



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА  
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

## (12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(52) СПК  
G05D 1/00 (2006.01); G06F 17/00 (2006.01)

(21)(22) Заявка: 2017104148, 08.02.2017

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:  
08.02.2017

Дата регистрации:  
17.05.2018

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 08.02.2017

(45) Опубликовано: 17.05.2018 Бюл. № 14

Адрес для переписки:

143900, Московская обл., г. Балашиха, ул.  
Карбышева, 8, стр. 3, ФГКВОУ ВО Военная  
академия РВСН имени Петра Великого МО РФ

(72) Автор(ы):

Таныгин Андрей Валерьевич (RU),  
Горченко Лев Дмитриевич (RU),  
Байрамов Казым Рашид оглы (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Федеральное государственное казенное  
военное образовательное учреждение  
высшего образования "Военная академия  
Ракетных войск стратегического назначения  
имени Петра Великого" Министерства  
обороны Российской Федерации (RU)

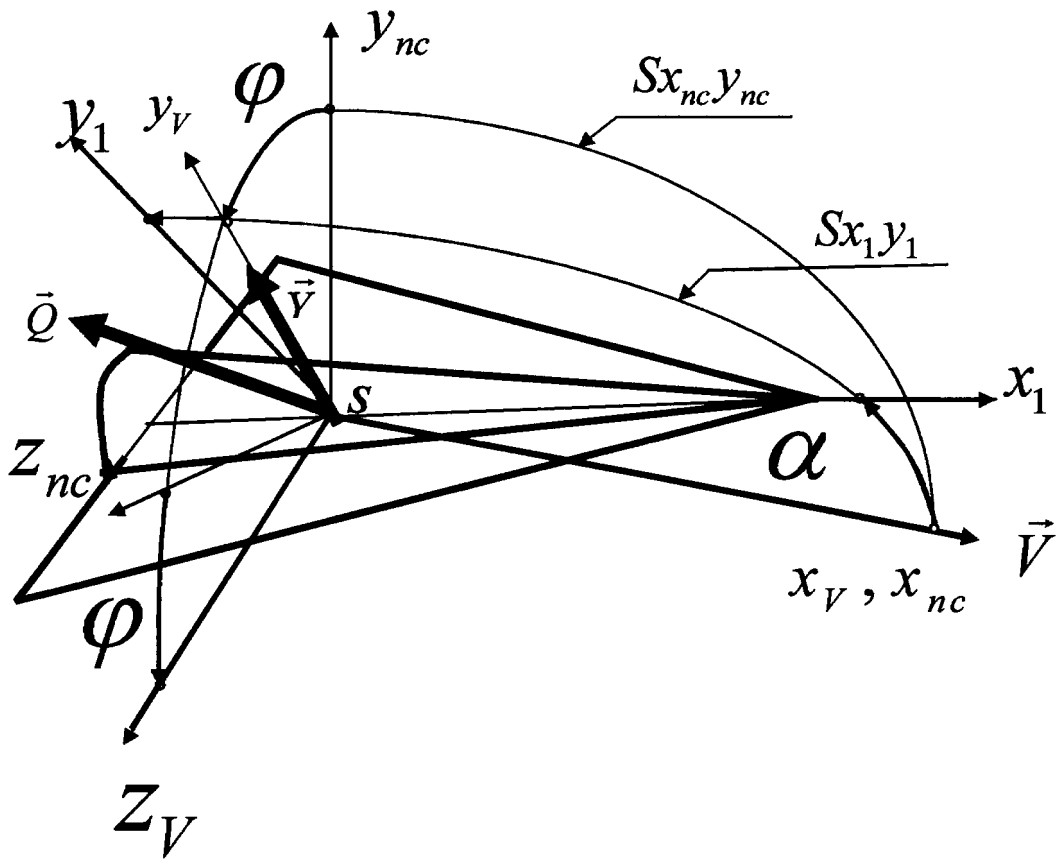
(56) Список документов, цитированных в отчете  
о поиске: RU 2571567 C2, 20.12.2015. RU  
2554568 C2, 27.06.2015. US 20160104382 A1,  
14.04.2016. US 8038062 B2, 18.10.2011. US  
8103398 B2, 24.01.2012.

(54) Способ управления беспилотным планирующим летательным аппаратом

(57) Реферат:

Изобретение относится к способу управления планирующим беспилотным летательным аппаратом (БПЛА). Для управления БПЛА в каждом цикле наведения на каждую опорную точку решают краевую задачу наведения в сопровождающей системе координат с началом на текущем радиус-векторе центра масс БПЛА на высоте, равной высоте очередной опорной

точки траектории, преобразуют полученные компоненты требуемого ускорения в скоростную и полускоростную системы координат, определяют требуемые значения угла аэродинамического крена и угла атаки. Обеспечивается управление БПЛА на больших расстояниях от точки наведения. 3 ил., 2 табл.



Фиг. 1



FEDERAL SERVICE  
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(52) CPC  
*G05D 1/00* (2006.01); *G06F 17/00* (2006.01)

(21)(22) Application: **2017104148, 08.02.2017**

(24) Effective date for property rights:  
**08.02.2017**

Registration date:  
**17.05.2018**

Priority:

(22) Date of filing: **08.02.2017**

(45) Date of publication: **17.05.2018** Bull. № 14

Mail address:

**143900, Moskovskaya obl., g. Balashikha, ul.  
Karbysheva, 8, str. 3, FGKVOU VO Voennaya  
akademiya RVSN imeni Petra Velikogo MO RF**

(72) Inventor(s):

**Tanygin Andrej Valerevich (RU),  
Gorchenko Lev Dmitrievich (RU),  
Bajramov Kazym Rashid ogly (RU)**

(73) Proprietor(s):

**Federalnoe gosudarstvennoe kazennoe voennoe  
obrazovatelnoe uchrezhdenie vysshego  
obrazovaniya "Voennaya akademiya Raketnykh  
vojsk strategicheskogo naznacheniya imeni Petra  
Velikogo" Ministerstva oborony Rossijskoj  
Federatsii (RU)**

(54) **METHOD OF CONTROLLING UNMANNED PLANNING AERIAL VEHICLE**

(57) Abstract:

FIELD: aeronautics.

