

ISSN 0002-3388

Номер 5

Сентябрь - Октябрь 2017

ИЗВЕСТИЯ РОССИЙСКОЙ АКАДЕМИИ НАУК

ТЕОРИЯ И СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ



<http://www.naukaran.com>



“НАУКА”

Известия Российской академии наук

ТЕОРИЯ И СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

№ 5 2017 Сентябрь—Октябрь

Основан в январе 1963 г.

Выходит 6 раз в год

ISSN: 0002-3388

*Журнал издается под руководством
Отделения энергетики, машиностроения, механики и процессов управления РАН*

Главный редактор

Е.А. Федосов

Редакционная коллегия:

И.М. Ананьевский, Н.Н. Болотник, В.Н. Вагин,
С.Н. Васильев, Л.В. Вишнякова, Ю.Ф. Голубев, С.Ю. Желтов,
О.Н. Корсун (отв. секретарь), М.Н. Красильщиков,
В.И. Кухтенко (зам. гл. редактора), Г.А. Леонов, Е.А. Микрин,
О.А. Мишулина, Н.М. Новикова, А.В. Пантелеев, С.А. Ремшин,
Г.Г. Себряков, А.Н. Сиротин, В.Н. Сошников, К.И. Сыпало,
Б.Е. Федунов, А.М. Формальский, В.И. Цурков,
Ф.Л. Черноусько (зам. гл. редактора)

Адрес редакции: 125319, ГСП, Москва, ул. Викторенко, 7,
Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем
(ГосНИИАС), тел. (495)771-70-38

Зав. редакцией М.В. Анджиевская

Москва

Издательство “Наука”

СОДЕРЖАНИЕ

Номер 5, 2017

УПРАВЛЕНИЕ В ДЕТЕРМИНИРОВАННЫХ СИСТЕМАХ

Стабилизация программных движений твердого тела с полостью, целиком заполненной вязкой жидкостью

Безгласный С. П.

3

АДАПТИВНОЕ УПРАВЛЕНИЕ

Стабилизация многомерного нелинейного дискретного статического объекта с неопределенностью по обобщенной обратной линейной модели

Житецкий Л. С., [Скурихин В. И.], Соловчук К. Ю.

12

СИСТЕМНЫЙ АНАЛИЗ И ИССЛЕДОВАНИЕ ОПЕРАЦИЙ

Метод сверток в многокритериальных задачах с неопределенностью

Новикова Н. М., Поспелова И. И., Зенюков А. И.

27

Декомпозиционный метод для класса задач транспортного типа с квадратичной целевой функцией

Леонов В. Ю., Тизик А. П., Торчинская Э. В., Цурков В. И.

46

Улучшенные ланганжевы оценки и эвристики для обобщенной задачи о назначениях

Литвинчев И. С., Мата М., Рангель С., Сауседо Х.

53

Оптимизация системы контроля соблюдения техники безопасности на угледобывающем предприятии

Васин А. А., Козырева Е. А., Тюленева А. С.

60

СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖУЩИМИСЯ ОБЪЕКТАМИ

Измерение дальности до воздушного объекта по угломерным данным в однопозиционной пассивной оптико-электронной системе воздушного базирования

Лисицын В. М., Винецкий Ю. Р.

67

Оптимизация траекторий и управления в задаче вывода воздушного судна на заданную линию пути

Володина Ю. О., Голубева А. А., Куланов Н. В.

85

Алгоритм с прогнозированием в задаче предотвращения выкатывания самолета за пределы взлетно-посадочной полосы

Буков В. Н., Быков В. Н.

110

Адаптивное пространственное наведение летательного аппарата в неподвижную точку
с заданным направлением подхода

Улыбышев Ю. П.

122

Об ускоренном построении орбитальной ориентации грузовых и транспортных кораблей
серий "СОЮЗ МС" и "ПРОГРЕСС МС"

Борисенко Н. Ю., Сумароков А. В.

131

СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖУЩИМИСЯ ОБЪЕКТАМИ

УДК 629.7.05

АДАПТИВНОЕ ПРОСТРАНСТВЕННОЕ НАВЕДЕНИЕ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В НЕПОДВИЖНУЮ ТОЧКУ С ЗАДАНЫМ НАПРАВЛЕНИЕМ ПОДХОДА

© 2017 г. Ю.П. Улыбышев

Королев МО, РКК “Энергия” им. С.П. Королева

e-mail: yuri.ulybyshev@rsce.ru

Поступила в редакцию 13.12.16 г. После доработки 05.05.17 г.

Рассматривается задача управления летательным аппаратом по приведению его в неподвижную точку с заданной ориентацией вектора конечной скорости. Метод основан на модификации известного способа пропорциональной навигации, в которой навигационный параметр, связывающий угловые скорости поворота линии визирования и вектора скорости, не является константой, а выбирается по текущим характеристикам траектории. Адаптивность метода обеспечивается периодическим уточнением этого параметра. Для пространственных траекторий используется сочетание двух движений: а) наведение в плоскости, образованной заданным направлением вектора конечной скорости и текущим положением летательного аппарата (в которой обеспечивается заданное конечное направление с использованием модифицированной пропорциональной навигации) и б) управление в ортогональной плоскости на основе классической пропорциональной навигации при постоянном навигационном параметре с целью уменьшения поворота плоскости наведения. Метод не требует прогнозирования траектории на борту летательного аппарата, а формирует управление по текущей навигационной информации. Приводятся примеры различных типов пространственных траекторий полета планирующего летательного аппарата с высоким аэродинамическим качеством.

