

ООО «ГЕОТЕХНОЛОГИИ»

**Информационная поддержка пилота при
аэрогеофизической съемке**

Гаракоев А.М.

**Москва
2024**

1. Структура систем информационной поддержки процесса аэрогеофизической съемки и их особенности

1.1. Особенности организации информационной поддержки процесса аэрогеофизической съемки

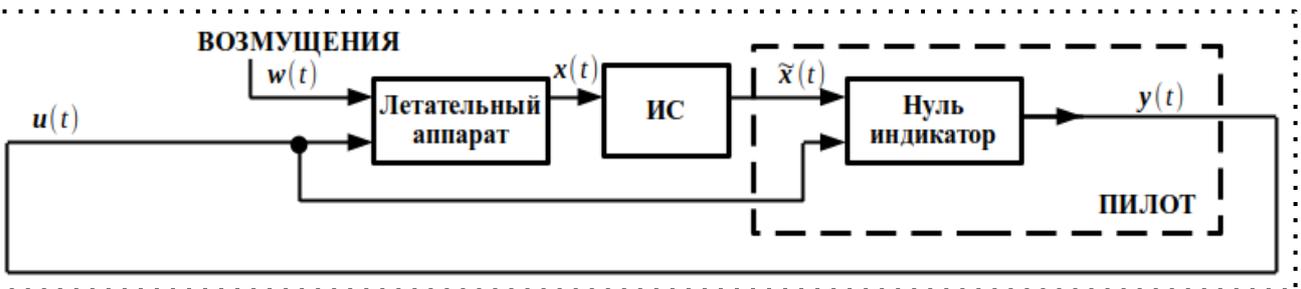


Схема информационной поддержки в структуре комплекса «Летательный аппарат + пилот»

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu + w \\ \tilde{x} = \Phi(x) \\ y = C\tilde{x} + Du + v_y \\ u = f(y) \end{cases} \quad (1.2)$$

$x(t)$ – ВХОД
 $\tilde{x}(t)$ – ВЫХОД

$$\tilde{x}(t) \approx \Phi(x(t - \Delta t))$$

Управляющая информация – значение бокового отклонения, рассчитанного на предыдущем шаге определения координат.

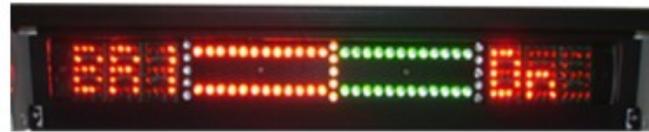
1. Структура систем информационной поддержки процесса аэрогеофизической съемки и их особенности

1.2. Системы штатной авионики для аэрогеофизической съемки

Интерактивный штурманский блок



Нуль-индикатор проводки

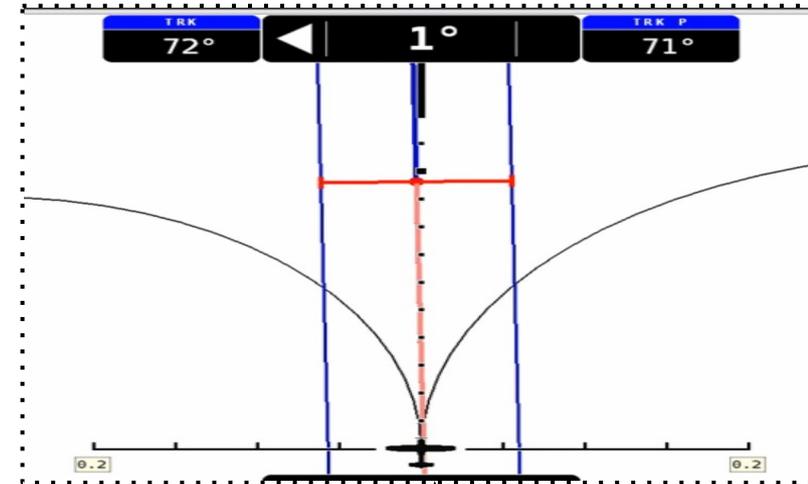
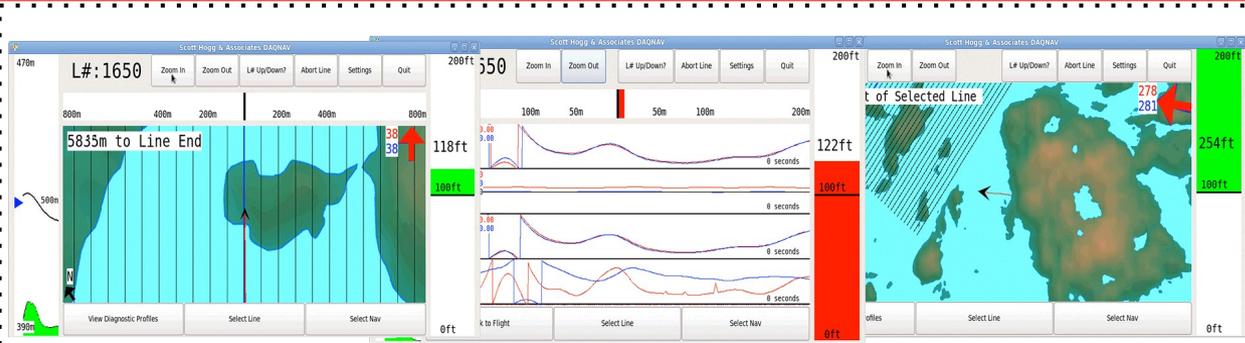


