/с}^2$ и терминальной продолжительности $T = 60 \text{ с}$, модуль терминальной ошибки $|\delta r(T)|$ для параметра τ , равного 2 с, 100 с и 200 с, достигает значений 18 м, 10 м и 6 м соответственно (рис. 1). Указанная закономерность сохраняется и при других значениях T .

Во втором эксперименте рассматривалась координатная ошибка $\delta r(t)$ при фиксированном времени движения ($T = \text{const}$), что позволило представить (16) в виде:

$$\delta r_T^{\delta a}(\tau) = -\frac{\delta a}{2}T^2 + \frac{\delta a}{6}\tau^2 - e^{-\frac{2}{\tau}T} \frac{\delta a}{3}\tau^2 \left(\frac{1}{2}\cos\frac{\sqrt{2}}{\tau}T + \frac{1}{\sqrt{2}}\sin\frac{\sqrt{2}}{\tau}T \right). \quad (18)$$

Для двух вариантов терминальной продолжительности $T=100 \text{ сек}$ и $T=200 \text{ сек}$ параметр τ менялся от 0,01 сек до 10^4 сек при отсутствии динамического возмущения

($f(t) \equiv 0$) и ненулевых ошибках измерения δa . Обе кривые на рис. 2 стремятся к оси абсцисс, что показывает монотонное уменьшение терминальной ошибки при увеличении τ . При этом, анализируя (18), несложно показать, что для любого конечного T имеет место $\lim_{\tau \rightarrow \infty} (\delta r_T(\tau)) = 0$. Аналогичный вывод справедлив и для ошибки терминальной скорости:

$$\delta \dot{r}_T^{\delta a}(\tau) = \frac{\delta a}{\sqrt{2}} \tau \cdot e^{-\frac{2}{\tau} T} \cdot \sin \frac{\sqrt{2}}{\tau} \cdot T - \delta a \cdot T.$$

Таким образом, при пренебрежимо малых динамических возмущениях (f^* – мало) параметр τ , входящий в закон управления (9), целесообразно выбирать большим. Такой выбор позволяет уменьшить влияние ошибки измерений ускорения на терминальную точность управления. Однако данный вывод не может быть окончательным, поскольку в условиях ненулевых динамических возмущений увеличение параметра τ , как следует из (13), приводит к увеличению ошибки реализации эталонной траектории и, как следствие, к уменьшению точности выполнения терминальных условий.

ВЫВОДЫ

Проведено исследование точности функционирования замкнутой системы управления с учетом динамического возмущения и погрешности измерений параметров движения инерциальной навигационной системой. Решена задача терминального управления. Закон управления включает в себя программную составляющую управления, соответствующую невозмущенному движению вдоль эталонной траектории, и поправку, осуществляющую синтез по методу преследования ведущей точки. Синтез управления осуществляется по информации, полученной путем интегрирования измерений фактического ускорения и содержащей ошибку, характерную для акселерометров. В результате анализа терминальной точности функционирования замкнутой системы получены следующие выводы-рекомендации:

- при увеличении постоянной времени передаточной функции замкнутой системы для ошибки влияние ошибок измерений уменьшается;
- для уменьшения влияния динамического возмущения на терминальную точность следует уменьшать коэффициент усиления передаточной функции замкнутой системы для ошибки;
- при выборе варьируемого параметра в законе синтеза по методу преследования ведущей точки следует руководствоваться следующими соображениями: если информационно-измерительная система обеспечивает получение координат и скорости объекта с высокой точностью, то выбираемый параметр прогноза должен быть минимальным. При использовании датчиков низкой точности параметр прогноза следует увеличить. Окончательное решение проблемы настройки алгоритма синтеза проводить с использованием моделирования типовых режимов работы.