DOI: 10.7868/S0002338817050109

Введение. Известные методы управления летательными аппаратами (ЛА) с приведением в заданную точку с определенной ориентацией вектора конечной скорости [1–8] базируются в основном на построении попадающих траекторий, в том числе оптимальных, в виде комбинаций дуг окружностей и прямых линий или некоторых опорных кривых, аппроксимируемых сплайнами и т.п.

Пропорциональная навигация является хорошо известным и детально исследованным методом наведения, используемым преимущественно для задач перехвата воздушных целей и/или сближения в космосе [9–11]. В основе метода лежит линейное условие связи угловой скорости поворота вектора скорости с угловой скоростью линии визирования в плоскости. В качестве коэффициента пропорциональности выступает параметр пропорционального наведения, который для различных систем определяется из предполетного моделирования и в процессе полета, как правило, является постоянным. Метод пропорциональной навигации естественно остается работоспособным и в более упрощенном варианте – при наведении в неподвижную точку. Для ЛА с относительно высоким аэродинамическим качеством может использоваться разработанный автором метод пропорциональной навигации [12], в котором параметр пропорционального наведения, связывающий угловые скорости линии визирования и поворота вектора скорости, выступает в качестве управления. В этом случае он может рассматриваться как некоторая переменная величина, которая должна определяться из краевых условий по требуемому направлению вектора конечной скорости и текущего положения ЛА. Для пространственных траекторий наведение осуществляется раздельно в горизонтальной и вертикальной плоскостях. Метод обладает адаптивными свойствами и не требует прогнозирования траектории на борту ЛА. Сходный алгоритм для наведения гиперзвуковых ЛА с заданным направлением подхода к неподвижной цели представлен в [13].

Пространственное наведение в неподвижную точку с использованием пропорциональной навигации, не связанное с разделением движений в горизонтальной и вертикальной плоскостях и без ограничений по направлению подхода, предложено автором в [14]. Там же был представлен детальный качественный анализ пропорциональной навигации для неподвижной целевой точки, где описаны условия достижения цели и особенности траекторий в части потребных перегрузок при подходе к ней.

Предлагаемое решение является дальнейшим развитием методов [12,14] для пространственного наведения в неподвижную точку с заданным направлением подхода к ней без формирования независимых движений в горизонтальной и вертикальной плоскостях, а с использованием специально построенной поворачивающейся плоскости наведения.

Следует отметить, что подобные методы могут применяться для формирования траекторий других типов автономно движущихся аппаратов (например, кораблей, транспортных средств и т.п.).

1. Постановка задачи. Пространственное движение центра масс планирующего ЛА с аэродинамическим качеством относительно плоской Земли описывается стандартной системой дифференциальных уравнений:

$$\begin{cases} \frac{dx}{dt} = V \cos \Theta \cos \Psi, \\ \frac{dy}{dt} = V \sin \Theta, \\ \frac{dz}{dt} = V \cos \Theta \sin \Psi, \\ \frac{dV}{dt} = -\frac{X}{m} - g \sin \Theta, \\ \frac{d\Theta}{dt} = \frac{Y}{mV} \cos \gamma - \frac{g}{V} \cos \Theta, \\ \frac{d\Psi}{dt} = \frac{Y}{mV \cos \Theta} \sin \gamma, \end{cases} \quad (1.1)$$

где t – время; x, y, z – координаты ЛА (дальность, высота и боковое отклонение); V – модуль скорости; Θ, Ψ – соответственно угол наклона траектории и угол курса; γ – угол крена; g – ускорение свободного падения; X, Y – соответственно сила сопротивления и подъемная сила:

$$X = C_x(M, \alpha) \frac{\rho(y)V^2}{2} S, \quad Y = C_y(M, \alpha) \frac{\rho(y)V^2}{2} S,$$

здесь C_x, C_y – аэродинамические коэффициенты; M – число Маха; α – угол атаки; ρ – плотность атмосферы как функция высоты y ; S – характерная площадь ЛА.

Рассматривается задача приведения ЛА из начального состояния $\mathbf{Y}_0^T = [x_0, y_0, z_0, V_0, \Theta_0, \Psi_0]$ в конечную точку с координатами (x_k, y_k, z_k) и заданным направлением подхода, определяемым вектором конечной скорости \mathbf{V}_k . Единичный вектор этого направления $\mathbf{e}_{V_k}^T = [\cos \Theta_k \cos \Psi_k, \sin \Theta_k, \cos \Theta_k \sin \Psi_k]$, где Θ_k и Ψ_k – заданные угловые параметры в конечной точке. Параметрами управления являются углы атаки α и крена γ . На время, дальность перелета и величину конечной скорости ограничения не накладываются.

2. Модифицированная пропорциональная навигация в плоскости. Рассмотрим движение ЛА в горизонтальной плоскости. Используем следующую систему координат (рис. 1): начало координат находится в прицельной точке и ось OX направлена против вектора конечной скорости \mathbf{V}_k .

