

## Алгоритм выбора коэффициентов пропорционального метода наведения летательного аппарата от расположения цели

© А.Н. Клишин, О.С. Швыркина

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

*Управление летательным аппаратом на последнем участке траектории должно обеспечить ликвидацию последствий от предшествующих маневров, а также возмущений реальной траектории от номинальной попадающей траектории. Актуальной задачей является разработка алгоритмов траекторного управления, позволяющих совместно повысить точность, а также увеличить зону возможного достижения неподвижного объекта. Разработан алгоритм управления объектом, реализованный на основе выбора параметров пропорционального наведения с помощью эмпирических зависимостей. Применение алгоритма обеспечивает выполнение поставленных задач. Наведение, реализованное на основе разработанного алгоритма, позволяет улучшить его качество, повысить точность наведения, а также увеличить зону достижения цели в 3 раза.*

**Ключевые слова:** *методы наведения, точность, летательный аппарат.*

В настоящее время летательные аппараты (ЛА) имеют сложное движение, с различным управлением и маневрами на разных участках траектории для достижения труднодоступных целей. При этом траектории ЛА не гарантируют попадания в цель объекта управления (ОУ) в связи с неточностью управления, а также различными возмущающими факторами. Поэтому на конечном участке траектории используют различные виды траекторного управления, которые должны обеспечить ликвидацию последствий от предшествующих маневров, а также возмущений реальной траектории от номинальной попадающей траектории [1].

Таким образом, от выбора метода траекторного управления объектом в значительной степени будет зависеть вероятность достижения поставленных целей. Применяемые в настоящее время методы траекторного управления не в полной мере удовлетворяют предъявляемым к ним требованиям по достижению объектов, находящихся на земле [2]. Следовательно, разработка алгоритмов траекторного управления, позволяющих повысить точность и увеличить зону возможного достижения объекта, является актуальной задачей.

Основная цель предлагаемой работы — синтез и обоснование применения алгоритма управления объектом на основе выбора пара-

метров пропорционального наведения с помощью эмпирических зависимостей.

В данной работе исследованы параметры движения одноступенчатой ракеты с самонаведением на конечном участке траектории.

Примем, что ЛА оснащен всепригодным гиросtabilизированным бортовым координатором цели (БКЦ) радиолокационного типа с синхронно следящими приводами в двух ортогональных плоскостях: тангажа и рыскания (курса). Эти плоскости определяются расположением органов управления (щитков или закрылков) на конической поверхности корпуса ЛА [3].

На баллистическом нисходящем участке траектории в фиксированный момент времени, соответствующий требуемой высоте, бортовая система управления должна подать команду на начало самонаведения. Предполагая, что в этой точке траектории тепловые потоки в материале радиопрозрачного обтекателя не превосходят допустимого уровня, а степень ионизации окружающего воздуха не затрудняет процесс функционирования БКЦ, будем считать, что с этого момента начинается селекция и идентификация цели, а после захвата цели БКЦ — собственно процесс самонаведения. Начальные условия процесса самонаведения принимаем полностью определенными [4]:

- углы атаки и скольжения головной части (ГЧ) ЛА в момент начала самонаведения, как и угловые скорости его вращения относительно центра масс, являются нулевыми для номинальной невозмущенной траектории либо определенными в некоторой области возможных значений начальных возмущений, выбранных априори;

- задана область возможных начальных положений цели, в пределах которой она может находиться с равной вероятностью, что определяет неопределенность в целеуказании.

Для проведения вычислений необходимо создать математическую модель пространственного движения ЛА и по ней — программно-вычислительный комплекс.

При формировании математической модели движения ЛА приняли поверхность Земли плоской, а поле ускорения силы тяжести — постоянным и плоскопараллельным по высоте, чтобы акцентировать внимание на уравнениях пространственного движения ЛА, поскольку представление Земли в виде вращающегося эллипсоида Крассовского дает слишком громоздкие выражения [5].

Для описания свойств окружающей среды обычно используются параметры стандартной атмосферы (ГОСТ 4401–81).

ЛА рассматривается как абсолютно твердое тело с неизменной массой  $m$  и моментами инерции относительно трех координатных осей:  $I_x$ ,  $I_y$ ,  $I_z$ . Поскольку ЛА представляет собой коническое тело вращения без характерных внешних признаков положения плоскости

продольной симметрии, то плоскость  $OXY_{\text{ССК}}$  зафиксирована в плоскости равного сечения щитков управления по тангажу [6].

Уравнения метода пропорциональной навигации имеют вид

$$\frac{d\theta}{dt} = K_{\dot{\phi}}\dot{\phi};$$
$$\frac{d\Psi}{dt} = K_{\dot{\psi}}\dot{\psi},$$

где  $\theta, \Psi$  — угол наклона траектории и путевой угол соответственно;  $\dot{\phi}, \dot{\psi}$  — углы визирования в вертикальной и горизонтальной плоскостях;  $t$  — время полета;  $K_{\dot{\phi}}$  и  $K_{\dot{\psi}}$  — коэффициенты усиления.

