

АЛГОРИТМЫ ИНФОРМАЦИОННОЙ ПОДДЕРЖКИ ПИЛОТА ПРИ АЭРОГЕОФИЗИЧЕСКОЙ СЪЕМКЕ

А.М. Гараков

Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН

Россия, 117997, Москва, Профсоюзная ул., 65

E-mail: garac@ipu.ru

Е.В. Каршаков

Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН

Россия, 117997, Москва, Профсоюзная ул., 65

E-mail: karshakov@ipu.ru

Ключевые слова: нуль-индикатор, радиус разворота, алгоритм управления, оптимальная траектория, регулятор.

Аннотация: В настоящей работе предложены алгоритмы формирования управляющей информации для пилотов на специальном нуль-индикаторе. Рассмотрены два основных режима возникающих при выполнении аэросъемочных полетов по заранее запланированной траектории – режимы «заход» и «сближение». Для данных режимов изложены алгоритмы учитывающие влияния шумов ГНСС, время реакции пилота, радиус разворота летательного аппарата и формирующие информацию, выводимую на нуль-индикатор пилота.

1. Введение

Управление пилотируемым летательным аппаратом (ЛА) в контексте аэросъемочных работ является многорежимным процессом. Здесь традиционно можно выделить два основных режима, которые чередуются в процессе полетов. Это режим «заход» на очередной участок заданной траектории и «сближение». Вне зависимости от текущего режима – «заход» или «сближение» – необходимо на основе текущей информации о параметрах движения и о программной траектории сформировать значение индикатора, которое демонстрируется пилоту.

Для рассматриваемых режимов также необходимо планировать оптимальные траектории. Практически все существующие подходы формирования программных траекторий при выполнении аэрогеофизических работ реализуют в определенном смысле оптимальное по быстродействию управление: если пилот отклонился от заданной линии пути, его необходимо вернуть как можно быстрее [2, 7]. В режиме захода данный подход оправдан. Однако, в режиме сближения требования к точности прохождения заданного маршрута могут быть совершенно разными. Общие

требования заданы инструкциями по магниторазведке [5], электроразведке [6], гамма-спектрометрии [9]. Обобщение данных инструкций с учетом современного состояния аппаратного обеспечения предложено в Методических рекомендациях ВСЕГЕИ [1].

2. Алгоритм управления нуль-индикатором пилота

Основным параметром для построения алгоритма управления выбирается расхождение текущего для момента времени i значение угловой скорости ω_i в уравнениях (7) [3] и (13) [3], и ее программной величины ω_j^+ , заданной уравнением в [3]. В случае программной траектории индекс i отражает тот факт, что прогнозная траектория вычисляется каждый раз заново, исходя из текущего положения ЛА. Величина, подаваемая на указатель пилота, должна выбираться с целью минимизации расхождения ω_i и ω_i^+ .

Текущее значение ω_i может быть получено из данных ГНСС дифференцированием путевого угла:

$$(1) \quad \omega_i = \frac{\varphi_i - \varphi_{i-1}}{\Delta t},$$

где φ_i – путевой угол в момент времени i , $\Delta t = t_i - t_{i-1}$ – шаг времени между показаниями ГНСС, в современных приемниках эта величина порядка 0.1 с.

Поскольку система «ЛА + пилот» обладает запаздыванием в силу ограниченного времени реакции пилота и инерционности ЛА, следует выполнить прогноз требуемого значения угловой скорости

$$(2) \quad \omega_{i,K}^+ = \omega_i^+ (VK\Delta t),$$

где $K\Delta t$ задает время реакции системы «ЛА + пилот» с учетом дискретности поступающей навигационной информации, а параметр в скобках – путь в метрах, проложенный вдоль программной траектории. Тогда величину для передачи на нуль-индикатор пилота можно задать следующим образом:

$$(3) \quad u_j = \omega_i - \omega_{i,K}^+.$$

Учитывая влияние шумов навигационного решения ГНСС как на оценку текущей величины (1), так и прогнозной величины (2), необходимо выполнить фильтрацию параметра (3). Один из вариантов – осреднение:

$$(4) \quad \bar{u}_i = \frac{1}{N} \sum_{j=i-N}^i (\omega_j - \omega_{j,K}^+) = \frac{1}{N} \Delta\omega_i + \frac{1}{N} \sum_{j=i-N}^{i-1} \Delta\omega_j.$$

Опыт применения различных систем ГНСС показал, что для адекватной работы индикатора достаточно обеспечить интервал осреднения 3–4 секунды (30–40 отсчетов).