Кинематические уравнения движения в этой плоскости относительно неподвижной точки, совпадающей с началом координат, имеют вид

$$\dot{r} = V \cos(\Psi - \varphi), \quad (2.1)$$

$$\dot{\varphi} = \frac{V}{r} \sin(\Psi - \varphi), \quad (2.2)$$

где r – расстояние от цели до ЛА; V – скорость; Ψ – угол курса; φ – угол наклона линии визирования. Положительное направление углов Ψ и φ – против часовой стрелки.

Уравнение связи для пропорциональной навигации [9–11] запишем следующим образом:

$$\dot{\Psi} = \lambda \dot{\varphi}, \quad (2.3)$$

где λ – параметр пропорционального наведения.

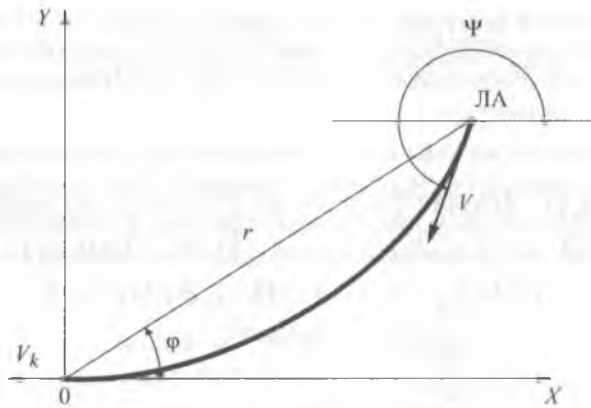


Рис. 1. Параметры движения относительно целевой точки

Из результатов качественного анализа уравнений пропорционального наведения (2.1)–(2.3) [14] следует:

- 1) цель достижима при $\lambda > 1$;
- 2) для $\lambda > 2$ при подлете к целевой точке боковая перегрузка и Ψ_k стремятся к нулю;
- 3) для $2 \geq \lambda > 1$ перегрузка является ненулевой и ограниченной;
- 4) при $\lambda < 1$ траектория приближается к цели на некоторое минимальное расстояние.

Эти выводы справедливы при произвольном законе изменения скорости ЛА.

Считаем, что известны начальные значения траекторных параметров. Предположим, что ЛА идеально обеспечивает движение по траектории пропорционального наведения в соответствии с уравнением (2.3). Допустим, что навигационный параметр λ есть некоторая постоянная, подлежащая определению. Проинтегрируем это соотношение:

$$\Psi_k - \Psi_0 = \lambda(\varphi_k - \varphi_0),$$

которое для принятой системы координат будет иметь вид ($\Psi_k \equiv \pm \pi$, $\varphi_k \equiv 0$)

$$\pm \pi - \Psi_0 = -\lambda\varphi_0.$$

Отсюда можно получить требуемое значение λ :

$$\lambda = \frac{\pi \operatorname{sign} \varphi_0 + \Psi_0}{\varphi_0}. \quad (2.4)$$

Поскольку при идеальном пропорциональном наведении траектория не пересекает линию визирования, то вектор начальной скорости должен располагаться в соответствующей полуплоскости (векторы \mathbf{V}_k и \mathbf{V}_0 должны располагаться в разных полуплоскостях относительно линии визирования).

Очевидно, что реальная траектория ЛА вследствие погрешностей управления, возмущений и ограничений будет отличаться от идеальной траектории пропорционального наведения. Поэтому управление можно организовать периодическим уточнением навигационного параметра λ (2.4), который будет некоторой постоянно меняющейся величиной, что обеспечивает адаптивные свойства метода управления. Если, по крайней мере, на заключительной фазе полета $\lambda > 1$ и траекторные параметры не имеют предельно допустимых значений, то аппарат может быть приведен в целевую точку.

3. Алгоритм пространственного наведения. Рассмотрим движение ЛА в трехмерном пространстве (рис. 2). Без потери общности положим, что начало координат лежит на проекции прицельной точки на поверхности Земли. Определим плоскость наведения как образованную требуемым направлением вектора конечной скорости \mathbf{V}_k и точкой текущего положения ЛА. Единичный вектор, ортогональный этой плоскости,

$$\mathbf{e} = \frac{\mathbf{r} \times \mathbf{V}_k}{|\mathbf{r} \times \mathbf{V}_k|}, \quad (3.1)$$

где $\mathbf{r}^T = [x, y - h_k, z]$ – текущий радиус-вектор ЛА, h_k – высота прицельной точки;

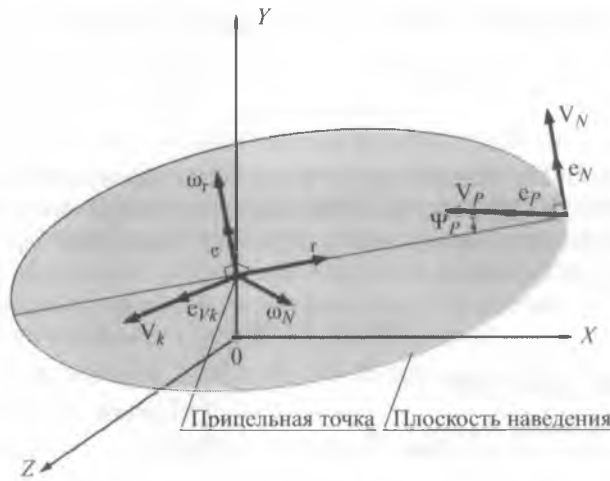


Рис. 2. Геометрия плоскости наведения

угол линии визирования в этой плоскости

$$\varphi_P = \arccos(\mathbf{e}_r^T \mathbf{e}_{V_k}) - \pi \tag{3.2}$$

где $\mathbf{e}_r, \mathbf{e}_{V_k}$ – единичные векторы для радиус-вектора \mathbf{r} и вектора конечной скорости \mathbf{V}_k .