В процессе моделирования элементы траекторий ЛА и углы поворота рулей  $\delta_{\text{э}}, \delta_{\text{н}}, \delta_{\text{в}}$  имеют естественные ограничения.

Ограничения, накладываемые на органы управления:

$$|\delta_{\text{в}}| \leq \delta_{\text{в max}};$$
$$|\delta_{\text{н}}| \leq \delta_{\text{н max}};$$
$$|\delta_{\text{э}}| \leq \delta_{\text{э max}}.$$

Полагаем, что, начиная с некоторого расстояния  $|\bar{r}| \leq r_{\text{осл}}$ , определяющего мертвую зону самонаведения, информация с головки самонаведения прекращает поступать в систему управления ЛА при  $t > t_{\text{осл}}$ :

$$\delta_{\text{в}} = \delta_{\text{в}}(t_{\text{осл}});$$
$$\delta_{\text{н}} = \delta_{\text{н}}(t_{\text{осл}}),$$

где  $t_{\text{осл}}$  — момент времени, соответствующий событию  $|\bar{r}| \leq r_{\text{осл}}$ .

При формировании уравнений управления в математической модели использовали допущение о безынерционном характере измерительной и формирующей аппаратуры контуров системы стабилизации, т. е.

$$K_{\dot{\delta}} = 1;$$
$$K_{\dot{\psi}} = 1;$$
$$K_{\dot{\gamma}} = 1;$$
$$\delta_{\text{в}} = K_{\dot{\phi}}\dot{\phi} - K_{\dot{\delta}}\dot{\delta};$$
$$\delta_{\text{н}} = K_{\dot{\chi}}\dot{\chi} - K_{\dot{\psi}}\dot{\psi};$$
$$\delta_{\text{э}} = -K_{\dot{\gamma}}\dot{\gamma} - K_{\dot{\gamma}}\dot{\gamma}.$$

Рассчитывали углы тангажа, крена и рыскания соответственно:

$$\dot{\vartheta} = \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma;$$

$$\dot{\psi} = \sec \vartheta (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma);$$

$$\dot{\gamma} = \omega_x - \operatorname{tg} \vartheta (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma),$$

где  $\omega_x$ ,  $\omega_y$ ,  $\omega_z$  — угловые скорости вращения.

На основе приведенной модели в программной среде C++ разработан вычислительный комплекс. В качестве метода интегрирования выбран метод Рунге — Кутты четвертого порядка. В качестве опорной траектории принимали движение ракеты без наведения на конечном участке движения.

На основании результатов расчетов построена траектория движения ЛА (рис. 1).

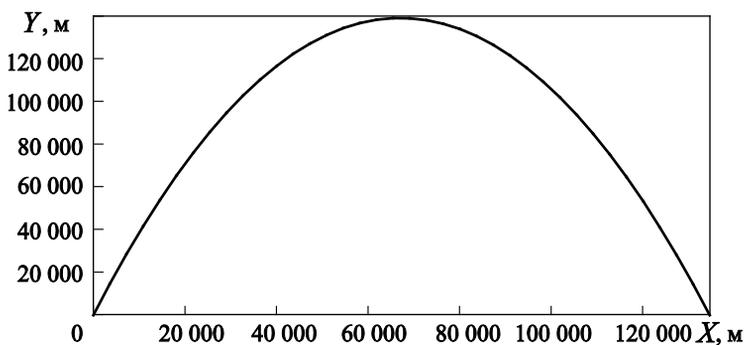


Рис. 1. Траектория движения ЛА

Максимальная высота полета ЛА 130 км, дальность полета 134 км. До момента времени  $t = 32$  с, соответствующего высоте полета  $h = 20$  км, работает двигатель и идет управление газодинамическими рулями на программный угол тангажа. В момент времени  $t = 54$  с высота полета составляет 50 км. Влияние атмосферы становится незначительным, и ОУ влетает опять в зону действия атмосферы в момент времени  $t = 304$  с.

В рамках поставленной задачи будем рассматривать движение на конечном участке траектории, когда начинается этап самонаведения. Наведение начинается с высоты 10 км, в данный момент значение угла атаки стремится к нулю ( $\sim 5^\circ$ ).

Рассмотрим наведение. Примем за область достижения цели совокупность точек, которые ОУ может поразить. В зависимости от метода наведения, а также принятых коэффициентов наведения зона достижения цели будет изменяться. На элемент управления ЛА накладываются ограничения по предельному отклонению рулей, что

ограничивает область целей, которые можно поразить. Также считаем, что цель достигнута, если промах не превышает допустимого значения. Для поставленной задачи рассматриваем метод пропорционального наведения с постоянными значениями коэффициентов наведения. Определим технически возможную область достижения цели, для этого отклоним и зафиксируем в предельное положение рули и получим максимально возможные точки падения.