Блоки-индикаторы системы AG-NAV

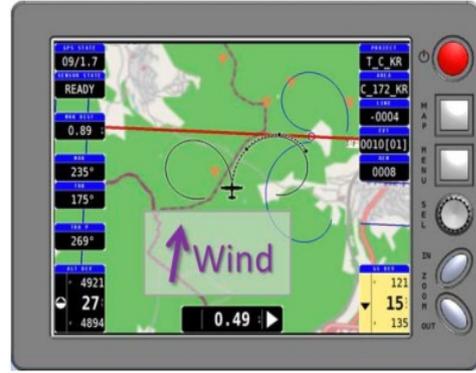
Управляющая информация – параметр XTE (Cross(X) Track Error) (значение бокового отклонения от заданной линии пути)

1. Структура систем информационной поддержки процесса аэрогеофизической съемки и их особенности

1.3. Аэросъемочные программно-аппаратные навигационные комплексы



Представление информации на экране комплекса DAQNAV



Отображение информации CCNS-5 в режиме движения по маршруту

Комплекс CCNS-5, состав системы (слева) и форма представления навигационной информации

1. Структура систем информационной поддержки процесса аэрогеофизической съемки и их особенности

1.4. Пути совершенствования систем информационной поддержки пилота

Требования к системе информационной поддержки



1 Система должна содержать нуль-индикатор, показания которого формируются на основе информации, получаемой от бортового приемника ГНСС.

2 Индикатор должен отображать специальным образом подготовленное значение, учитывающее динамику движения и скорость реакции системы «ЛА + пилот».

3 Нуль-индикатор должен работать как при движении по заданной линии съемочного маршрута, так и в режиме криволинейной траектории захода.

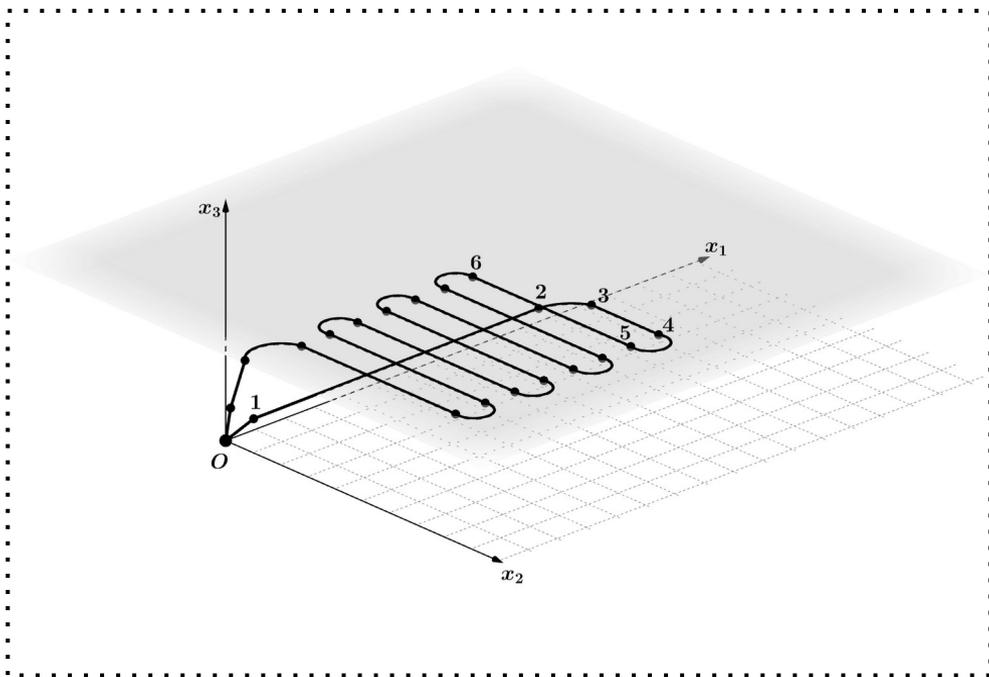
4 Комплекс системы сбора данных и информационной поддержки пилота должен обеспечивать решение необходимых сопутствующих задач съемки.

5 Программная организация комплекса должна позволять работать не только на основном бортовом компьютере, но и на локальной сети, составленной из компьютеров, планшетов, смартфонов и т. п.

2. Алгоритмы информационной поддержки пилота при аэрогеофизической съемке.

Горизонтальный канал

2.1. Уравнения движения



Фрагментарная траектория, схема выполнения аэрогеофизической съемки

T – время (с); x_1, x_2 – локальные декартовы координаты объекта (м); φ – путевой угол движения объекта (рад); ω – скорость изменения путевого угла (рад/с); V – модуль горизонтальной скорости движения объекта (м/с); U – управляющее воздействие (рад/с²); R – радиус скоординированного разворота; γ – угол крена.

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = V \cos \varphi, \\ \dot{x}_2 = V \sin \varphi, \\ \dot{\varphi} = \omega, \\ \dot{\omega} = U. \end{cases} \quad (2.1)$$

$$\begin{aligned} V^* &= V = 50 \text{ м/с} \\ \gamma^* &= 0,35 \text{ рад (20}^\circ) \end{aligned}$$

$$\operatorname{tg} \gamma^* = \frac{|\vec{F}_{\text{цб}}|}{|\vec{F}_{\text{тяж}}|} = \frac{m \omega^{*2} R^*}{mg} = \frac{V^{*2}}{gR^*}$$

$$\Rightarrow R^* = \frac{V^{*2}}{g \operatorname{tg} \gamma^*} \quad (2.2)$$

$$R^* \approx \frac{2500}{10 \cdot 0,36} \approx 700 \text{ м.}$$

$$T_1 = \frac{R^*}{V^*} \Rightarrow T_1 = \frac{700}{50} \approx 14 \text{ с.}$$

2. Алгоритмы информационной поддержки пилота при аэрогеофизической съемке.