По отношению к плоскости наведения текущий вектор скорости ЛА \mathbf{V} можно представить в виде двух компонент – ортогональной ей

$$V_N = \mathbf{e}^T \mathbf{V} \tag{3.3}$$

и лежащей в ней

$$\mathbf{V}_P = \mathbf{V} - V_N \mathbf{e}. \tag{3.4}$$

Далее рассмотрим пространственное движение ЛА относительно прицельной точки как сочетание двух видов движения в текущей плоскости наведения и ортогонально ей. Предположим, что движение в плоскости наведения реализуется с использованием модифицированной пропорциональной навигации, описанной в предыдущем разделе с учетом требуемого направления конечной скорости. Очевидно, что если конечное движение ЛА при подходе к цели происходит только в плоскости наведения (т.е. компонента V_N пренебрежимо мала) и выполняется условие $\lambda_P > 1$, то будут обеспечены требуемые конечные условия.

Угловое положение проекции вектора скорости на плоскость наведения и параметр наведения

$$\Psi_P = \arccos(\mathbf{e}_r^T \mathbf{e}_P) + \pi, \tag{3.5}$$

$$\lambda_P = |\pi - \Psi_P| / \varphi_P, \tag{3.6}$$

где \mathbf{e}_P – единичный вектор проекции \mathbf{V}_P . Тогда потребное значение угловой скорости поворота вектора \mathbf{V}_P можно представить как

$$\omega_P = -\lambda_P V_P \sin(\Psi_P - \varphi_P) / r, \tag{3.7}$$

для которого должно выполняться соотношение

$$g_{teta} \dot{\Theta} + g_{psi} \dot{\Psi} = \omega_P, \tag{3.8}$$

где

$$\begin{aligned} g_{teta} &= \mathbf{e}_N^T \mathbf{e}_{teta}, \\ g_{psi} &= \mathbf{e}_N^T \mathbf{e}_{psi}, \\ \mathbf{e}_{teta} &= \mathbf{e}_N \times \mathbf{e}_{psi}, \\ \mathbf{e}_{psi}^T &= (0, 1, 0). \end{aligned} \tag{3.9}$$

Для устранения поворота плоскости наведения необходимо уменьшение абсолютной величины угловой скорости

$$\omega_{VN} = \frac{V_N}{r}. \quad (3.10)$$

В этом случае можно использовать классическую пропорциональную навигацию в плоскости, ортогональной плоскости наведения. В соответствии с результатами упоминавшегося качественного анализа [14] для обнуления ω_{VN} необходимо использовать параметр наведения $\lambda_N > 2$. Потребная угловая скорость составит

$$\omega_N = \lambda_N \omega_{VN}, \quad (3.11)$$

и можно получить следующее уравнение:

$$d_{\text{teta}} \dot{\Theta} + d_{\text{psi}} \dot{\Psi} = \omega_N, \quad (3.12)$$

где

$$d_{\text{teta}} = (\mathbf{e}_N \times \mathbf{e}_P)^T \mathbf{e}_{\text{teta}},$$

$$d_{\text{psi}} = (\mathbf{e}_N \times \mathbf{e}_P)^T \mathbf{e}_{\text{psi}}.$$

В итоге запишем систему линейных алгебраических уравнений второго порядка:

$$\begin{vmatrix} g_{\text{teta}} & g_{\text{psi}} \\ d_{\text{teta}} & d_{\text{psi}} \end{vmatrix} \begin{vmatrix} \dot{\Theta} \\ \dot{\Psi} \end{vmatrix} = \mathbf{A} \begin{vmatrix} \dot{\Theta} \\ \dot{\Psi} \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} \omega_P \\ \omega_N \end{vmatrix}. \quad (3.13)$$

Откуда имеем требуемые значения угловых скоростей поворота вектора скорости в горизонтальной и вертикальной плоскостях:

$$\begin{vmatrix} \dot{\Theta} \\ \dot{\Psi} \end{vmatrix} = \mathbf{A}^{-1} \begin{vmatrix} \omega_P \\ \omega_N \end{vmatrix}. \quad (3.14)$$

Эти величины однозначно связаны с требуемыми значениями угла крена и аэродинамических характеристик, которые могут быть получены из уравнений движения (1.1):

$$\gamma = \arctg \left(\frac{\dot{\Psi} \cos \Theta}{\dot{\Theta} + (g/V) \cos \Theta} \right), \quad (3.15)$$

$$C_y = \frac{2m}{\rho V S} \sqrt{(\dot{\Psi} \cos \Theta)^2 + \left(\dot{\Theta} + \frac{g}{V} \cos \Theta \right)^2}. \quad (3.16)$$

Предполагается, что по требуемому значению C_y при известных аэродинамических характеристиках и параметрах траектории (M, y) может быть определен соответствующий угол атаки α . Если необходимые значения управления (α, γ) выходят за допустимые, то принимаются значения на соответствующей границе.