SUBSTANCE: invention relates to a method for controlling a planning unmanned aerial vehicle (UAV). To control the UAV in each homing cycle to each reference point, solved is the boundary homing problem in the accompanying coordinate system with the beginning of the UAV at an altitude at the current radius-vector of the centre of mass of the UAV, equal to the altitude of the next reference point of the

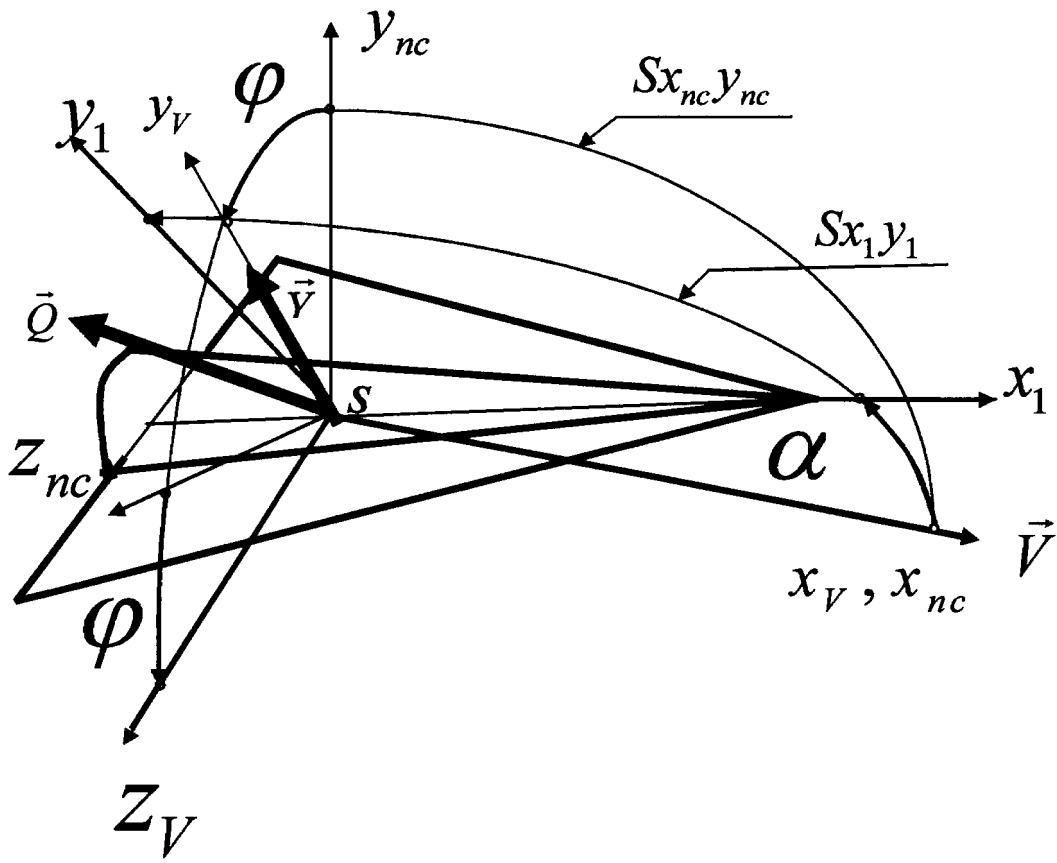
trajectory, converted are the obtained components of the required acceleration into a velocity and a half-velocity systems of coordinates, determined are the required values of the angle of aerodynamic roll and the angle of attack.

EFFECT: UAV is controlled at large distances from the point of guidance.

1 cl, 3 dwg, 2 tbl

RU 2 654 238 C1

RU 2 654 238 C1



Фиг. 1

Изобретение относится к области наведения беспилотных планирующих летательных аппаратов (БПЛА) и может быть использовано при создании и эксплуатации таких летательных аппаратов.

Наиболее близким к данному изобретению является описанный способ управления движением БПЛА, базирующийся на следующих основных положениях:

1. БПЛА движется в высоких слоях атмосферы с большой начальной скоростью, обладает существенным аэродинамическим качеством и возможностью автономного управления величиной и направлением аэродинамической подъемной силы путем целенаправленного изменения угла аэродинамического крена  $\phi$  и угла атаки  $\alpha$ . На фиг. 1 представлена схема БПЛА с действующими на нее аэродинамическими силами: подъемной силой  $\vec{Y}$  и силой лобового сопротивления  $\vec{Q}$ , а также показана схема введения угла аэродинамического крена  $\phi$  и угла атаки  $\alpha$  с использованием связанной с БПЛА -  $Sx_1y_1z_1$ , скоростной -  $Sx_vy_vz_v$  и полускоростной -  $Sx_{nc}y_{nc}z_{nc}$  систем координат.

2. Управление БПЛА заключается в последовательном наведении на каждую из совокупности опорных точек траектории  $M_j$  ( $j=1, \dots, N$ ), заданной геодезическими координатами  $B_j, L_j, H_j$ , и направлений их пролета, заданных углами азимута  $A_j$  и наклона к местным горизонтам  $\theta_j$ .