Горизонтальный канал

2.1. Уравнения движения

$$T_2 \sim 1,0 \text{ с}$$

Характерное значение угловой скорости:

$$\omega^* = \frac{V^*}{R^*} = \frac{1}{T_1} \Rightarrow \omega^* = \frac{1}{14} \sim 0,07$$

а угловое ускорение:

$$U^* = \frac{\omega^*}{T_2} = \frac{1}{T_1 T_2} \Rightarrow U^* = \frac{1}{1 \cdot 14} \sim 0,07$$

Величина U отлична от нуля в (2.1) в моменты изменения угловой скорости, т.е на интервалах времени $\Delta T \leq T_2$.

Введем безразмерные величины:

$$t = \frac{T}{T^*}, \quad x = \frac{x_1}{R^*}, \quad y = \frac{x_2}{x_2^*}, \quad w = \frac{\omega}{\omega^*}, \quad u = \frac{U}{U^*}$$

где $T^* = T_1$ или T_2

$$\begin{cases} \dot{x} = \frac{T^*}{T_1} \cos \varphi, \\ \dot{y} = \frac{T^*}{T_1} \sin \varphi, \\ \dot{\varphi} = \frac{T^*}{T_1} w, \\ \dot{w} = \frac{T^*}{T_2} u. \end{cases} \quad (2.3)$$

Система (2.3) в «медленном» $T^* = T_1$ времени

$$\begin{cases} \dot{x} = \cos \varphi, \\ \dot{y} = \sin \varphi, \\ \dot{\varphi} = w, \\ \dot{w} = 0. \end{cases} \quad (2.4)$$

2. Алгоритмы информационной поддержки пилота при аэрогеофизической съемке. Горизонтальный канал 2.2. Задача быстрогодействия

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = V \cos \varphi, \\ \dot{x}_2 = V \sin \varphi, \\ \dot{\varphi} = \omega, \end{cases} (2.5)$$

Замена переменных:

$$\begin{cases} y_1 = x_1 \cos \varphi_0 + x_2 \sin \varphi_0 - x_{10}, \\ y_2 = -x_1 \sin \varphi_0 + x_2 \cos \varphi_0 - x_{20}, \\ y_3 = \varphi - \varphi_0, \end{cases} (2.6)$$

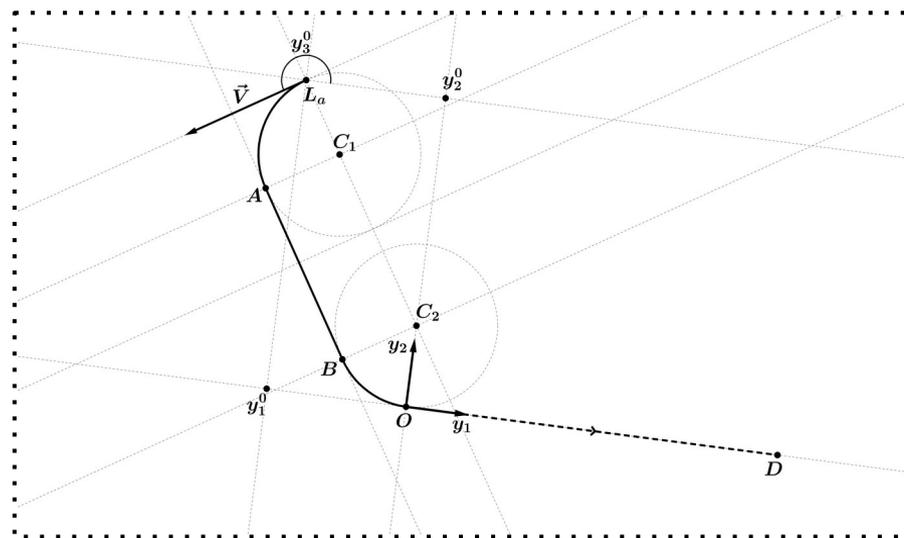
$$\begin{cases} \dot{y}_1 = V \cos y_3, \\ \dot{y}_2 = V \sin y_3, \\ \dot{y}_3 = \omega. \end{cases} (2.7)$$

Функционал качества:

$$J = \int_{t_0}^{t_f} 1 dt \rightarrow \min (2.8)$$

Задача быстрогодействия для режима «заход»

$$\begin{cases} \dot{y}_1 = V \cos y_3, \\ \dot{y}_2 = V \sin y_3, \\ \dot{y}_3 = \omega, \end{cases} \begin{cases} y_1(0) = y_1^0, \\ y_2(0) = y_2^0, \\ y_3(0) = y_3^0, \end{cases} \begin{cases} y_1(t_f) = 0, \\ y_2(t_f) = 0, \\ y_3(t_f) = 0. \end{cases} (2.9)$$