4. Моделирование траекторий наведения. 4.1. Исходные данные. Рассматривались пространственные траектории планирующего ЛА с высоким аэродинамическим качеством ($C_y / C_x \sim 3$), имеющие характеристики, подобные аппарату типа “HL-20” [15].

Моделирование траекторий выполнялось численным интегрированием уравнений движения (1.1) до достижения конечной высоты h_k . Предполагалось, что известны текущие навигационные характеристики траектории. На каждом шаге интегрирования рассчитывались параметры управления (α, γ) по соотношениям (3.1) – (3.16).

Использовался следующий начальный вектор состояния ЛА:

$$\mathbf{Y}_0^T = [x_0, 10 \text{ км}, z_0, 300 \text{ м/с}, -15^\circ, 30^\circ],$$

где начальные координаты в горизонтальной плоскости x_0 и z_0 варьировались. Ограничения на параметры управления – по углам атаки $0 \leq \alpha \leq 16^\circ$ и крена $|\gamma| \leq 90^\circ$ (так же как у ЛА “HL-20” [14]).

Конечные условия наведения соответствовали $x_k = z_k \equiv 0$, $h_k = 1$ км, $\Theta_k = -10^\circ$ и $\Psi_k = \pm 180^\circ$. На основе результатов предварительного моделирования параметр наведения в плоскости ортогональной плоскости наведения был принят $\lambda_N = 6$.

Целью моделирования была оценка кинематических и геометрических возможностей разработанного метода наведения, поэтому предполагалась идеальная система управления ЛА, в которой отслеживался кинематический закон наведения с учетом ограничений. При подходе к цели (для расстояний, меньших 0.5 км) управление не уточнялось ($\dot{\Psi} = 0, \dot{\Theta} = 0$).

4.2. Допустимые начальные области. На рис. 3 показаны границы возможных начальных положений ЛА в горизонтальной плоскости (заштрихованы), из которых он может быть приведен в целевую конечную точку. Можно выделить три характерные области.

1. ЛА достигает конечной точки с $\dot{\Theta}_k \rightarrow 0$ и $\dot{\Psi}_k \rightarrow 0$, т.е. по касательной к требуемому конечному направлению, и угол крена близок нулю $|\gamma_k| \rightarrow 0$.

2. ЛА достигает конечной точки с требуемым направлением подхода по Θ_k и Ψ_k , однако при этом $|\dot{\Theta}_k| > 0$ и $|\dot{\Psi}_k| > 0$, т.е. имеется остаточная перегрузка, в общем случае, для горизонтального и/или вертикального каналов и угол крена имеет ненулевое значение $|\gamma_k| > 0$.

3. ЛА достигает прицельной точки, однако прицельные условия по Θ_k и/или Ψ_k не выполняются.

Пунктирными линиями показаны изолинии конечных значений углов крена γ_k и дальностей полета до прицельной точки.

В целом область решений является двухсвязной – первая часть соответствует положительным углам крена и $\Psi_k = +180^\circ$ и вторая с отрицательными углами крена и $\Psi_k = -180^\circ$ с углами поворота в горизонтальной плоскости $\Delta\Psi_1 = \Psi_k - \Psi_0 = 150^\circ$ и $\Delta\Psi_2 = \Psi_k - \Psi_0 = -210^\circ$ соответственно.

4.3. Примеры траекторий. На рис. 3 представлены также примеры горизонтальных проекций различных типов траекторий наведения с номерами (в белых квадратах) и начальными точками, обозначенными маркером “о”. На рис. 4–12 показано изменение основных траекторных параметров упомянутых траекторий наведения: рис. 4 – угол курса Ψ ; рис. 5 – угол наклона траектории Θ ; рис. 6 – потребное значение ω_p ; рис. 7 – потребное значение ω_N (3.11); рис. 8, 9 – значения $\dot{\Psi}, \dot{\Theta}$; рис. 10 – параметр наведения λ_p ; рис. 11, 12 – углы γ и α . В таблице представлены параметры траекторий наведения: начальные координаты в горизонтальной плоскости (x_0, z_0) ; время полета t_k ; конечная скорость V_k ; дальность полета, угол поворота плоскости наведения (угол между векторами e_0 и e_k) и значение компоненты скорости V_{NO} , ортогональной плоскости наведения. Пространственный угол поворота вектора скорости (угол между V_0 и V_k) одинаков для всех траекторий и равен 141.6° .