3. Наведение БПЛА осуществляется с использованием терминального метода наведения «по требуемому ускорению» [1], который включает решение краевой задачи наведения с целью определения требуемого ускорения, обеспечивающего перевод БПЛА из текущего положения в требуемое конечное, задаваемое в каждой очередной опорной точке траектории. Требуемое ускорение как функция времени движения на оставшейся части пути к опорной точке определяется для управления движением БПЛА в поперечном направлении и реализуется путем придания БПЛА соответствующих значений угла аэродинамического крена  $\phi^{mp}(t)$  и угла атаки  $\alpha^{mp}(t)$ . Движение в продольном направлении осуществляется по инерции. Определение и реализация величин углов  $\phi^{mp}(t)$  и  $\alpha^{mp}(t)$  осуществляются в каждом цикле наведения  $T_{цик}$ , измеряемом долями секунды, в течение всего времени движения БПЛА к очередной точке наведения.

Краевая задача наведения предполагает выбор целевой системы координат, в которой задаются уравнения движения БПЛА и краевые условия. В прототипе в качестве целевой выбрана прямоугольная система координат  $M_jxyz$  с началом в опорной точке  $M_j$ , осью  $M_jx$ , ориентированной азимутом  $A_j$  и углом наклона траектории  $\theta_j$ , осью  $M_jz$  в плоскости местного горизонта и осью  $M_jy$ , дополняющей систему координат до правой (фиг. 2).

Предполагается, что текущие параметры движения БПЛА -  $r(t), V(t)$  - в реальном полете определяются бортовой навигационной системой, а при компьютерном моделировании полета БПЛА - из интегрирования системы дифференциальных уравнений, описывающей движение БПЛА. Пусть, например, известны значения текущих параметров движения

БПЛА  $r(t) = [\xi \quad \eta \quad \zeta]^T$  и  $V(t) = [V_\xi \quad V_\eta \quad V_\zeta]^T$  в гринвичской геоцентрической относительной системе координат  $O\xi\eta\zeta$ . Из полетного задания известны геодезические координаты опорных точек  $M_j$ , преобразуемые в систему координат

$$O\xi\eta\zeta: \xi_j = (R_3 + H_j) \cdot \sin B_j, \quad \eta_j = (R_3 + H_j) \cdot \cos L_j \cdot \cos B_j, \\ \zeta_j = (R_3 + H_j) \cdot \sin L_j \cdot \cos B_j.$$

Система уравнений движения БПЛА в целевой системе координат  $M_jxyz$  при

допущении о безынерционном выполнении задаваемых управляющих команд в векторной форме имеет вид:

$$\begin{cases} \dot{\vec{V}} = \dot{\vec{W}}^{ynp}(\alpha^{mp}, \varphi^{mp}, \tau) + \dot{\vec{W}}^{comp}(\alpha^{mp}, \varphi^{mp}, \tau) + \vec{g}(r), \\ \Delta \dot{\vec{r}} = \vec{V} \end{cases}, \quad (1)$$

где кажущееся ускорение БПЛА от суммарной аэродинамической силы разделено на «полезную» часть  $\dot{\vec{W}}^{ynp}(\alpha^{mp}, \varphi^{mp}, \tau)$  - требуемое управляющее ускорение и «вредную» часть  $\dot{\vec{W}}^{comp}(\alpha^{mp}, \varphi^{mp}, \tau)$  - ускорение от силы сопротивления движению БПЛА;  $\vec{g}(r)$  - ускорение от силы притяжения Земли в точке  $M_j$ .

4. Краевые условия задачи наведения в системе координат  $M_jxyz$  задаются в следующем виде:

- в текущей точке траектории или на «левом» конце краевой задачи наведения

$$\Delta r(t) = [x, y, z]^T; V(t) = [V_x, V_y, V_z]^T; \quad (2)$$

$$\text{где } \Delta r(t) = r(t) - r_j = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = M_{x \leftarrow x_N} \cdot M_{x_N \leftarrow \xi} \cdot \begin{bmatrix} \xi - \xi_j \\ \eta - \eta_j \\ \zeta - \zeta_j \end{bmatrix},$$

$$V(t) = \begin{bmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{bmatrix} = M_{x \leftarrow x_N} \cdot M_{x_N \leftarrow \xi} \cdot \begin{bmatrix} V_\xi \\ V_\eta \\ V_\zeta \end{bmatrix},$$

а матрицы направляющих косинусов -  $M_{x_N \leftarrow \xi}$  и  $M_{x \leftarrow x_N}$ , связывающие относительную геоцентрическую гринвичскую систему координат  $O\xi\eta\zeta$  с целевой  $M_jxyz$ , легко определяются, поскольку известны углы  $B_j, A_j$  и  $\theta_j$ .

Краевые условия в конечной точке траектории или на «правом» конце краевой задачи наведения имеют вид:

$$\Delta r(t_k) = [0, 0, 0]^T; V(t_k) = [V_{x_k} - \text{любой}, 0, 0]^T. \quad (3)$$

Время движения БПЛА на оставшейся части пути к точке наведения  $T$  прогнозируется в каждом цикле наведения  $T_{цн}$  с использованием гипотезы о равномерном прямолинейном движении БПЛА на оставшейся части пути:

$$T = t_k - t = \frac{|\Delta \vec{r}|}{|\vec{V}_{\Delta \vec{r}}|} = \frac{|\Delta \vec{r}|^2}{|\vec{V}(t) \cdot \Delta \vec{r}(t)|}. \quad (4)$$