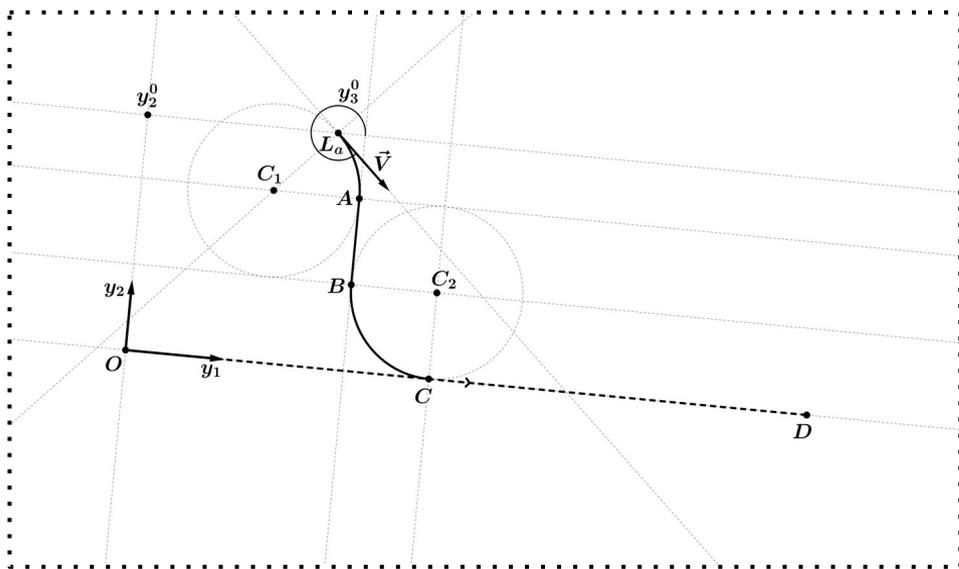
Оптимальная траектория в режиме «Заход»

2. Алгоритмы информационной поддержки пилота при аэрогеофизической съемке. Горизонтальный канал 2.2. Задача быстрогодействия

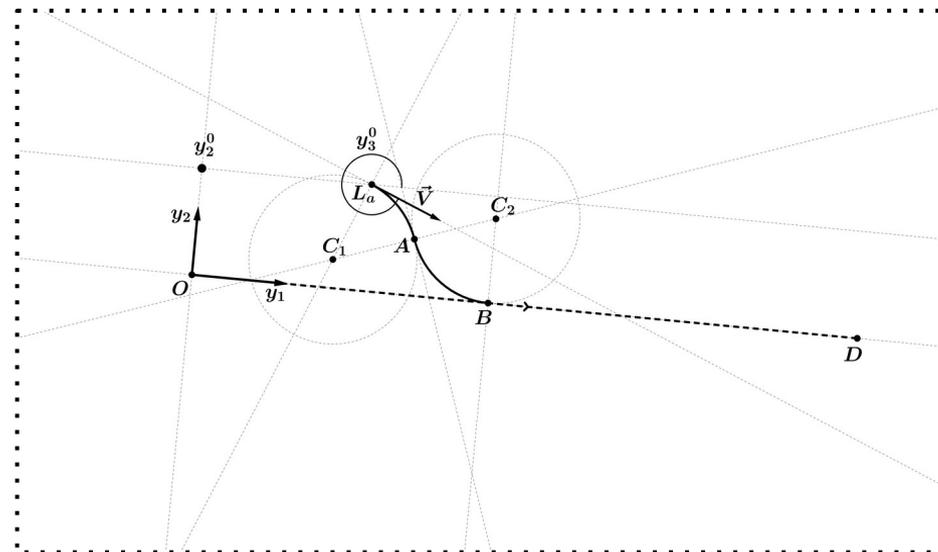
Задача быстрогодействия для режима «сближение»

$$\begin{cases} \dot{y}_2 = V \sin y_3, & \begin{cases} y_2(0) = y_2^0, \\ y_2(t_f) = 0, \end{cases} \\ \dot{y}_3 = \omega, & \begin{cases} y_3(0) = y_3^0, \\ y_3(t_f) = 0. \end{cases} \end{cases} \quad (2.13)$$

С двумя
переключениями



С одним
переключением



Оптимальные траектории режима «Сближение»

2. Алгоритмы информационной поддержки пилота при аэрогеофизической съемке. Горизонтальный канал

2.3. Алгоритм управления нуль-индикатором пилота

$$\omega_i = \frac{\varphi_i - \varphi_{i-1}}{\Delta t}, (2.18)$$

$$\omega_{i,K}^+ = \omega_i^+ (V K \Delta t), (2.19)$$

$$u_i = \omega_i - \omega_{i,K}^+. (2.20)$$

$$\bar{u}_i = \frac{1}{N} \sum_{j=i-N}^i (\omega_j - \omega_{j,K}^+) = \frac{1}{N} \Delta \omega_i + \frac{1}{N} \sum_{j=i-N}^{i-1} \Delta \omega_j, (2.21)$$

Алгоритм 1

1. Назначается радиус разворота $R = R_{\min}$.
2. Определяется программная траектория для $\omega_{\max} = V/R$.
3. Формируется сигнал нуль-индикатора согласно формуле (2.21) с учетом масштабного коэффициента

2. Алгоритмы информационной поддержки пилота при аэрогеофизической съемке. Горизонтальный канал 2.4. Выбор допустимой траектории в режиме «сближение»

Алгоритм 2

Пусть D_{max} – максимально допустимое боковое отклонение ЛА от заданной линии пути.

- 1 Если $y_2^0 > D_{max}$ или $y_2^0 < -D_{max}$, то $R = R_{min}$ и переход к пункту 6 (при большом отклонении выполняем максимально быстрое сближение с заданной линией).
- 2 Если $y_3^0 > 0$, то

$$\tilde{R} = \frac{(D_{max} - y_2^0)}{1 - \cos y_3^0} \quad (2.22)$$

(вычисляется радиус окружности, проходящей через L_a так, что направление вектора скорости задает касательную в этой точке, и касающейся прямой $y_2^0 = D_{max}$).