Полученная зона технически возможного достижения цели представлена на рис. 2.

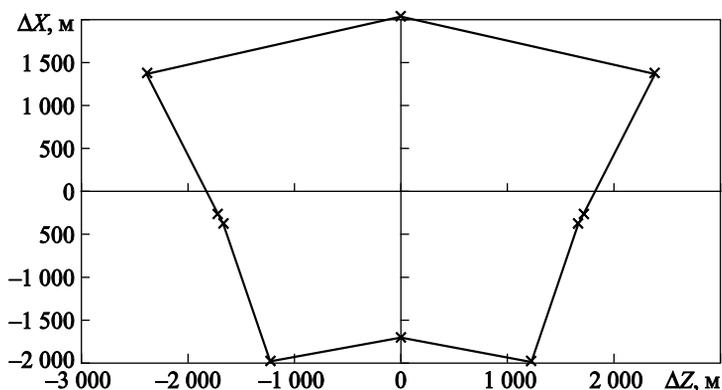


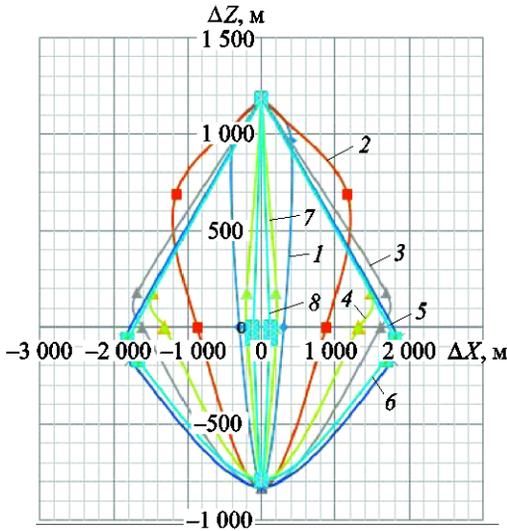
Рис. 2. Зона технически возможного достижения цели

Поскольку  $OY$  не имеет вращения вокруг оси  $OΔX$ , то зона поражения симметрична относительно оси  $OX$ . Большая часть зоны находится при положительных значениях  $ΔX$ , т. е. когда цель расположена впереди точки падения  $OY$  без наведения.

Исследуем теперь зоны достижения цели при различных коэффициентах наведения. Для этого поочередно зафиксируем значения одного из коэффициентов и, изменяя значения второго коэффициента, получаем области поражения цели и их взаимное положение.

Получены зоны поражения цели для постоянного значения коэффициента  $K_φ = 10$  и различных значениях коэффициента  $K_χ$ , равных 0,5; 0,6; 0,7 и 0,8 (рис. 3).

На рис. 3 видно, что полученные зоны представляют собой эллипсы и по размеру меньше номинальной зоны. При коэффициентах  $K_χ = 0,5$  и 0,6 зоны сплошные, при больших значениях происходит образование «разрыва» зоны — образование внутри области мест, где цель не будет поражена. Назовем центром области достижения точку, образованную пересечением наибольших дистанций поражения по осям  $ΔXO$  и  $ΔZO$ . Увеличение коэффициента  $K_χ$  приводит к смещению центра области достижения по оси  $ΔXO$  к меньшим значениям, увеличению диапазона по оси  $ΔZ$  и сужению зоны поражения при  $K_χ > 0,6$ .



**Рис. 3.** Зоны достижения целей при  $K_\phi = 10$ :  
 1 — 0,5; 2 — 0,6; 3 — 0,7, верхняя граница; 4 — 0,7,  
 нижняя граница; 5 — 0,8, верхняя граница; 6 — 0,8,  
 нижняя граница; 7 — 0,7, верхняя граница; 8 — 0,8,  
 верхняя граница