В краевой задаче требуется на временном интервале  $[t, t_k] = [0 \leq \tau \leq T]$  определить вектор - функцию  $\dot{\vec{W}}^{ynp}(t, \tau)$ , удовлетворяющую краевым условиям (2) и ограничению на величину угла атаки, заданную соотношением:

$$|\alpha(t, \tau)| \leq \alpha_{дон}. \quad (5)$$

Решение краевой задачи в аналитическом виде в прототипе получено при

представлении требуемого ускорения в форме простой интегрируемой функции - временного полинома первого порядка:

$$\dot{W}^{ymp}(t, \tau) = \vec{A}(t, \tau) + \vec{B}(t, \tau) \cdot \tau. \quad (6)$$

5 При допущениях, что поле притяжения Земли на участке сближения БПЛА с точкой наведения принимается однородным, а ускорение силы притяжения - равным ускорению в точке  $M_j$ - $g(r)$ , и неучете вращения Земли, система уравнений (1) декомпозируется на три независимых подсистемы, из которых «полезные» компоненты ускорения определяются в виде проекций вектор-функции (6) на оси  $M_j y$  и  $M_j z$  целевой системы координат  $M_j x y z$ :

оптимальному по затратам энергии (или - для планирующего ЛА - по потерям скорости движения) управлению ЛА при наведении его на цель. Представим их в виде:

$$\dot{W}_y^{mp} = A^{(y)} + B^{(y)} \cdot \tau,$$

15

$$\dot{W}_z^{mp} = A^{(z)} + B^{(z)} \cdot \tau,$$

где значения коэффициентов  $A^{(y)}, B^{(y)}, A^{(z)}, B^{(z)}$  на любой момент времени из интервала  $[0 \leq \tau \leq T]$  определяются после интегрирования упомянутых подсистем уравнений с краевыми условиями (2) и (3). В результате определяются программы изменения управляющих ускорений в виде:

20

$$\dot{W}_y^{ymp} = -\frac{2 \cdot V_y}{T} \cdot \left(1 - 3 \frac{\tau}{T}\right) - \frac{6 \cdot y}{T^2} \cdot \left(1 - 2 \frac{\tau}{T}\right) + g_j \cdot \cos \theta_j; \quad (7)$$

25

$$\dot{W}_z^{ymp} = -\frac{2 \cdot V_z}{T} \cdot \left(1 - 3 \frac{\tau}{T}\right) - \frac{6 \cdot z}{T^2} \cdot \left(1 - 2 \frac{\tau}{T}\right). \quad (8)$$

Преобразование требуемых ускорений из вида (7), (8) к виду, реализуемому органами управления БПЛА, осуществляется следующим образом. Сначала требуемые ускорения преобразуются в полускоростную систему координат:

30

$$\begin{bmatrix} \dot{W}_{xnc}^{ymp} \\ \dot{W}_{ync}^{ymp} \\ \dot{W}_{znc}^{ymp} \end{bmatrix} = M_{xnc \leftarrow x} \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{W}_y^{ymp} \\ \dot{W}_z^{ymp} \end{bmatrix}, \quad (9)$$

35

где матрица  $M_{xnc \leftarrow x}$ , связывающая целевую систему координат с полускоростной, имеет вид:

40

$$M_{xnc \leftarrow x} = \begin{bmatrix} \frac{V_x}{V} & \frac{V_y}{V} & \frac{V_z}{V} \\ -\frac{V_x \cdot V_y}{V \cdot \sqrt{V_x^2 + V_z^2}} & \frac{\sqrt{V_x^2 + V_z^2}}{V} & -\frac{V_z \cdot V_y}{V \cdot \sqrt{V_x^2 + V_z^2}} \\ -\frac{V_z}{\sqrt{V_x^2 + V_z^2}} & 0 & \frac{V_x}{\sqrt{V_x^2 + V_z^2}} \end{bmatrix}, \quad (10)$$

45

а требуемое значение угла аэродинамического крена  $\varphi^{mp}(t, \tau)$  на момент  $\tau$ , в качестве

которого задается момент из очередного цикла наведения  $T_{цн}$ , например  $\tau = \frac{T_{цн}}{2}$ ,  
 рассчитывается по формуле:

$$\varphi^{mp}(t, \tau) = \arctg \frac{\dot{W}_{z_{nc}}^{mp}}{\dot{W}_{y_{nc}}^{mp}}. \quad (11)$$

Требуемое значение угла атаки определяется после определения проекций требуемого ускорения в скоростной системе координат:

$$\begin{bmatrix} \dot{W}_{x_v}^{mp} \\ \dot{W}_{y_v}^{mp} \\ \dot{W}_{z_v}^{mp} \end{bmatrix} = M_{x_v \leftarrow x_{nc}} \cdot \begin{bmatrix} \dot{W}_{x_{nc}}^{mp} \\ \dot{W}_{y_{nc}}^{mp} \\ \dot{W}_{z_{nc}}^{mp} \end{bmatrix}, \quad (12)$$

где матрица, связывающая полускоростную систему координат со скоростной системой координат, имеет вид:

$$M_{x_v \leftarrow x_{nc}} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varphi^{mp} & \sin \varphi^{mp} \\ 0 & -\sin \varphi^{mp} & \cos \varphi^{mp} \end{bmatrix}.$$

Однако сначала из выражения

$$\dot{W}_{y_v}^{mp} = \frac{\rho \cdot V^2}{2 \cdot m} S_m \cdot C_{y_v}^{mp}, \quad (13)$$

в котором левая часть определена по формуле (12), а в правой части известны значения массы  $m$  и характерной площади крыла  $S_m$  БПЛА, значения скорости  $V$ , высоты полета  $H$  и соответствующей плотности атмосферы  $\rho$ , определяется требуемое значение коэффициента подъемной силы  $C_{y_v}^{mp}$ .