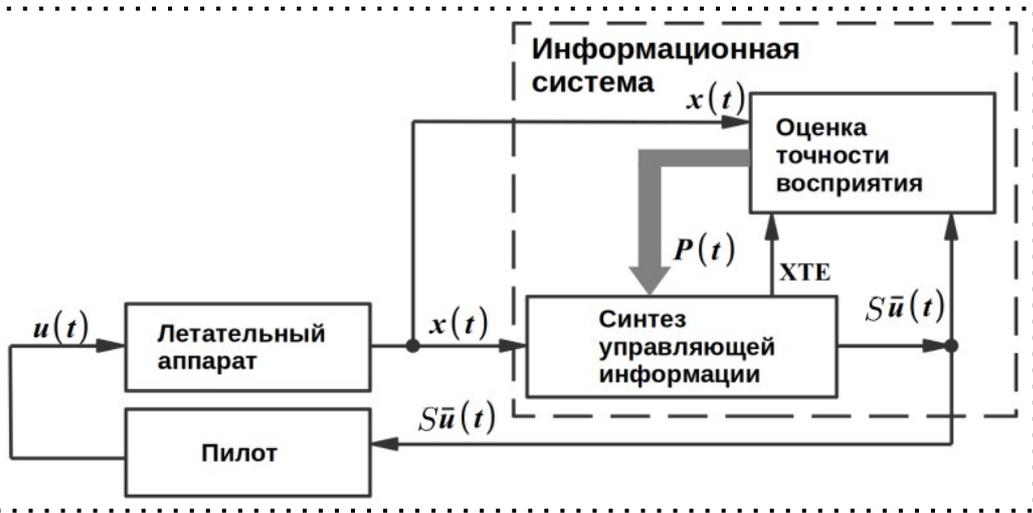
- 3 Иначе: если $y_3^0 < 0$, то

$$\tilde{R} = \frac{(y_2^0 - D_{max})}{1 - \cos y_3^0} \quad (2.23)$$

(вычисляется радиус окружности, проходящей через L_a так, что направление вектора скорости задает касательную в этой точке, и касающейся прямой $y_2^0 = D_{max}$).

3. Настройка параметров системы информационной поддержки навигационных режимов аэросъемочного полета

3.1. Теоретические предпосылки автоматизации настройки параметров синтеза управляющей информации



$$y(t) = S\bar{u}(t)$$

$$S\bar{u}(t) \rightarrow \text{XTE}(t)$$

- $K\Delta t$ – время реакции системы «летательный аппарат + пилот»;
- $\omega_{\max} = V/R_{\min}$ – скорость изменения путевого угла.

Информационная система в структуре аэросъемочного комплекса

3. Настройка параметров системы информационной поддержки навигационных режимов аэросъемочного полета

3.2. Определение параметров системы «летательный аппарат + пилот»

Передаточная функция имеет вид:

$$H(s) = \frac{b_0 s + b_1}{s^2 + a_1 s + a_2},$$

$$\ddot{x} + a_1 \dot{x} + a_2 x = b_0 \dot{y} + b_1 y \quad (3.1)$$

y – вход,

x – выход,

коэффициенты a_1, a_2, b_0, b_1 неизвестны.

$$S = 20 \text{ рад}^{-1} \text{ для } y = S \bar{u}$$

В процессе выполнения режима «заход» есть возможность наблюдать оценку скорости изменения путевого угла (3.8)

$$\bar{\omega}_{max} = \frac{1}{N \Delta t} \sum_{i=1}^N \varphi_i - \varphi_{i-1} = \frac{1}{N \Delta t} \varphi_N - \varphi_0 \quad (3.8)$$

$$\ddot{x} + a_1 \dot{x} + a_2 x = b_1 \quad (3.5)$$

Решение уравнения для (3.5) определяет постоянную времени динамики ЛА:

$$\frac{1}{T_{r1,2}} = \frac{a_1 \mp \sqrt{a_1^2 - 4a_2}}{2} \quad (3.6)$$

Выбирается корень отвечающий значению ~ 1 с.



$$K = \frac{T_r}{\Delta t} \quad (3.7)$$

параметр K для настройки Алгоритмов 1, 2.

3. Настройка параметров системы информационной поддержки навигационных режимов аэросъемочного полета

3.3. Обработка экспериментальных данных

$$H(s) = \frac{1100s + 390}{s^2 + 4.2s + 1.8}$$

Ан-3



$$H(s) = \frac{55000s + 11000}{s^2 + 180s + 36}$$

Cessna-172

$$H(s) = \frac{2.3s + 0.85}{s^2 + 0.24s + 0.011}$$

Ми-8



$$H(s) = \frac{4.5s + 1.4}{s^2 + 0.45s + 0.02}$$

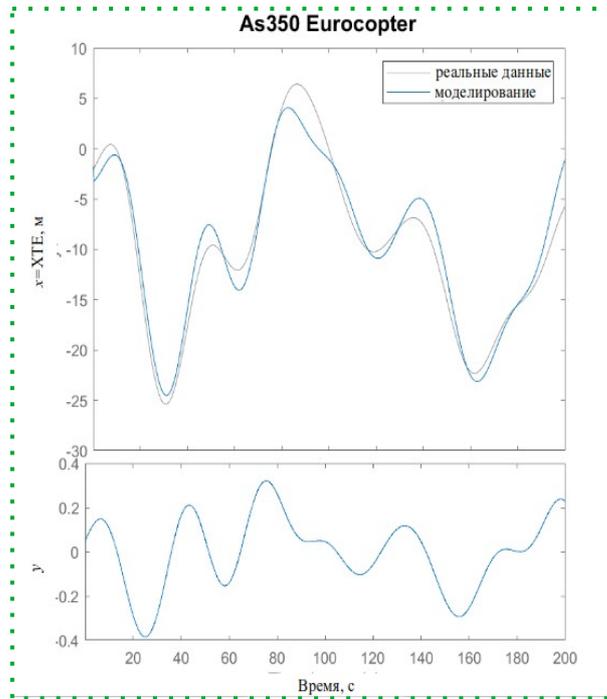
As350 Eurocopter

Данные ГНСС-позиционирования записаны в темпе 10 измерений в секунду

3. Настройка параметров системы информационной поддержки навигационных режимов аэросъемочного полета