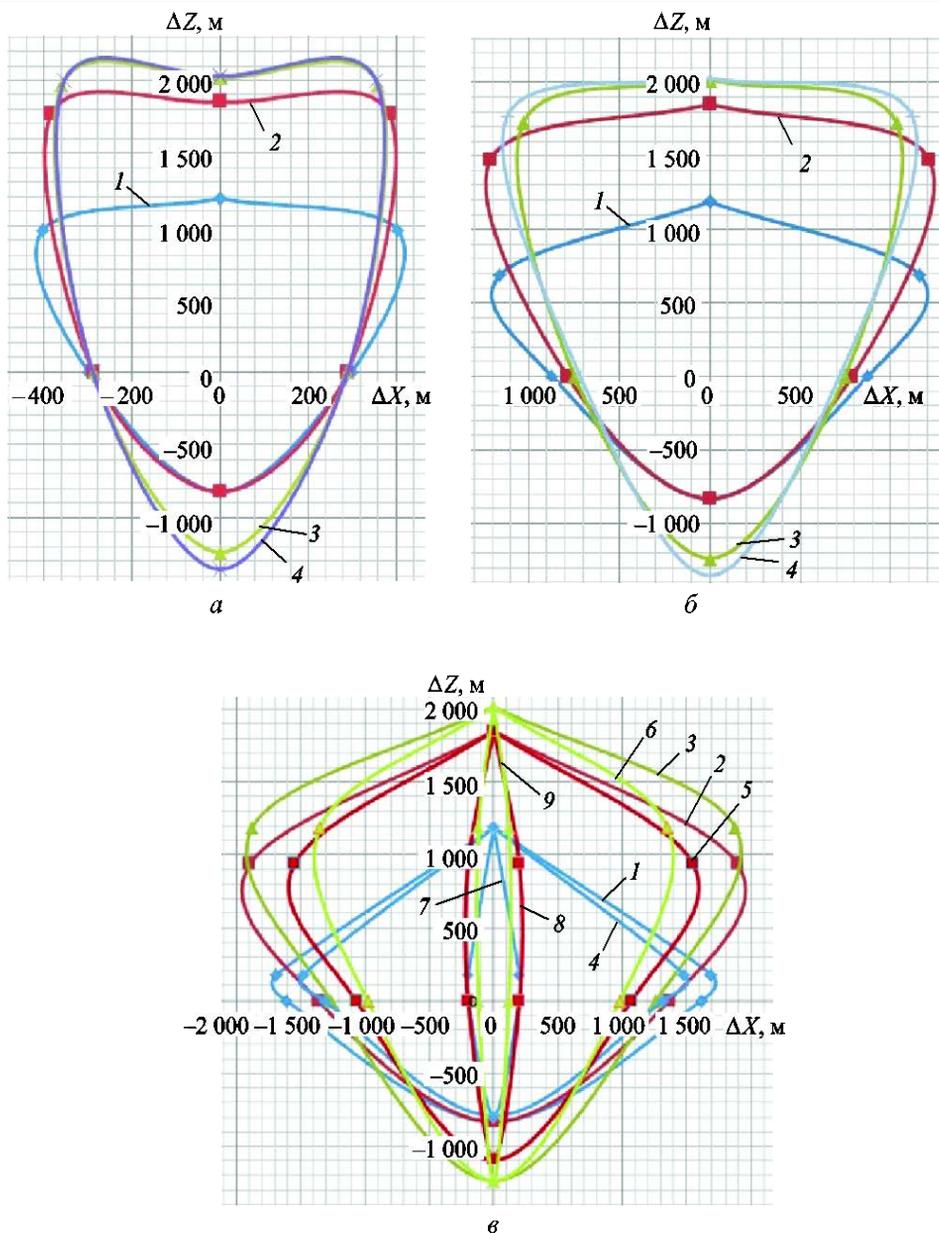
Аналогично построены зоны достижения целей при постоянном значении  $K_\chi$  и переменных значениях  $K_\phi$ . Полученные результаты приведены на рис. 4.

Увеличение коэффициента  $K_\phi$  приводит к увеличению диапазона поражения цели по оси  $\Delta XO$ , также происходит смещение центра достижения по оси  $\Delta XO$  к большим значениям и увеличению диапазона по оси  $\Delta Z$ . Помимо этого площадь зоны достижения увеличивается.

В результате можно сделать вывод, что от значений коэффициентов  $K_\phi$  и  $K_\chi$  зависят форма и размер зоны достижения цели, и невозможно подобрать определенные постоянные коэффициенты, при которых будет поражена вся номинальная область. Поэтому необходимо найти такие функции  $K_\phi = f_\phi(\Delta X, \Delta Z)$  и  $K_\chi = f_\chi(\Delta X, \Delta Z)$ , при которых возможно получить максимальную зону достижения цели.

Рассмотрим сечение зоны достижения цели вдоль оси  $\Delta ZO$  относительно постоянного значения  $\Delta X$ . Результаты представлены на рис. 5.