Таким образом, при выполнении аэрогеофизической съемки сигнал нуль-индикатора для наиболее быстрого захода или сближения формируется следующим образом.

Алгоритм 1

1. Назначается радиус разворота $R = R_{\min}$ (R_{\min} – минимальный радиус разворота, обеспечивающий безопасное маневрирование для данного пилота и ЛА).
2. Согласно формуле в [3] определяется программная траектория для $\omega_{\max} = \frac{V}{R}$.
3. Формируется сигнал нуль-индикатора согласно формуле (4) с учетом коэффициента шкалы k .

Выражение (4) можно рассматривать в качестве ПИ-регулятора [8] по параметру отклонения скорости изменения путевого угла $\Delta\omega_i$, с той спецификой, что во-первых, программное значение этой величины берется с упреждением на K отсчетов, а во-вторых, программная траектория, вдоль которой определяется программное значение $\omega_{i,K}^+$, сама меняется со временем в соответствии с уравнением в [3]. На рис.1 показана блок-схема полученной системы, где $G(s)$ – передаточная функция динамической системы пилот + ЛА, $C(s)$ – регулятор.

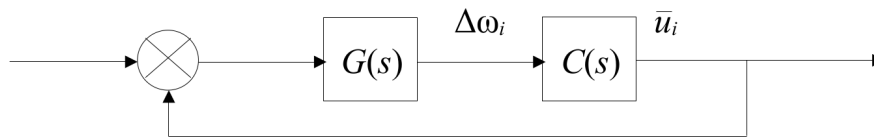


Рис. 1. Блок-схема замкнутой системы

Алгоритм формирования показаний нуль-индикатора имеет следующие настроечные параметры:

- $N\Delta t$ – интервал осреднения (в реализованных системах по умолчанию задан равным 4 сек);
- $K\Delta t$ – время реакции пилота (в реализованных системах по умолчанию задан равным 2 сек);
- $\omega_{\max} = \frac{V}{R}$ – программная скорость изменения путевого угла (определяется комфортным для пилота и данного ЛА радиусом разворота R);
- k – масштабный коэффициент индикатора (в реализованных системах по умолчанию задан равным 20 рад^{-1} , так что диапазон $\pm 0.05 \text{ рад}$).

Время реакции пилота, радиус разворота, а также диапазон показаний индикатора, могут быть как заданы априори, так и подобраны в процессе идентификации [4] параметров динамической системы.

3. Выбор допустимой траектории в режиме «сближение»

Чтобы избежать избыточных нагрузок на пилота, предлагается при расчете программной траектории в режиме сближения брать не предельное значение угла крена (предельную скорость изменения путевого угла ω_{\max}), а минимально допустимое, которое позволит построить программную траекторию сближения, не пересекая границы коридора, в котором требуется удерживать ЛА (рис.2).

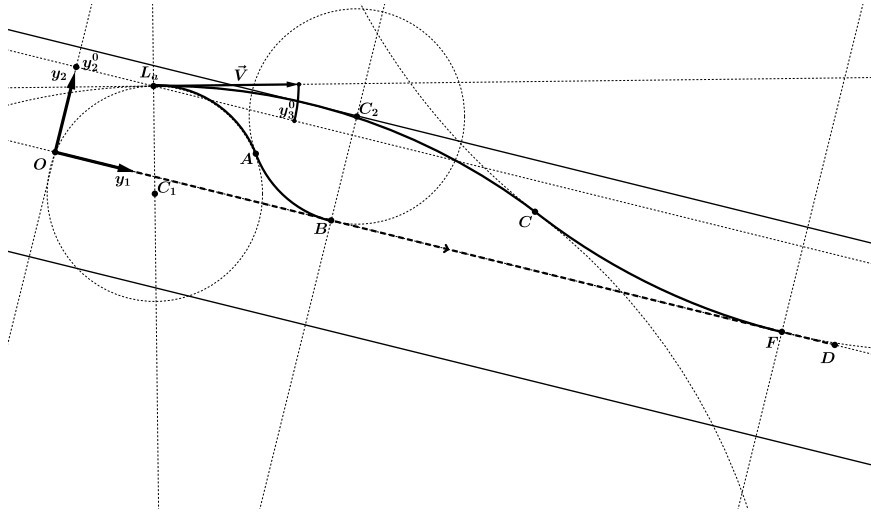


Рис. 2. Фрагмент расчетной траектории для режима «Сближение»

На рисунке представлены два варианта траекторий с одним переключением и общей начальной точкой L_a . Первый – оптимальная траектория, сформированная дугами окружностей с центрами C_1 и C_2 , отвечающих заданному радиусу разворота ЛА R_{\min} . Переключение происходит в точке A при переходе с фрагмента L_aA на фрагмент AB . Вторым – допустимая траектория, образованная дугами окружностей большего радиуса. Переключение выполняется в точке C на сопряжении участков L_aC и CF .