Требуемое значение угла атаки  $\alpha^{mp}$  определяется с помощью таблиц, представляющих зависимость аэродинамических коэффициентов от высоты  $H$ , числа Маха  $M$  и угла атаки  $\alpha$ . По известным значениям  $C_{y_v}^{mp}$ ,  $H$ ,  $M$  методом итераций определяется требуемое значение угла атаки  $\alpha^{mp}$ . По другой таблице определяется соответственно значение аэродинамического коэффициента силы лобового сопротивления  $C_x(H, M, \alpha^{mp})$ ,  $C_{y_v}^{mp}$ , используемого при математическом моделировании движения БПЛА.

Недостатком ближайшего аналога является его непригодность для управления БПЛА на больших - порядка нескольких тысяч километров - расстояниях от точки наведения. Причиной этому является зависимость величин параметров  $y, z, V_y, V_z$ , служащих краевыми условиями в краевой задаче наведения, от положения летательного аппарата в целевой системе координат. На больших удалениях от начала системы координат (фиг. 3) из-за кривизны траектории БПЛА параметры  $y, z, V_y, V_z$  принимают очень большие значения и, как следствие (см. формулы (7), (8)), становятся большими значениями требуемых ускорений  $\dot{W}_y^{mp}, \dot{W}_z^{mp}$  и соответственно значение требуемого угла атаки  $\alpha^{mp}$ .

В результате условие (5) не выполняется и управление движением БПЛА



осуществляется на большей части маршрута при значениях  $|\alpha(t, \tau)| = \alpha_{дон}$ . А это приводит к существенным потерям скорости движения из-за сопротивления атмосферы.

Задачей предлагаемого изобретения является устранение указанного недостатка в бортовом алгоритме наведения БПЛА.

Технический результат достигается тем, что в каждом цикле наведения на каждую опорную точку траектории решают краевую задачу наведения, полученные компоненты требуемого ускорения преобразуют в полускоростную и в скоростную системы координат и с их помощью определяют требуемые значения угла аэродинамического крена и угла атаки, краевую задачу наведения решают в сопровождающей системе координат с началом на текущем радиус-векторе центра масс БПЛА на высоте, равной высоте очередной опорной точки траектории.

За счет применения в качестве целевой системы координат в краевой задаче наведения сопровождающей системы координат, в которой краевые условия на левом конце определяются и всегда остаются малыми, требуемые значения ускорения и угла атаки во все время наведения на опорные точки траектории остаются малыми и малыми оказываются потери скорости БПЛА из-за сопротивления атмосферы.

Сущность изобретения поясняется приведенным ниже описанием, фиг. 1-3 и подтверждается примером моделирования траектории БЛА при реализации ближайшего способа и предложенного способа управления в таблицах 1, 2.

Суть предлагаемого способа управления БПЛА та же, что и в ближайшем аналоге, только в качестве целевой системы координат, в которой задаются краевые условия и решается краевая задача, выбирается так называемая сопровождающая системы координат  $S_c x_c y_c z_c$  (фиг. 3) с началом на радиус-векторе центра масс БПЛА в точке  $S_c$ , высота которой постоянна и равна высоте очередной точки наведения:

$$H_c = H_j = \text{const.} \quad (14)$$

Ось  $S_c y_c$  системы  $S_c x_c y_c z_c$  направлена вдоль радиус-вектора  $\vec{r}$  от центра масс БПЛА - точки  $S$ ; ось  $S_c z_c$  - по нормали к плоскости  $\Pi_c$ , образуемой двумя радиус-векторами  $\vec{r}$  и  $\vec{r}_j$ , исходящими из центра Земли. Ось  $S_c x_c$  дополняет целевую систему координат до правой.

Модель движения БПЛА в краевой задаче наведения на точку  $M_j$  в системе координат  $S_c x_c y_c z_c$  по форме не отличается от модели (1), но теперь уравнения движения интегрируются при других краевых условиях:

$$\text{на левом конце - } \Delta r(t) = [0, y_c, 0]^T; V(t) = [V_{x_c}, V_{y_c}, V_{z_c}]^T; \quad (15)$$

$$\text{на правом конце - } \Delta r(t_k) = [0, 0, 0]^T; V(t_k) = [V_{x_c} - \text{любой}, 0, 0]^T. \quad (16)$$

На фиг. 3 показано различие величин краевых условий в краевых задачах наведения в одной и той же текущей точке траектории БПЛА в двух описываемых способах управления движением БПЛА.

Координата  $y_c$  определяется бортовой навигационной системой в виде

$$y_c = H_S - H_{S_c} = H(t) - H_j, \quad H(t) = \sqrt{\xi^2 + \eta^2 + \zeta^2} - R_j, \quad \text{а координата } z_c = 0.$$

Проекция вектора скорости на оси системы координат  $S_c x_c y_c z_c$  определяются по формуле:

$$\begin{bmatrix} V_{x_c} \\ V_{y_c} \\ V_{z_c} \end{bmatrix} = M_{x_c \leftarrow \xi} \cdot \begin{bmatrix} V_\xi \\ V_\eta \\ V_\zeta \end{bmatrix}, \quad (17)$$