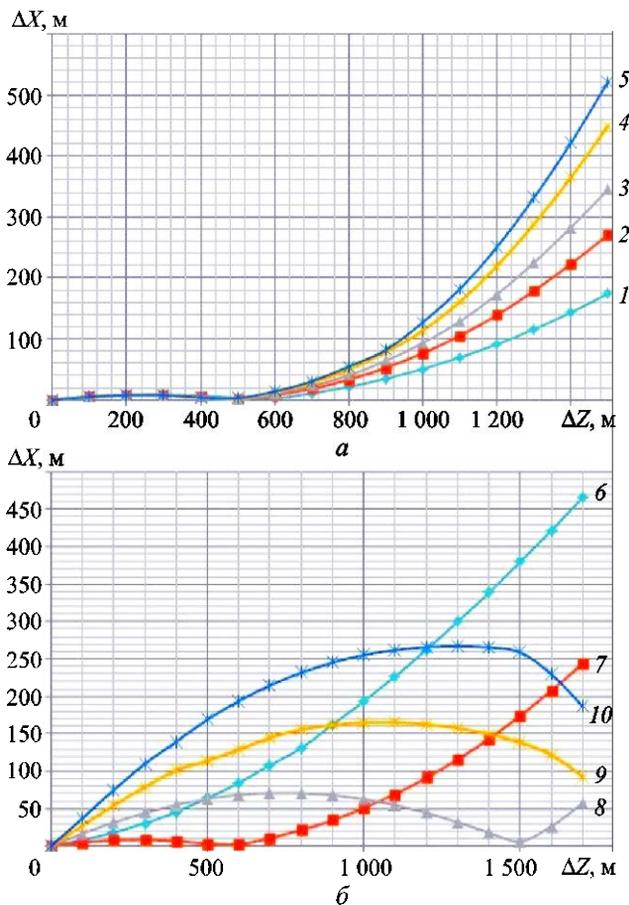
Промач по сечению  $\Delta Z$  в зависимости от коэффициента  $K_\phi$  при постоянном значении  $K_\chi$  изменяется по одному закону. Наблюдается точка наименьшего промаха, после которого промах начинает сильно возрастать, и чем больше коэффициент  $K_\phi$ , тем выше скорость возрастания. Поскольку допустимый промах, при котором принимали, что цель достигнута, равен 30 м, число точек достижения оказывается больше при меньших значениях коэффициента.



**Рис. 4.** Зоны достижения целей при  $K_{\chi} = 0,5$  (а);  $K_{\chi} = 0,6$  (б);  $K_{\chi} = 0,7$  (в):  
 а, б — 1–4 —  $K_{\phi}$  равно 10, 15, 20 и 30 соответственно; в — 1–9 —  $K_{\phi}$  равно 10, 15, 20  
 (верхняя граница), 10, 15, 20 (нижняя граница) и 10, 15, 20 (верхняя граница у оси  $\Delta Z$ )

Характер изменения промаха при изменении коэффициента  $K_{\chi}$  схож, но с увеличением его значения точка наименьшего промаха смещается по оси  $\Delta ZO$  к большим значениям.

Между точкой номинального падения баллистической ракеты и точкой наименьшего промаха кривая промаха является параболой. С увеличением коэффициента координаты вершины как по оси  $\Delta ZO$ ,



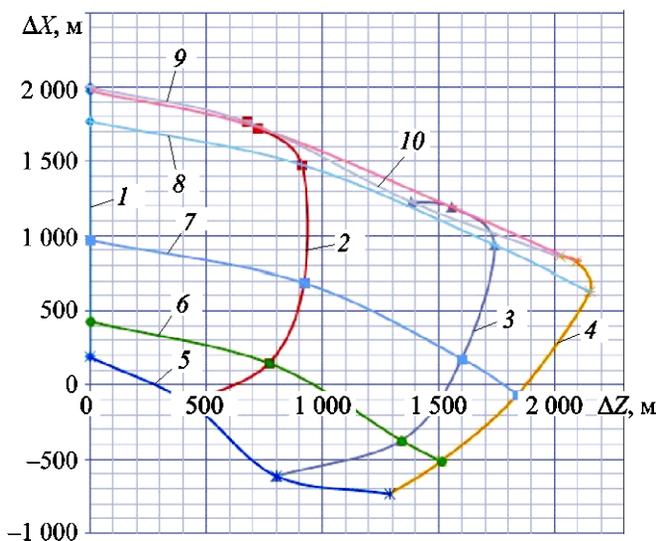
**Рис. 5.** Точки достижения целей при  $K_\chi = 0,7$  (а) и  $K_\phi = 10$  (б):  
 1–5 —  $K_\phi$  равно 10, 15, 20, 30 и 40 соответственно; 6–10 —  $K_\chi$  равно 0,5, 0,6, 0,7, 0,8 и 0,9  
 соответственно

так и по оси  $\Delta XO$  увеличиваются, в результате увеличивается скорость возрастания промаха в данном промежутке, а следовательно, уменьшается число точек достижения. Помимо этого чем дальше точка наименьшего промаха от прицельной точки, тем больше по значению наименее возможный промах. В техническом задании цель считается достигнутой, если промах меньше 30 м. Значит, зона технически возможных достижений цели уменьшается.

Предлагаем следующий алгоритм нахождения функций  $f_\phi(\Delta X, \Delta Z)$  и  $f_\chi(\Delta X, \Delta Z)$ .

Нанесем на плоскость  $\Delta XO\Delta Z$  координаты точек наименьшего промаха и проведем через них линии постоянных значений коэффициентов  $K_\phi$  и  $K_\chi$ .