На всех траекториях реализуется выход на заданные конечные условия. Угол курса Ψ изменялся монотонно (рис. 4, кроме траектории 5). По углу наклона траектории Θ (рис. 5) имелся своего рода переходной колебательный процесс до выхода на конечное значение. Отметим, что поворот плоскости наведения в некоторое установившееся состояние, определяемый ω_N (рис. 7), выполнялся на начальной фазе ($t < 50$ с). Это характерно для всех траекторий. На траекториях 3 и 6 обеспечивается выход на

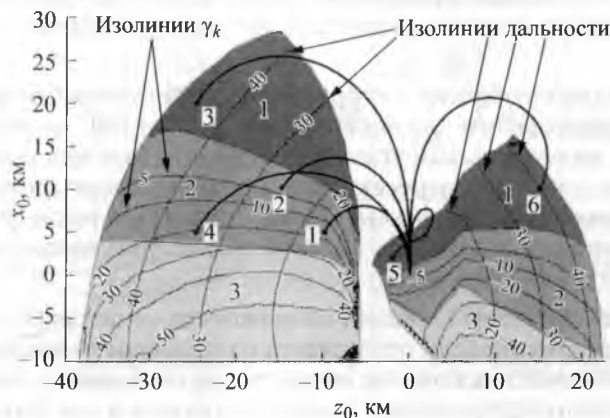


Рис. 3. Области решений в горизонтальной плоскости

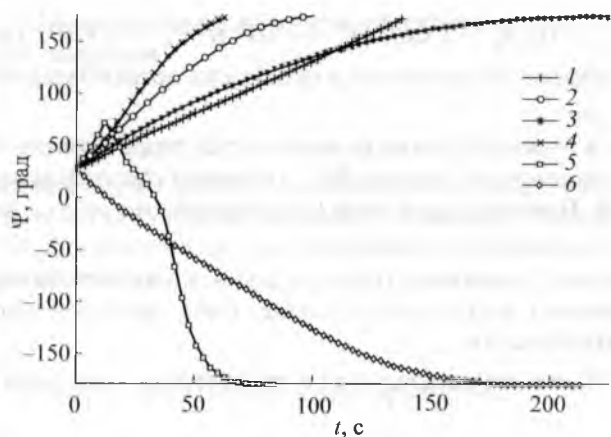


Рис. 4. Изменение угла курса

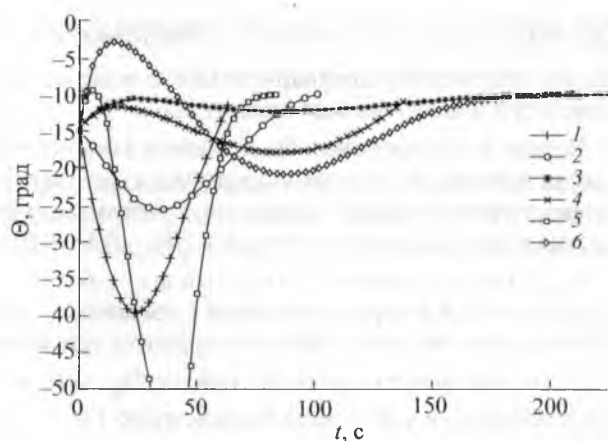
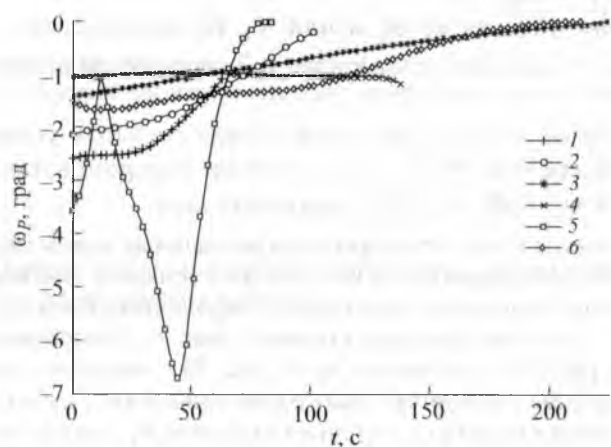
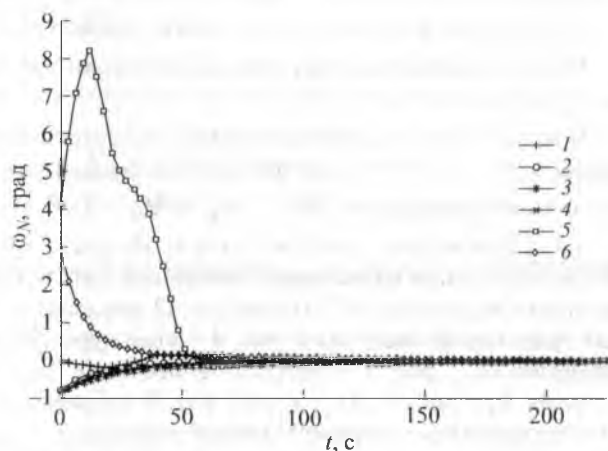


Рис. 5. Изменение угла наклона траектории

Рис. 6. Изменение угловой скорости поворота вектора скорости в плоскости наведения ω_p Рис. 7. Изменение угловой скорости поворота плоскости наведения ω_N

конечное направление по касательной ($\dot{\Psi}_k \rightarrow 0$, $\dot{\Theta}_k \rightarrow 0$, $\dot{\gamma}_k \rightarrow 0$, первая область решений), при этом параметр наведения λ_p (рис. 10) оставался практически постоянным на всей траектории за исключением финальной фазы (длительностью ~ 10 с). Для примеров из второй области решений (траектории 1, 2 и 4) конечный угол крена (рис. 11) и соответственно боковая перегрузка являются ненулевыми. На траектории 6 в районе $t \sim 50$ с происходит кратковременный выход на граничное значение угла атаки α (рис. 12), затем условия наведения восстанавливаются. Времена и дальности полета менялись в широких пределах.