Предлагается следующий алгоритм. Пусть D_{\max} – максимально допустимое боковое отклонение ЛА от заданной линии пути. Для определения радиуса разворота R необходимо выполнить следующие операции.

Алгоритм 2

1. Если $y_2^0 > D_{\max}$ или $y_2^0 < -D_{\max}$, то $R = R_{\min}$ и переход к пункту 6.
2. Если $y_3^0 > 0$, то

$$\tilde{R} = (D_{\max} - y_2^0) \frac{\cos^2 y_3^0 + \cos y_3^0}{\sin^2 y_3^0}.$$

3. Иначе если $y_3^0 < 0$, то

$$\tilde{R} = (y_2^0 - D_{\max}) \frac{\cos^2 y_3^0 + \cos y_3^0}{\sin^2 y_3^0}.$$

4. Иначе если $y_3^0 = 0$, то $\tilde{R} = 10 \cdot R_{\min}$ (если радиус может быть сколь угодно большим, он ограничивается величиной, в 10 раз больше заданной).
5. Если $\tilde{R} > 10 \cdot R_{\min}$, $\tilde{R} = 10 \cdot R_{\min}$.
6. Если $\tilde{R} < R_{\min}$, $R = R_{\min}$, иначе $R = \tilde{R}$.
7. Согласно формуле в [3] определяется программная траектория для $\omega_{\max} = \frac{V}{R}$.
8. Формируется сигнал нуль-индикатора согласно формуле (4) с учетом коэффициента шкалы k .

4. Заключение

Для управление пилотируемым летательным аппаратом с помощью нуль-индикатора, при выполнении различных аэросъемочных работ по заранее запланированной траектории, требуются качественные алгоритмы формирующие управляющую информацию. С этой целью в работе были рассмотрены два основных режима полета ЛА по заданной траектории – режимы «заход» и «сближение». Следовательно для реализации управления на этих режимах были предложены соответствующие алгоритмы управления, которые используют информацию ГНСС и другие настроечные параметры для формирования управляющих команд выводимых на нуль-индикатор пилота.

Список литературы

1. Асламов Ю.В., Бабаянц П.С., Глинский Н.А., Зубов Е.И., Мельников П.В. Методические рекомендации по проведению комплексных аэрогеофизических съемок. С.Пб.: Картографическая фабрика ФГБУ ВСЕГЕИ, 2021.
2. Волковицкий А.К., Каршаков Е.В., Павлов Б.В. Структура алгоритмов управления проводкой летательного аппарата // Известия ЮФУ. Технические науки. 2013. № 3 (140). С. 217–225.
3. Гараков А.М., Гладышев А.И. Формирование программных траекторий движения летательного аппарата при аэрогеофизической съемке // Проблемы управления. 2023. № 4. С. 38–47.
4. Гараков А.М., Гладышев А.И. Идентификация динамической системы «летательный аппарат + пилот» при выполнении аэрогеофизической съемки // Управление большими системами. 2023. Вып. 103. С. 190–202.
5. Инструкция по магниторазведке (наземная съемка, аэромагнитная съемка, гидромагнитная съемка). Л.: Недра, 1981. 263 с.
6. Инструкция по электроразведке: Наземная электроразведка, скважинная электроразведка, шахтно-рудничная электроразведка, аэроэлектроразведка, морская электроразведка. Л.: Недра, 1984. 352 с.
7. Каршаков Е.В. Особенности алгоритмов управления летательным аппаратом при аэросъемке // Проблемы управления. 2012. № 3. С. 71–76.
8. Поляк Б.Т., Хлебников М.В., Ралопорт Л.Б. Математическая теория автоматического управления: учебное пособие. М.: ЛЕНАНД, 2019. 500 с.
9. Техническая инструкция по аэрогамма-спектрометрической съемке. М.: М-во геологии СССР, 1977.