Изображение данных точек в плоскости  $\Delta XO\Delta Z$  представлено на рис. 6.



**Рис. 6.** Опорные точки построения плоскостей:  
 1-4 —  $K_\chi$  равно 0,5, 0,6, 0,7 и 0,8 соответственно; 5-10 —  $K_\phi$   
 равно 5, 7, 10, 15, 20 и 30 соответственно

Видно, что коэффициенты  $K_\phi$  и  $K_\chi$  зависят как от  $\Delta X$ , так и от  $\Delta Z$ . При этом при постоянном значении одного коэффициента второй описывает схожие линии.

Принимая данные точки за опорные, строим графики функций  $f_\phi(\Delta X, \Delta Z)$  и  $f_\chi(\Delta X, \Delta Z)$ . Примеры изображения полученных плоскостей функций представлены на рис. 7.

Затем, вычисляя через полученные функции коэффициенты наведения, строим зоны достижения цели и добиваемся максимального покрытия. Изменяя плоскости, описывающие данные функции, и при тех же опорных точках, изменяем и зоны достижения цели.

Увеличивая число рассматриваемых точек, увеличиваем частоту «сетки» известных величин, а значит, тем самым увеличиваем точность уравнения, описывающего плоскость.

Этапы полученного алгоритма.

1. Для заданных коэффициентов наведения определяется положение цели, при котором промах будет наименьшим, и выбираются наиболее отдаленные координаты цели.

2. Из полученных точек расположения цели формируется плоскость, описывающая зависимость коэффициентов наведения от удаления цели от точки прицеливания. На ее основании выбираются опорные точки и получаются эмпирические зависимости коэффициентов пропорционального метода наведения от удаления цели от прицельной точки.

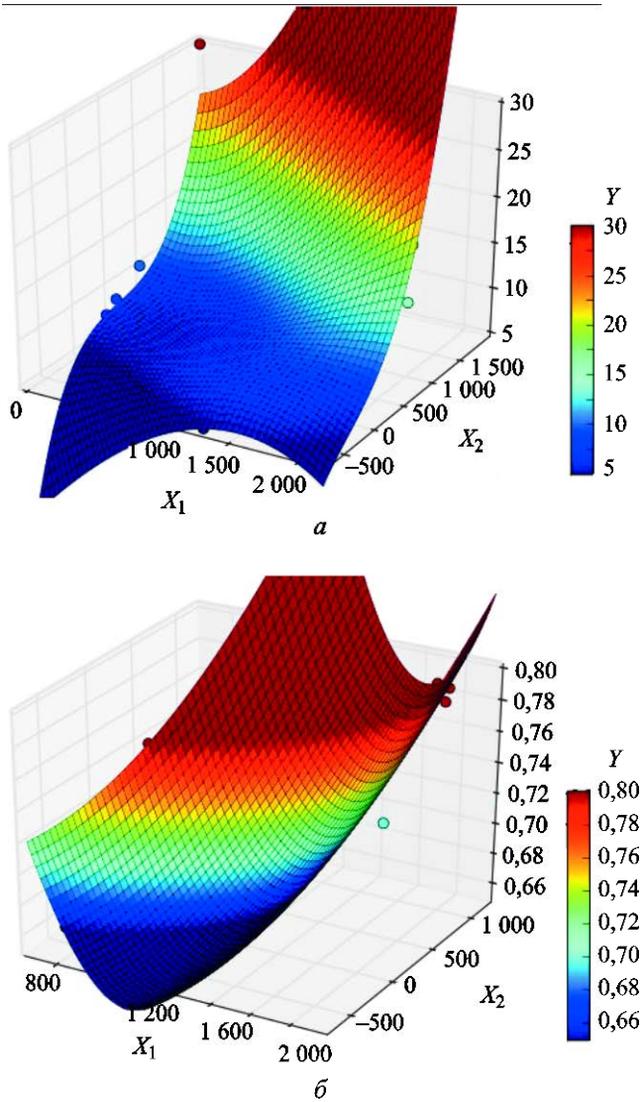
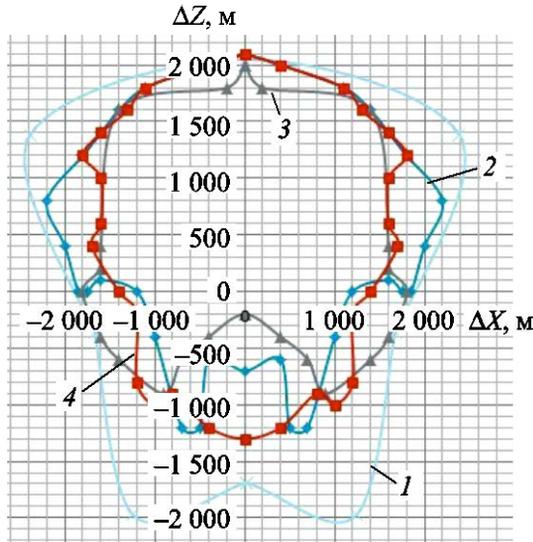


Рис. 7. Поверхность функций  $K_\varphi = f(\Delta x, \Delta z)(a)$  и  $K_\chi = f(\Delta x, \Delta z)(б)$

3. Путем изменения набора опорных точек получают различные зоны достижения цели, при сочетании которых формируется окончательный результат в виде кусочно-постоянной функции.