3.3. Обработка экспериментальных данных

Значения *входных* (y) и *выходных* (x) данных



Вертолет Eurocopter AS350.
Соответствие реальных и
модельных данных 78,7%

В соответствии с (3.8) определена оценка реальной скорости приращения путевого угла.

$$\omega_{max} = 0.408 - \text{As350 Eurocopter}$$

Время реакции системы «ЛА + пилот» и коэффициент K алгоритма управления индикатором

$$T_r = 2.5 \text{ с}, K = 25 - \text{As350 Eurocopter} (T_{r2} = 20 \text{ с})$$

3. Настройка параметров системы информационной поддержки навигационных режимов аэросъемочного полета

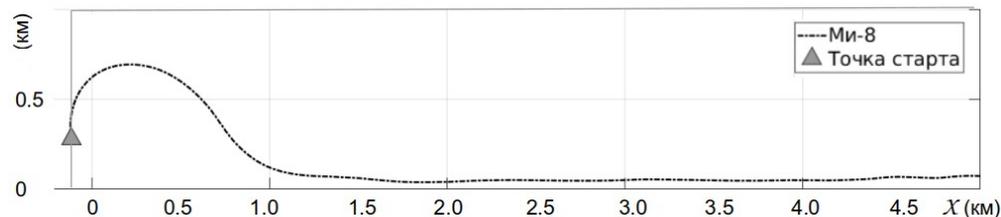
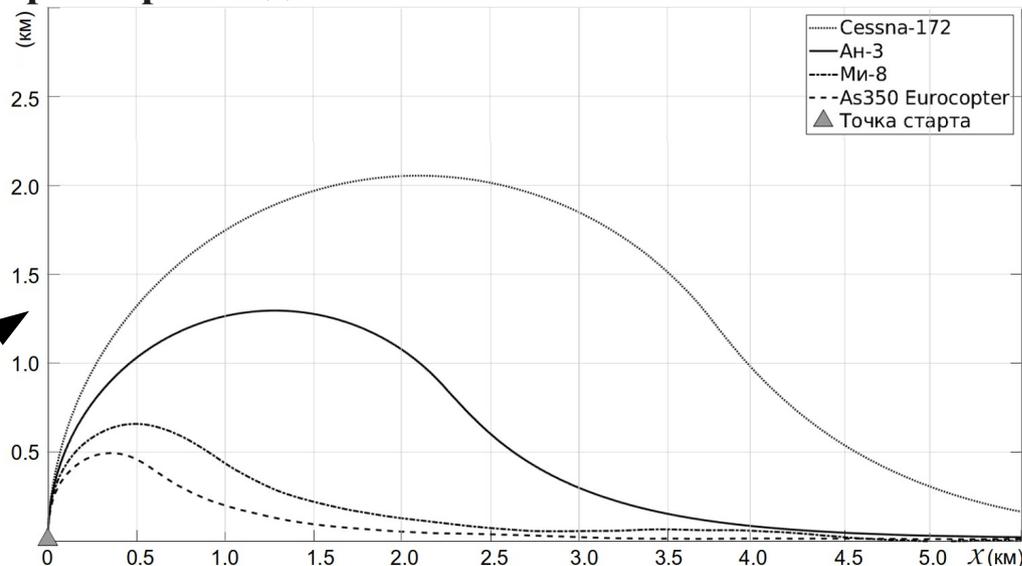
3.3. Обработка экспериментальных данных

Проверка параметров модели

- ускорение свободного падения $g = 10 \text{ м/с}^2$;
- AS350 Eurocopter: $V = 150 \text{ км/ч}$;
- Ми-8: $V = 150 \text{ км/ч}$;
- Cessna-172: $V = 180 \text{ км/ч}$;
- Ан-3: $V = 180 \text{ км/ч}$.