В данной работе сделана попытка проанализировать требования к замкнутой системе управления с позиций влияния на точность как динамического возмущения, так и ошибок измерения вектора состояния. Показано, что влияние упомянутых факторов прямо противоположно. Сформулированные рекомендации могут быть полезны для проектирования алгоритмов автоматического управления движением в комплексе с проектированием информационно-измерительной системы.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Performance Based Navigation. Doc 9613. – Montreal : ICAO, 2008. – 290 p.
2. Ревнивых С. Г. Тенденции развития глобальной спутниковой навигации / С. Г. Ревнивых // Международная конференция по интегрированным навигационным системам: XIX международная конференция, Санкт-Петербург, 28–30 мая 2012 г.: сборник докладов. – СПб. : ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», 2012. – С. 266–276.
3. Разработка и испытание интегрированной инерциально-спутниковой навигационной системы НСИ-2000MTG с расширенной доступностью спутниковых измерений / [Т. Н. Вахитов, А. Б. Колчев, К. Ю. Счастливцев, В. Б. Успенский, П. В. Ларионов, А. А. Фомичев] // Международная конференция по интегрированным навигационным системам: XIX международная конференция, Санкт-Петербург, 28–30 мая 2012 г.: сборник докладов. – СПб. : ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», 2012. – С. 226–235.
4. Крутько П. Д. Алгоритмы терминального управления линейных динамических систем / П. Д. Крутько // Известия РАН. Теория и системы управления. – 1998. – № 6. – С. 33–45.
5. Крутько П. Д. Обратные задачи динамики управляемых систем. Линейные модели / П. Д. Крутько. – М. : Наука, 1987. – 304 с.
6. Батенко А. П. Системы терминального управления / А. П. Батенко. – М. : Радио и связь, 1984. – 160 с.
7. Salychev O. S. Applied Inertial Navigation: Problems and Solutions / O. S. Salychev. – М. : BMSTU Press, 2004. – 304 p.
8. Галиулин А. С. Методы решения обратных задач динамики / А. С. Галиулин. – М. : Наука, 1986. – 224 с.
9. Дорф Р. Современные системы управления / Р. Дорф, Р. Бишоп. – М. : Лаборатория Базовых Знаний, 2002. – 832 с.
10. Теория управления. Терминология. – М. : Наука, 1988. – Вып. 107. – 56 с.
11. Неусыпин К. А. Современные системы и методы наведения, навигации и управления летательными аппаратами / К. А. Неусыпин. – М. : МГОУ, 2009. – 500 с.
12. Barbour N. M. Inertial Navigation Sensors [Electronic resource] / N. M. Barbour // NATO RTO Lecture Series, RTO-EN-SET-116, Low-Cost Navigation Sensors and Integration Technology, 2010. – Access mode: [http://ftp.rta.nato.int/public/PubFullText/RTO/EN/RTO-EN-SET-116-2010/EN-SET-116\(2010\)-02.pdf](http://ftp.rta.nato.int/public/PubFullText/RTO/EN/RTO-EN-SET-116-2010/EN-SET-116(2010)-02.pdf)
13. Голован А. А. Математические основы навигационных систем. Часть I. Математические модели инерциальной навигации / А. А. Голован, Н. А. Парусников. – М. : Изд-во МГУ, 2011. – 132 с.
14. Успенский В. Б. Теоретические основы гиросилового управления ориентацией космического летательного аппарата / В. Б. Успенский. – Харьков : НТУ «ХПИ», 2006. – 328 с.
15. Хацько Н. Е. Исследование возможности управления полетом по данным инерциальных датчиков низкого класса точности / Н. Е. Хацько // Проблемы машиностроения. – Харьков : ПИМАШ. – 2013. – Т. 16, № 5. – С. 32–35.

Статья поступила в редакцию 07.12.2015.
После доработки 14.12.2015.

Хацько Н. Є.

Канд. техн. наук, старший викладач кафедри систем і процесів управління Національного технічного університету «Харківський політехнічний інститут», Харків, Україна

РОЗВ'ЯЗАННЯ ТЕРМІНАЛЬНОЇ ЗАДАЧІ УПРАВЛІННЯ З ВИРИСТАННЯМ ІНФОРМАЦІЇ ІНЕРЦІАЛЬНОГО БЛОКА

Розглянуто задачу термінального управління літальним апаратом за інформацією безплатформної інерціальної навігаційної системи, в якій за заданий час потрібно перевести апарат у задане просторове положення з необхідним значенням вектора кінцевої швидкості. Побудовано програмне управління для незбуреного руху літального апарата. Синтезовано функцію управління літального апарату за поточним значенням його вектора стану, визначеного інерціальним навігаційним блоком. Отримано вирази для оцінки точності вирішення термінальної задачі з урахуванням похибки акселерометра. Проаналізовано точність виведення літального апарату в кінцеву точку замкнутою системою управління при використанні інформації від інерціальних датчиків з відомим рівнем похибок.

На прикладі спрощеної моделі проведено комп'ютерне моделювання руху літального апарату. Доведено, що точність приведення вектора стану в задану кінцеву точку залежить від рівня збурень і похибки вхідної інформації. Проведено чисельні експерименти, що дозволяють виявити вплив чисельного значення глибини прогнозу, використаного в синтезі управління за методом переслідування провідною точки, на точність рішення термінальної задачі. Сформульовано рекомендації для проектування алгоритмів автоматичного управління рухом в комплексі з проектуванням інформаційно-виміральної системи.

Ключові слова: система управління, безплатформна інерціальна навігаційна система, похибка виміру вектору стану, динамічне збурення, точність термінального управління.

Khatsko N. E.

PhD, Senior Lecturer of Systems and processes of control department, National Technical University «Kharkiv Polytechnic Institute», Kharkiv, Ukraine

APPROACH TO SOLVING THE TERMINAL CONTROL PROBLEM ON CONDITION OF IMPRECISE MEASURING OF STATE VECTOR

The article considers the problem of terminal control of an aircraft using the data from the strapdown inertial navigation system, specifically the case when the aircraft is moved to a specific spatial position having the required vector of terminal velocity. Built program model for not altered motion of aircraft. Developed software for aircraft control, based on current state-vector taken from inertial navigation system. Method of analysis of aircraft positioning accuracy in the final location of a closed-loop control system that is based on the information taken from inertial sensors that have a deliberately known level of errors. Deduced formulas for estimation of aircraft final position taking into account accelerometer errors.