Особый вид представляет петлеобразная в горизонтальной плоскости траектория 5, где наведение начинается с интенсивным разворотом для достижения $\Psi_k = +180^\circ$ в отрицательной полуплоскости по z . Однако этот разворот с максимальным углом крена не успевает завершиться и происходит переход в положительную полуплоскость z (т.е. пересекается горизонтальная проекция требуемого конечного направления). Здесь потребный угол крена меняет знак (рис. 11), и после участка с максимальным креном $\gamma = -90^\circ$ повторно начинается наведение. На этой траектории параметр наведения λ_p (рис. 10) меняется в широком диапазоне от ≈ 2.2 до ≈ 4.5 .

Предложенный метод обладает более гибкими возможностями по сравнению с методом [12], где пространственное управление алгоритмически реализуется раздельным наведением в горизонтальной и вертикальной плоскостях. Это означает включение совместного наведения в некотором узком конусе относительно прицельного конечного направления вектора скорости и для выхода на допустимые условия необходимо проведение специального маневра (например, вираж с постоянным углом крена, планирование по прямой с постоянным углом Θ и т.п.). Изложенный метод не связан с подобными условиями

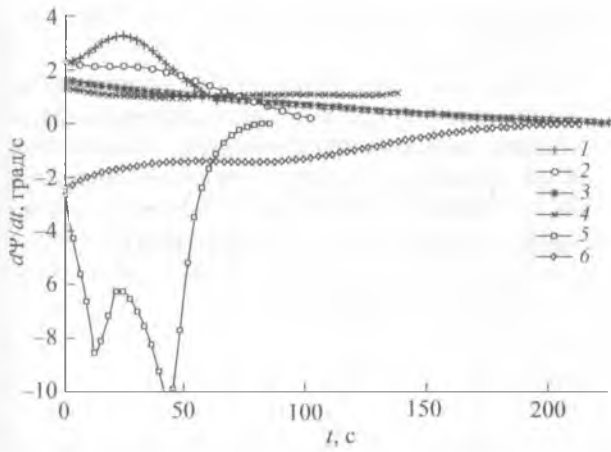


Рис. 8. Изменение угловой скорости поворота вектора скорости в горизонтальной плоскости ψ

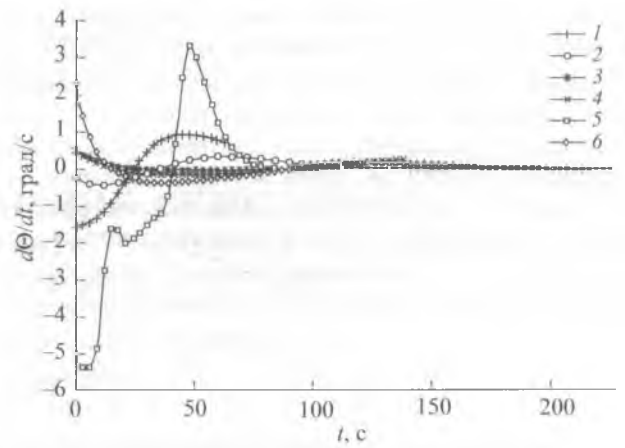


Рис. 9. Изменение угловой скорости поворота вектора скорости в вертикальной плоскости Θ