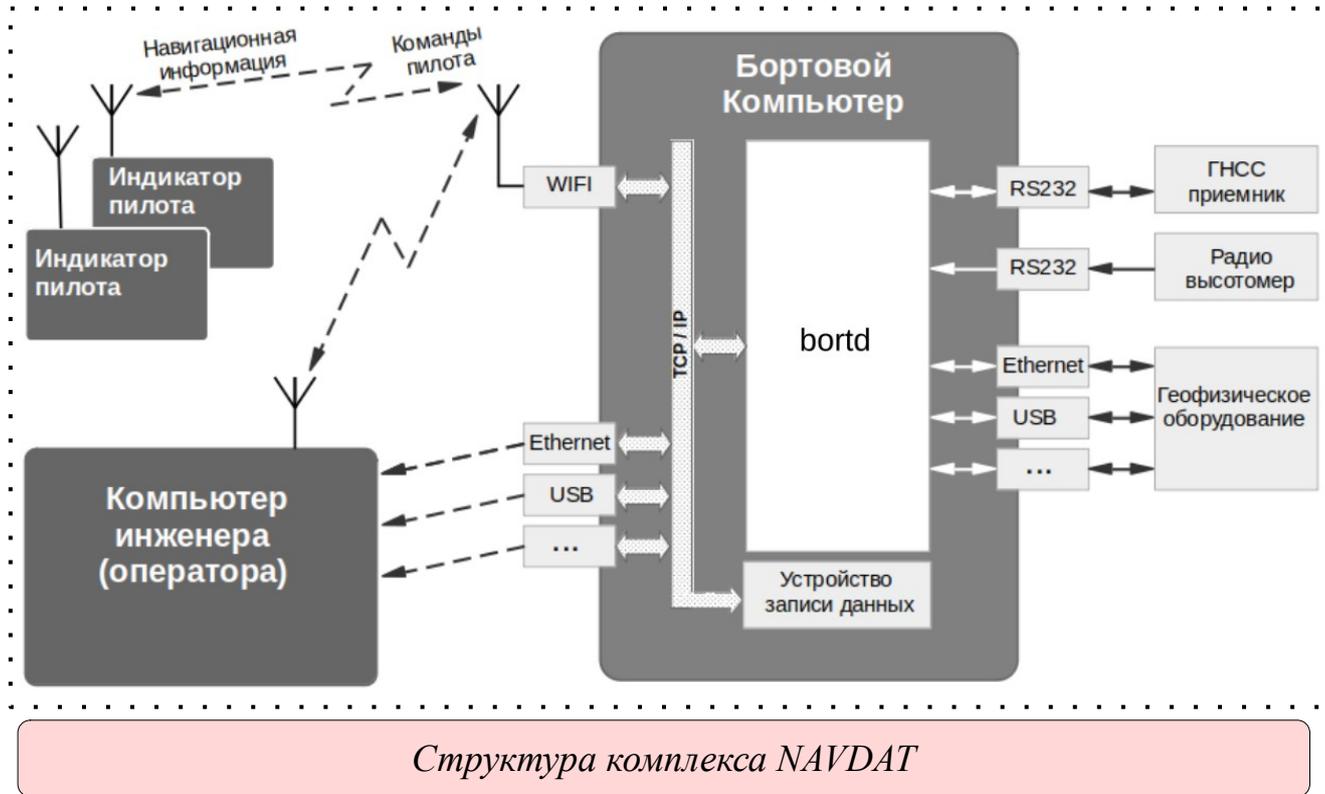
Результаты моделирования траекторий захода

Траектория полета вертолета Ми-8



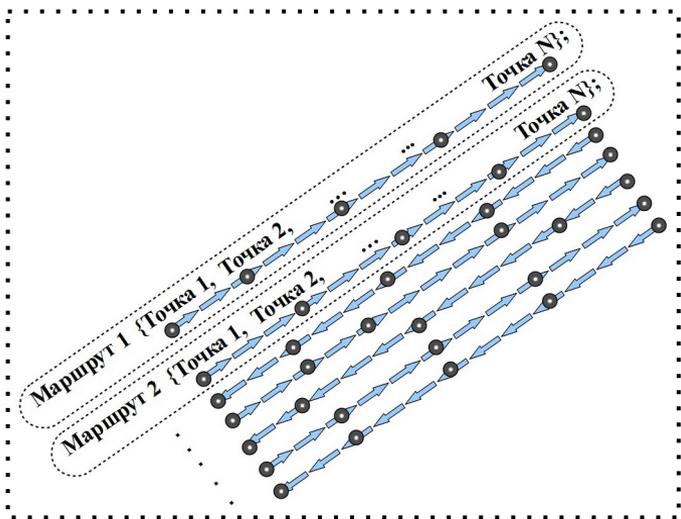
4. Программный комплекс информационной поддержки навигационных режимов аэросъемочного полета NAVDAT

4.1. Структура программного комплекса



4. Программный комплекс информационной поддержки навигационных режимов аэросъемочного полета NAVDAT

4.2. Навигационный план полетного задания



Формализованное описание навигационного плана

Типы записей файла полетного задания (*.fpl)

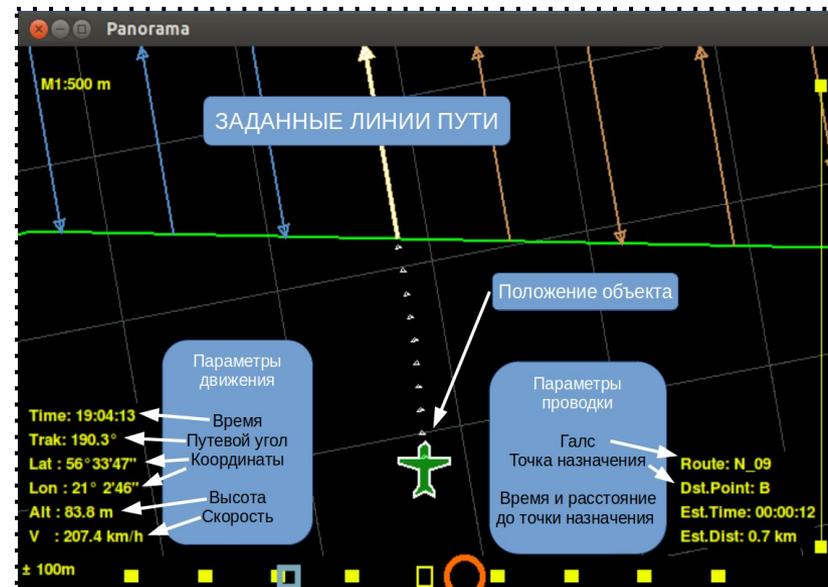
```
LINE L_1=  
(CONTROL,-13005396,-15000000,50),  
(CONTROL,-234567890,-3210099,50),  
(CONTROL,12345396,-12340210,50);  
    Список точек съемочного маршрута
```