где матрица направляющих косинусов, связывающая относительно геоцентрическую гринвичскую систему координат с текущей сопровождающей системой координат, определяется в каждом цикле наведения в виде:

$$M_{x_c \leftarrow \xi} = \begin{bmatrix} \gamma_{11} & \gamma_{12} & \gamma_{13} \\ \gamma_{21} & \gamma_{22} & \gamma_{23} \\ \gamma_{31} & \gamma_{32} & \gamma_{33} \end{bmatrix}, \quad (18)$$

$$\begin{cases} [\gamma_{21} & \gamma_{22} & \gamma_{23}]^T = \bar{y}_c^0 = \frac{\bar{r}}{t}; \\ [\gamma_{31} & \gamma_{32} & \gamma_{33}]^T = \bar{z}_c^0 = \frac{\bar{r}_j \times \bar{r}}{|\bar{r}_j \times \bar{r}|} = \frac{\bar{r}_j \times \bar{r}}{r_j \cdot r \cdot \sin \Phi_j}; \\ [\gamma_{11} & \gamma_{12} & \gamma_{13}]^T = \bar{x}_c^0 = \bar{z}_c^0 \times \bar{y}_c^0, \end{cases} \quad (19)$$

где  $\Phi_j = \arccos \frac{(\bar{r}_j \cdot \bar{r})}{r \cdot r}$ , и входящие в выражения (19) векторы и их модули известны

из полетного задания и навигационных измерений.

Необходимо отметить, что при сближении БПЛА с каждой опорной точкой значение центрального угла  $\Phi_j$  между векторами  $\bar{r}$  и  $\bar{r}_j$  стремится к нулю и, как следствие, система координат  $S_{c x_c y_c z_c}$  (см. формулы (19)) вырождается. Аналогично вырождаются и величины  $\dot{W}_y^{mp}, \dot{W}_z^{mp}$  (смотри формулы (7), (8)) при  $T \rightarrow 0$ . Выходом из этих ситуаций служит «замораживание» расчета направления орта  $\bar{z}_c^0$  при достижении в процессе наведения выполнения условия  $\Phi_j \leq \Phi_{\min}$  - минимально допустимого значения угла, а во втором случае - при достижении условия  $T \leq T_{\text{цн}}$  - продолжительности цикла наведения.

Значения проекций требуемого ускорения на оси целевой системы координат  $S_{c x_c y_c z_c}$  теперь имеют вид:

$$\dot{W}_{y_c}^{ymp} = -\frac{2 \cdot V_{y_c}}{T} \cdot \left(1 - 3 \frac{T_{\text{цн}}}{T}\right) - \frac{6 \cdot y_c}{T^2} \cdot \left(1 - 2 \frac{T_{\text{цн}}}{T}\right) + g_j; \quad (20)$$

$$\dot{W}_{z_c}^{ymp} = -\frac{2 \cdot V_{z_c}}{T} \cdot \left(1 - 3 \frac{T_{\text{цн}}}{T}\right). \quad (21)$$

Далее алгоритм определения требуемых значений управляющих параметров - угла аэродинамического крена  $\varphi^{mp}(t)$  и угла атаки  $\alpha^{mp}(t)$  - не отличается от алгоритма описанного выше способа-прототипа. По формулам вида (9), (10), (11), в которых в качестве проекций вектора скорости БПЛА вместо проекций на оси системы координат  $M_j x y z$  используются одноименные проекции скорости на оси сопровождающей системы

координат  $S_c x_c y_c z_c$ , определяются требуемые значения ускорений в полускоростной системе координат и требуемое значение угла аэродинамического крена  $\varphi^{mp}(t, \tau)$ . Далее по формулам, аналогичным формулам (12), (13), рассчитывается проекция требуемого ускорения на ось  $S_{y_v}$  скоростной системы координат и определяется требуемое значение аэродинамического коэффициента подъемной силы  $C_{y_v}^{mp}$ .

Далее с помощью таблиц определяется требуемое значение угла атаки  $\alpha^{mp}(t, \tau)$ .

На фиг. 3 представлена схема, иллюстрирующая различия величин текущих параметров движения БПЛА, используемых при решении краевой задачи наведения в двух описанных выше целевых системах координат в качестве краевых условий. Из приведенной схемы видно, что величины  $u$  и  $V_{y_c}$ , определяемые в системе координат  $M_j x_{juz}$ , при больших расстояниях текущей точки траектории  $S$  от точки  $M_j$  существенно больше (по модулю) величин  $u_c$  и  $V_{y_c}$  из-за влияния кривизны траектории на участке движения БПЛА к точке  $M_j$ . Следовательно, величины проекций требуемого ускорения в сопровождающей системе координат, вычисляемые по формулам (19), (20), окажутся значительно меньше, чем вычисляемые по формулам (7), (8) в целевой системе координат  $M_j x_{juz}$ . Далее цепочки вычислений по двум описанным алгоритмам приводят к существенно различным значениям требуемого угла атаки и, как следствие, к существенно различным величинам силы лобового сопротивления атмосферы. В результате при использовании в краевой задаче сопровождающей системы координат в качестве целевой системы координат уменьшаются потери скорости, увеличивается располагаемая дальность полета БПЛА.

Кроме того, при планировании маршрутов БПЛА большой протяженности количество опорных точек, включаемых в состав данных полетного задания, сводится к минимуму и определяется только конфигурацией маршрута. При этом нет необходимости кроме координат опорных точек задавать требуемые значения азимутов и углов наклона траектории, так как требуемые направления движения БПЛА после пролета опорных точек задаются направлением первой оси сопровождающей системы координат.

В таблице 1, 2 представлены результаты моделирования движения БПЛА при двух описанных выше способах управления на одном и том же участке пути при одних и тех же начальных условиях.

**Результаты моделирования движения БПЛА  
при предложенном способе управления.**

Обозначения:  $D$  – полная сферическая дальность полета,  $V$  – скорость полета БПЛА,  $B$  – геодезическая широта,  $L$  – геодезическая долгота,  $H$  – высота полета,  $\alpha$  – угол атаки,  $\varphi$  – угол аэродинамического крена.