On the base of a simplified model the analysis of the accuracy of the state vector bringing to a given endpoint is performed, depending on the input information level of the perturbation and inaccuracy of input information.

Conducted experiments demonstrate dependency of software accuracy on accuracy of terminal control problem solution.

The following recommendations were obtained after performing analysis of accuracy of a close-loop system functioning:

– With time, the impact of errors from inertial navigation system decreases;

– To reduce impact of dynamic altered motion onto the finale state, we should decrease coefficient of gain transfer function;

– When choosing a variable parameter in the law of Synthesis method of leading point persecution, you should be guided with the following considerations: if the information-measuring system provides the coordinates and velocity of the object with high accuracy, the selected parameter of the forecast should be minimal. When using low-accuracy sensors, the value of forecast parameter should be increased.

Keywords: control system, strapdown inertial navigation system, the measurement the error of the state vector measurement, dynamical disturbance, the accuracy of the terminal management.

REFERENCES

1. Performance Based Navigation. Doc 9613. Montreal: ICAO, 2008, 290 p.
2. Revnivykh S. G. Tendentsii razvitiya globalnoy sputnikovoy navigatsii, *Mezhdunarodnaya konferentsiya po integririvannym navigatsionnym sistemam: XIX mezhdunarodnaya konferentsiya, Sankt-Peterburg, 28–30 maya 2012 g.: sbornik dokladov*. SPb, GNTs RF TsNII «Elektropribor», 2012, pp. 266–276.
3. Vakhitov T. N., Kolchev A. B., Schastlivets K. Yu., Uspenskiy V. B., Larionov P. V., Fomichev A. A. Razrabotka i ispytanie integririvannoy inertsialno-sputnikovoy navigatsionnoy sistemy NSI-2000MTG s rasshirennoy dostupnostyu sputnikovyykh izmereniy, *Mezhdunarodnaya konferentsiya po integririvannym navigatsionnym sistemam: XIX mezhdunarodnaya konferentsiya, Sankt-Peterburg, 2–30 maya 2012 g.: sbornik dokladov*. SPb, GNTs RF TsNII «Elektropribor», 2012, pp. 226–235.
4. Krutko P. D. Algoritmy terminalnogo upravleniya lineynykh dinamicheskikh sistem, *Izvestiya RAN. Teoriya i sistemy upravleniya*, 1998, No. 6, pp. 33–45.
5. Krutko P. D. Obratnye zadachi dinamiki upravlyaemykh sistem. Lineynye modeli. Moscow, Nauka, 1987, 304 p.
6. Batenko A. P. Sistemy terminalnogo upravleniya. Moscow, Radio i svyaz, 1984, 160 p.
7. Salychev O. S. Applied Inertial Navigation: Problems and Solutions. Moscow, BMSTU Press, 2004, 304 p.
8. Galliulin A. S. Metody resheniya obratnykh zadach dinamiki. Moscow, Nauka, 1986, 224 p.
9. Dorf R., Bishop R. Sovremennye sistemy upravleniya. Moscow, Laboratoriya Bazovykh Znaniy, 2002, 832 p.
10. Teoriya upravleniya. Terminologiya. Moscow, Nauka, 1988, Vyp. 107, 56 p.
11. Neusypin K. A. Sovremennye sistemy i metody navedeniya, navigatsii i upravleniya letatelnyimi apparatami. Moscow, MGOU, 2009, 500 p.
12. Barbour N. M. Inertial Navigation Sensors [Electronic resource], *NATO RTO Lecture Series, RTO-EN-SET-116, Low-Cost Navigation Sensors and Integration Technology, 2010*. Access mode: [http://ftp.rta.nato.int/public/PubFullText/RTO/EN/RTO-EN-SET-116-2010/EN-SET-116\(2010\)-02.pdf](http://ftp.rta.nato.int/public/PubFullText/RTO/EN/RTO-EN-SET-116-2010/EN-SET-116(2010)-02.pdf)
13. Golovan A. A., Parusnikov N. A. Matematicheskie osnovy navigatsionnykh sistem. Chast I. Matematicheskie modeli inertsialnoy navigatsii. Moscow, Izd-vo MGU, 2011, 132 p.
14. Uspenskiy V. B. Teoreticheskie osnovy girosilovogo upravleniya orientatsiy kosmicheskogo letatel'nogo apparata. Kharkov, NTU «KhPI», 2006, 328 p.
15. Khatsko N. Ye. Issledovanie vozmozhnosti upravleniya poletom po dannym inertsialnykh datchikov nizkogo klassa tochnosti, *Problemi mashinobudovannya*. Kharkiv, IPMASH, 2013, vol.16, No. 5, pp. 32–35.