4. Программный комплекс информационной поддержки навигационных режимов аэросъемочного полета NAVDAT

4.2. Навигационный план полетного задания

Name	#	Track	Dist	Time	CurTrack	CurDist	CurTime
+ ▲ dacha	4						
+ ▲ mifi	5						
+ ▲ UNIVER	4						
+ ▲ OSTANK	4						
+ ▲ SHABOL	4						
+ ▲ teplstan	8						
+ ▲ control	2	180.18	11.12	00:00:00			
+ ▲ L_110	2	-0.00	4.13	00:00:00			
+ ▲ L_109	2	180.12	4.13	00:00:00			
+ ▲ L_108	2	179.88	4.13	00:00:00			
+ ▲ L_107	2	359.88	4.13	00:00:00			
+ ▲ L_106	2	179.88	4.13	00:00:00			
+ ▲ L_105	2	359.88	4.13	00:00:00			

Окно панели полетного задания



Окно индикатора панорамы

4. Программный комплекс информационной поддержки навигационных режимов аэросъемочного полета NAVDAT

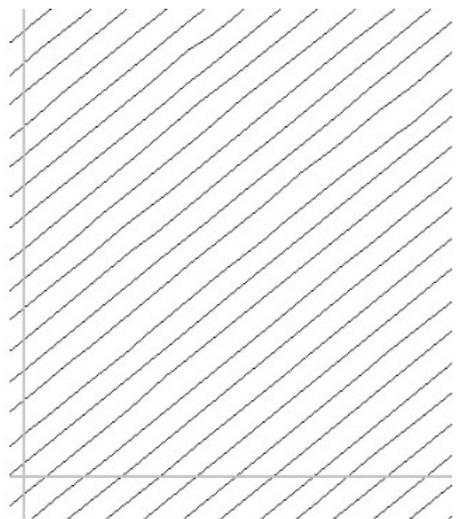
4.2. Навигационный план полетного задания



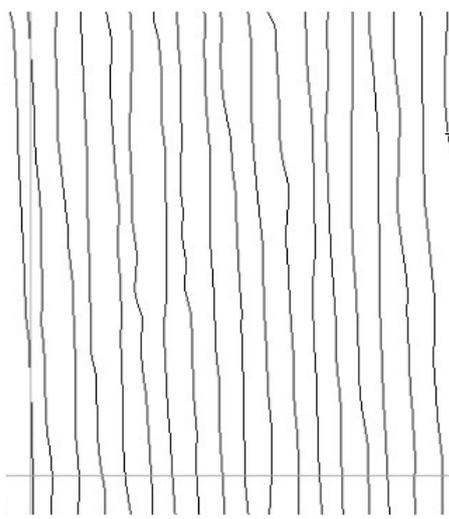
Индикатор пилота

4. Программный комплекс информационной поддержки навигационных режимов аэросъемочного полета NAVDAT

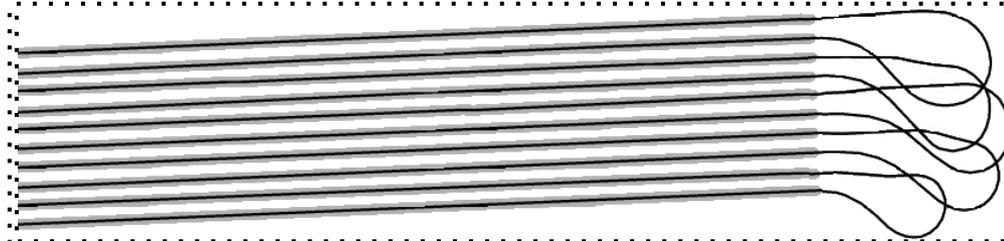
4.3. Результаты практического применения и оценка эффективности методов и алгоритмов информационной поддержки



а)



б)



*Высокоточная проводка ЛА:
межмаршрутное расстояние – 50 м.*

*Фактические линии пути при съемках одинакового масштабах
а – проводка под управлением комплекса NAVDAT
б – проводка по карте-панораме*

ВЫВОДЫ

- 1) Сформулированы требования к структуре системы информационной поддержки пилота при аэрогеофизической съемке.
- 2) Разработаны алгоритмы информационной поддержки пилота при управлении движением в горизонтальной плоскости, разработанные на основе принципа максимума Понтрягина с использованием траекторий Дубинса.
- 3) Предложен алгоритм формирования допустимых программных траекторий в режиме сближения с текущим маршрутом, для которых удовлетворяются требования технического задания в части точности следования заданной линии пути.
- 4) Предложен способ идентификации постоянной времени маневра ЛА и времени реакции пилота – основных параметров, необходимых для настройки алгоритма управления нуль-индикатором пилота, на основе которого разработан алгоритм настройки.
- 5) Разработан программный комплекс информационной поддержки пилота на режимах аэрогеофизической съемки для всех видов самолетов и вертолетов, выполняющих эти работы, который позволяет:
 - обеспечить среднеквадратичное значение ошибки бокового уклонения на дистанции полет порядка 1000 пог. км. На уровне 2 – 3 м;
 - обеспечить предельно низкие потери летного времени – в среднем 1 – 1,5 минуты в режимах захода на маршрут;