Для заданной ракеты получили следующий результат. На рис. 8 представлены различные зоны достижения цели, полученные при использовании уравнений выбора коэффициентов наведения, синтезированных на разных наборах опорных точек.



**Рис. 8.** Зоны достижения целей, построенные на различных точках:  
 1 — номинальная зона; 2–4 — зоны второй, третьей и четвертой итераций соответственно

Видно, что различные решения дают преимущества в одном месте, но проигрывают в другом. Поэтому для максимального покрытия зоны достижения для разных участков введем различные функции для коэффициентов наведения  $K_\varphi(\Delta X, \Delta Z)$  и  $K_\chi(\Delta X, \Delta Z)$ .

Уравнения для коэффициента  $K_\varphi$  имеют следующий вид:

$$K_{11} = a_{11} + b_{11}\Delta z + c_{11}\Delta x + d_{11}\Delta z^2 + e_{11}\Delta x^2 + f_{11}\Delta z\Delta x,$$

если  $\Delta x > 200$ ;

$$K_{12} = a_{12} + b_{12}\Delta z + c_{12}\Delta x + d_{12}\Delta z^2 + e_{12}\Delta x^2 + f_{12}\Delta z^3 + g_{12}\Delta x^3,$$

если  $\Delta x < 200, \Delta z > 900$ ;

$$K_{13} = a_{13} + b_{13}\Delta z + c_{13}\Delta x + d_{13}\Delta z^2 + e_{13}\Delta x^2 + f_{13}\Delta z^3 + g_{13}\Delta x^3 +$$

$$+ h_{13}\Delta z\Delta x + i_{13}\Delta z^2\Delta x + j_{13}\Delta z\Delta x^2, \text{ если } \Delta x < 200, \Delta z < 900.$$

Значения коэффициента  $K_\varphi$  представлены в табл. 1.

**Коэффициенты  $K_{\varphi} = f(\Delta X, \Delta Z)$**

Коэффициент уравнения	$K_{11}$	$K_{12}$	$K_{13}$
<i>a</i>	5,556807197	4,977741129	7,666459726
<i>b</i>	-0,001080316	0,001057170	-0,012315231
<i>c</i>	-0,000529450	0,003769760	-0,006665916
<i>d</i>	0,000002007	0,000001356	0,000013731
<i>e</i>	0,000004731	0,000000216	0,000007971
<i>f</i>	0,000004182	-0,000000001	-0,000000003
<i>g</i>	-	0,000000002	-0,000000001
<i>h</i>	-	-	0,000015005
<i>i</i>	-	-	-0,000000003
<i>j</i>	-	-	-0,000000003

Уравнения для коэффициента  $K_{\chi}$  :

$$K_{21} = a_{21} + b_{21}\Delta z + c_{21}\Delta x + d_{21}\Delta z^2 + e_{21}\Delta x^2 + f_{21}\Delta z^3 + g_{21}\Delta x^3,$$

если  $\Delta x > 200$ ;

$$K_{22} = a_{22} + b_{22}\Delta z + c_{22}\Delta x + d_{22}\Delta z^2 + e_{22}\Delta x^2 + f_{22}\Delta z^3 + g_{22}\Delta x^3,$$

если  $\Delta x < 200, \Delta z > 900$ ;

$$K_{23} = a_{23} + b_{23}\Delta z + c_{23}\Delta x + d_{23}\Delta z^2 + e_{23}\Delta x^2 + f_{23}\Delta z^3 + g_{23}\Delta x^3,$$

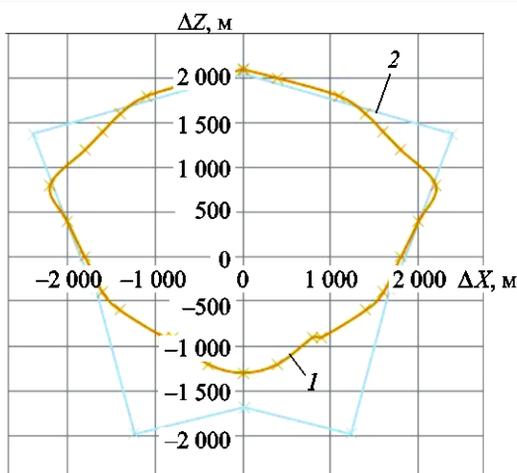
если  $\Delta x < 200, \Delta z < 900$ .