Количество опорных точек = 3							
Дальность = 3217 км, начальная скорость = 4000 м/с							
Широта точки старта = 50,0 град, долгота = 80,0 град, высота = 60,0 км							
Наведение на 1-ю опорную точку: широта = 51,0 град, долгота = 100,0 град, высота = 55,0 км							
t (с)	D (км)	V (м/с)	B (град)	L (град)	H (м)	$\alpha$ (град)	$\varphi$ (град)
50	198,7	3975	50,34	82,72	59997	1,0	5,2
100	396,4	3942	50,61	85,46	59348	4,8	2,3
150	591,5	3872	50,82	88,19	58606	5,4	2,2
200	782,2	3790	50,96	90,89	57854	6,8	3,1
250	969,8	3731	51,02	93,55	57223	6,7	4,3
300	1153,8	3637	51,04	96,16	56697	7,0	3,8
350	1332,4	3525	51,98	98,70	55537	7,0	2,9
376	1423,2	3481	50,98	99,99	55008	6,9	-2,8
Наведение на 2-ю опорную точку: широта = 50,0 град, долгота = 115,0 град, высота = 50,0 км							
t (с)	D (км)	V (м/с)	B (град)	L (град)	H (м)	$\alpha$ (град)	$\varphi$ (град)
400	1505,1	3459	50,91	101,17	54850	5,2	46,6
450	1676,7	3442	50,85	103,6	54101	3,5	2,4
500	1846,9	3384	50,76	106,01	53689	2,9	1,4
550	2013,0	3300	50,62	108,3	52474	6,2	2,2

600	2176,0	3246	50,44	110,63	51208	7,0	3,6
650	2335,4	3140	50,22	112,84	50813	7,0	3,9
701	2492,3	2980	49,97	114,99	50005	7,0	-2,6
Наведение на 3-ю опорную точку: <b>широта = 49,0 град, долгота = 125,0 град, высота = 45 км</b>							
t (с)	D (км)	V (м/с)	B (град)	L (град)	H (м)	$\alpha$ (град)	$\varphi$ (град)
750	2632,2	2915	49,75	116,94	49603	4,6	40,8
800	2775,2	2874	49,59	118,92	48727	3,2	5,0
850	2914,3	2758	49,43	120,85	47828	6,5	1,4
900	3047,1	2659	49,25	122,68	46913	7,0	1,8
950	3176,3	2576	49,04	124,43	45847	7,0	2,8
966	3217,6	2533	48,98	124,99	45004	7,0	-3,2

Таблица 2

Результаты моделирования движения БПЛА при способе управления,  
описанном в аналоге.

Количество опорных точек = 3							
Дальность = 3206 км, начальная скорость = 4000 м/с							
<b>Широта точки старта = 50,0 град, долгота = 80,0 град, высота = 60,0 км</b>							
Наведение на 1-ю опорную точку: <b>широта = 51,0 град, долгота = 100,0 град, высота = 55,0 км</b>							
t (с)	D (км)	V (м/с)	B (град)	L (град)	H (м)	$\alpha$ (град)	$\varphi$ (град)
50	198,8	3978	50,34	82,72	59986	7,0	2,9
100	396,4	3938	50,61	85,46	59172	7,0	3,0
150	591,4	3871	50,81	88,19	58554	7,0	3,1
200	782,5	3791	50,95	90,89	57839	7,0	4,8
250	969,6	3712	51,02	93,55	57254	7,0	7,0
300	1151,9	3591	51,04	96,14	56673	7,0	5,7

	350	1327,8	3466	51,09	98,64	55921	7,0	4,7
	377	1423,5	3416	50,99	99,99	55007	7,0	5,5
5	Наведение на 2-ю опорную точку: <b>широта = 50,0 град, долгота = 115,0 град, высота = 50,0 км</b>							
	t (с)	D (км)	V (м/с)	B (град)	L (град)	H (м)	$\alpha$ (град)	$\varphi$ (град)
10	400	1496,2	3391	50,95	101,06	54848	3,6	20,9
	450	1663,5	3340	50,87	103,44	54161	7,0	17,1
	500	1828,6	3291	50,78	105,78	53466	7,0	7,3
	550	1989,4	3177	50,68	108,05	53841	7,0	3,5
15	600	2145,2	3090	50,53	110,24	52545	7,0	1,1
	650	2296,5	2985	50,35	112,35	51445	7,0	-2,2
	700	2441,4	2828	50,12	114,35	50550	7,0	-7,1
20	717	2488,9	2777	50,02	114,99	50005	7,0	-11,2
	Наведение на 3-ю опорную точку: <b>широта = 49,0 град, долгота = 125,0 град, высота = 45 км</b>							
	t (с)	D (км)	V (м/с)	B (град)	L (град)	H (м)	$\alpha$ (град)	$\varphi$ (град)
25	750	2575,1	2716	49,87	116,23	49767	4,5	40,7
	800	2707,8	2664	49,7	118,06	48979	7,0	26,1
	850	2836,5	2578	49,59	119,87	48070	7,0	6,9
30	900	2959,2	2461	49,49	121,59	47166	7,0	-1,4
	950	3077,5	2375	49,36	123,24	46152	7,0	-12,1
	1000	3191,3	2223	49,16	124,79	45096	7,0	-26,4
35	1007	3206,9	2194	49,05	124,99	45007	7,0	-33,7

Источник информации

1. Горченко Л.Д. Метод терминального наведения по требуемому ускорению аэродинамически управляемых летательных аппаратов. Журнал «Полет», №6, М.: Машиностроение, 1999, с 21-24.