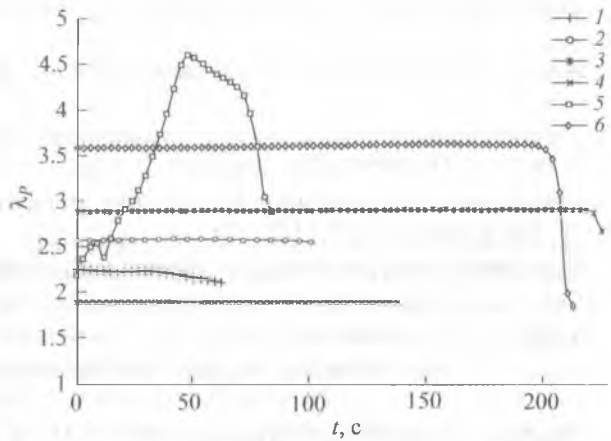


Рис. 10. Изменение параметра наведения λ_p

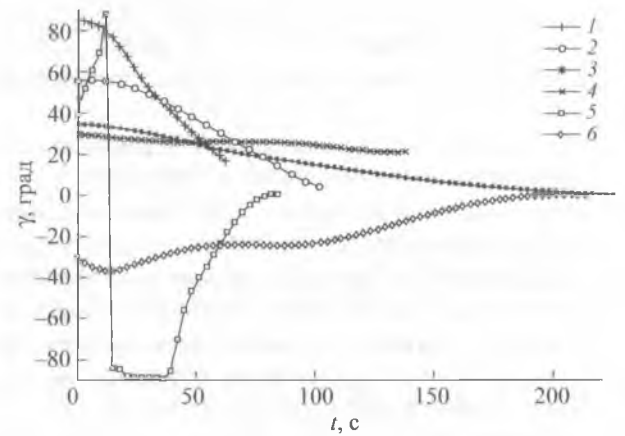


Рис. 11. Изменение угла крена

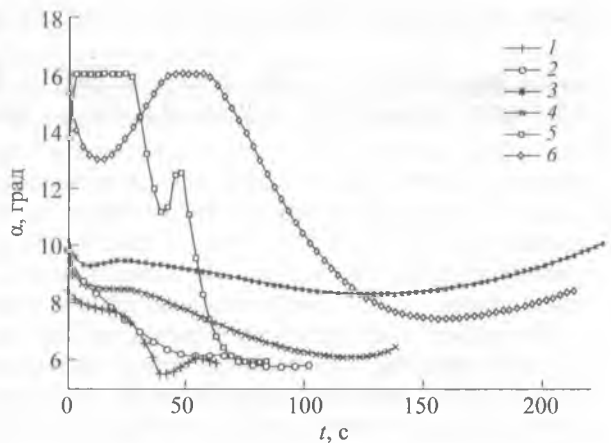


Рис. 12. Изменение угла атаки

Таблица. Параметры траекторий наведения

№	x_0, z_0		t_k, c	$V_{k0}, m/c$	Дальность полета, км	Угол поворота плоскости наведения, град	$V_{k0}, m/c$
	км	км					
1	5	-10	65.0	244.1	16.6	138.7	3.3
2	10	-15	101.8	210.1	25.8	141.7	46.2
3	20	-25	226.9	137.0	45.1	144.4	86.8
4	5	-25	140.6	202.7	34.2	139.8	70.2
5	2	-2	85.8	199.7	17.1	147.3	113.6
6	10	15	213.7	154.5	39.8	161.2	170.6

и позволяет осуществлять наведение из более широкой начальной области, в том числе на траекториях с немонотонным изменением дальности (примеры – траектории 1, 5, 6).

Заключение. Представлен новый метод терминального управления, обеспечивающий пространственное наведение ЛА в неподвижную точку с заданной ориентацией вектора конечной скорости. Метод основан на модифицированной пропорциональной навигации, где параметр наведения, связывающий угловые скорости поворота вектора скорости ЛА и линии визирования, является неявным параметром управления. Он не требует расчета траектории на борту ЛА, и управление формируется автономно по текущим навигационным параметрам. Отличительной особенностью изложенного решения является использование модифицированной пропорциональной навигации в поворачивающейся плоскости наведения и управления в ортогональном направлении по парированию ее вращения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Молоканов Г.Ф. Кинематические алгоритмы управления летательным аппаратом при выходе на цель и развороте на новый этап // Изв. РАН. ТиСУ. 1995. № 1. С. 193–204.
2. Молоканов Г.Ф. О законах управления креном самолета при выполнении разворотов по заданным траекториям // Изв. РАН. ТиСУ. 1997. № 6. С. 113–119.
3. Управление и наведение беспилотных маневренных летательных аппаратов на основе современных информационных технологий / Под ред. М.Н. Красильщикова и Г.Г. Себрякова. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2003. 280 с.
4. Johnson E.N., Calise A.J. Limited Authority Adaptive Flight Control for Reusable Launch Vehicles // J. Guidance, Control, and Dynamics. 2003. V. 26. № 6. P. 906–913.
5. Kluever C.A. Unpowered Approach and Landing Guidance Using Trajectory Planning // J. Guidance, Control, and Dynamics. 2004. V. 27. № 6. P. 967–974.
6. Красильщиков М.Н., Сыпало К.И. Терминальное программное управление высокоскоростным беспилотным летательным аппаратом в атмосфере. I // Изв. РАН. ТиСУ. 2011. № 5 С. 131–142.
7. Красильщиков М.Н., Сыпало К.И. Самонаведение высокоскоростного беспилотного летательного аппарата на терминальном участке полета в атмосфере // Изв. РАН. ТиСУ. 2011. № 6. С. 128–137.
8. Желнин Ю.Н., Утёмов А.Е., Шматков А.М. Оптимальный по быстродействию маневр “Петля” без потери скорости // Изв. РАН. ТиСУ. 2012. № 6. С. 95–111.
9. Кан В.Л., Кельзон А.С. Теория пропорциональной навигации. Л.: Судостроение, 1965.
10. Guelman M. A Qualitative Study of Proportional Navigation // IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems. 1971. V. AES-7. № 4. P. 637–643.
11. Yuan P.-J., Chern J.-S. Ideal Proportional Navigation // J. Guidance, Control, and Dynamics. 1992. V. 15. № 5. P. 1161–1163.
12. Ulybyshev Y. Terminal Guidance Law Based on Proportional Navigation // J. Guidance, Control, and Dynamic. 2005. V. 28. № 4. P. 821–824.
13. Lu P., Doman D., Schierman J.D. Adaptive Terminal Guidance for Hypervelocity Impact in Specified Direction // J. Guidance, Control, and Dynamics. 2006. V. 29. № 2. P. 269–278.
14. Улыбышев Ю.П. Наведение космического корабля с малым аэродинамическим качеством в точку посадки // Космич. исслед. 2010. Т. 48. № 6. С. 549–556.
15. Dutton K.E. Optimal Control Theory Determination of Feasible Return-to-Launch-Site Aborts for the HL-20 Personnel Launch System Vehicle // NASA Langley Research Center NASA-TP-3449, 1994. 24 p. (<https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19940032752.pdf>).