(57) Формула изобретения

Способ управления беспилотным планирующим летательным аппаратом, заключающийся в том, что в каждом цикле наведения на каждую опорную точку траектории решают краевую задачу наведения, полученные компоненты требуемого ускорения преобразуют в полускоростную и в скоростную системы координат и с их помощью определяют требуемые значения угла аэродинамического крена и угла атаки, отличающийся тем, что краевую задачу наведения решают в сопровождающей системе координат с началом на текущем радиус-векторе центра масс беспилотного

планирующего летательного аппарата на высоте, равной высоте очередной опорной точки траектории.

5

10

15

20

25

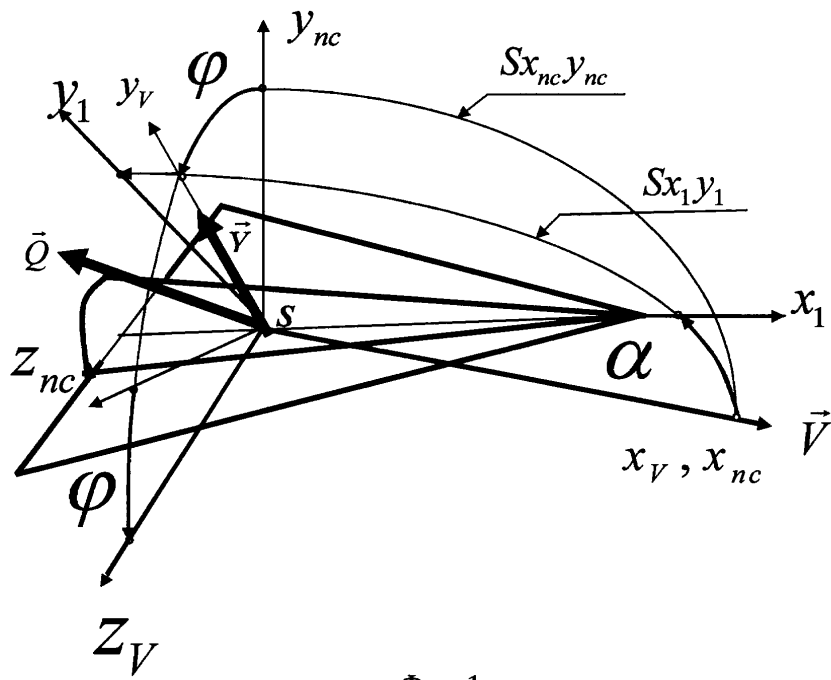
30

35

40

45

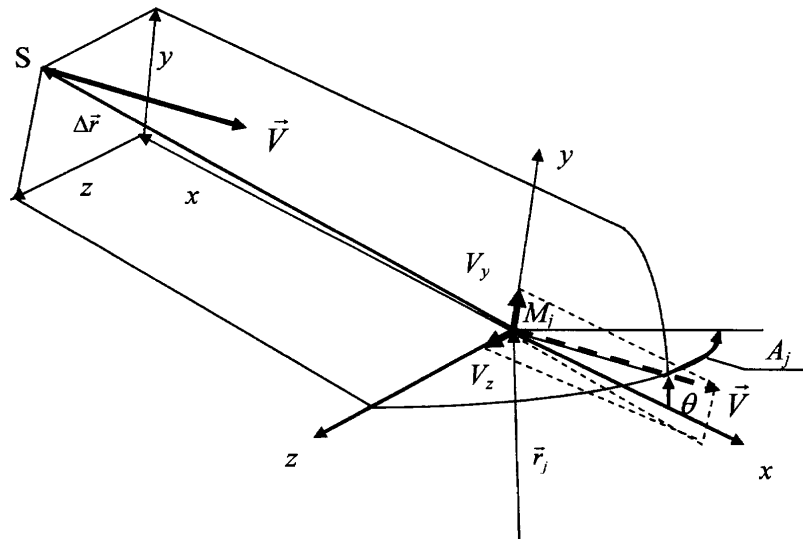
Способ управления беспилотным планирующим летательным аппаратом



Фиг. 1

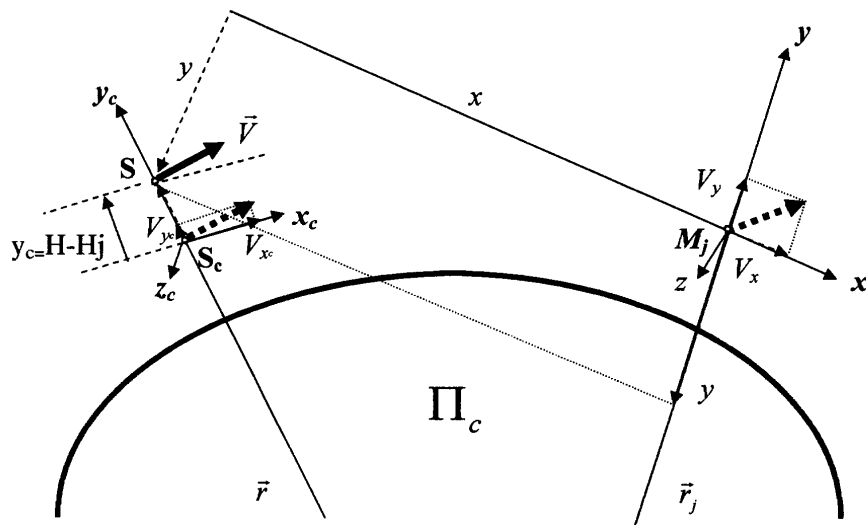


Способ управления беспилотным планирующим летательным аппаратом



Фиг.2

Способ управления беспилотным планирующим летательным аппаратом



Фиг. 3