Значения коэффициентов представлены в табл. 2.

**Коэффициенты  $K_{\chi} = f(\Delta X, \Delta Z)$**

Коэффициенты уравнения	$K_{21}$	$K_{22}$	$K_{23}$
<i>a</i>	0,519033904	0,515928064	0,518870221
<i>b</i>	0,000170538	0,000210657	0,000141143
<i>c</i>	-0,000091986	-0,000076920	-0,000089876
<i>d</i>	-0,000000099	-0,000000184	-0,000000051
<i>e</i>	0,000000098	0,000000111	0,000000098
<i>f</i>	0,000000001	0,000000001	0,000000001
<i>g</i>	-0,000000001	-0,000000001	-0,000000001

Результирующая зона поражения показана на рис. 9.



**Рис. 9.** Зоны достижения цели:  
1 — результирующая; 2 — номинальная

Степень достижения по отношению к номинальной зоне составляет 76,3 %.

На рис. 9 представлена максимально возможная зона достижения цели для данного метода наведения. Непокрытие всей области расположения цели связано с тем, что в этих точках минимально возможный промах больше допустимого, и невозможно подобрать необходимые коэффициенты наведения. Для решения данной проблемы необходимо менять способ управления ЛА.

В заключение можно сделать следующие выводы.

1. При коэффициентах  $K_\chi = 0,5, 0,6$  зоны достижения цели сплошные, при больших значениях происходит «разрыв» зоны — образование внутри области достижения мест, где цель не будет поражена. Увеличение коэффициента  $K_\chi$  приводит к смещению центра области достижения по оси  $\Delta XO$  к меньшим значениям, увеличению координаты  $\Delta Z$  предельно отклоненной по боку точки достижения и сужению зоны поражения при  $K_\chi > 0,6$ .

2. Увеличение коэффициента  $K_\phi$  приводит к увеличению диапозона поражения цели по оси  $\Delta XO$ , также происходит смещение центра поражения по оси  $\Delta XO$  к большим значениям и увеличение координаты  $\Delta Z$  предельно отклоненной по боку точки достижения. Помимо этого площадь зоны поражения увеличивается.

3. При изменении значений коэффициентов  $K_\phi$  и  $K_\chi$  изменяются форма и размер зоны достижения цели, и, как следствие, невозможно подобрать определенные постоянные коэффициенты, при которых будет поражена вся номинальная область.

4. Для получения максимальной зоны достижения цели необходимо наведение, учитывающее дальность расположения цели от прицельной точки.

5. Поскольку невозможно подобрать функции для определения коэффициентов наведения, общие для всей зоны расположения цели, оптимальными являются кусочно-постоянные функции.

6. Непокрытие всей области расположения цели связано с тем, что в данных точках минимально возможный промах превышает допустимое значение, что делает невозможным подбор необходимых коэффициентов наведения. Для решения данной проблемы следует менять способ управления ЛА.

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] Лысенко Л.Н. *Наведение и навигация баллистических ракет*. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007, 672 с.
- [2] Кириллов С.Н., Токарь А.Д. Эффективный алгоритм наведения объекта управления на маневрирующие воздушные цели. *Вестник РГРТУ*, Рязань, 2008, вып. 24, с. 33–38.
- [3] Дмитриевский А.А., Лысенко Л.Н. *Внешняя баллистика: учебник для вузов*. Москва, Машиностроение, 2005, 607 с.
- [4] Сихарулидзе Ю.Г. *Баллистика и наведение летательных аппаратов*. Москва, Бином. Лаборатория знаний, 2011, 407 с.
- [5] Солунин В.Л., ред. *Основы теории систем управления высокоточных ракетных комплексов сухопутных войск*. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2001.
- [6] Лебедев А.А., Карабанов В.А. *Динамика систем управления беспилотными летательными аппаратами*. Москва, Машиностроение, 1965, 528 с.

Статья поступила в редакцию 24.05.2016

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Клишин А.Н., Швыркина О.С. Алгоритм выбора коэффициентов пропорционального метода наведения летательного аппарата. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2016, вып. 9.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2016-09-1534>

**Клишин Алексей Николаевич** родился в 1975 г., окончил МГТУ им. Н.Э. Баумана в 1999 г. Доцент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 150 научных и научно-популярных работ в области баллистики, динамики полета, управления движением летательных аппаратов и истории оружия.

**Швыркина Ольга Сергеевна** родилась в 1992 г., студентка кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана.  
e-mail: bonjour15@mail.ru

## Parameter selection algorithm for proportional navigation aircraft guidance based on target position

© A.N. Klishin, O.S. Shvyrkina

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

*Employing aircraft guidance at the final trajectory span should ensure that the consequences of previous manoeuvres along with deviations of real trajectory from nominal homing trajectory are eliminated. At present, trajectory guidance methods do not completely satisfy the requirements for efficiently reaching ground targets. Therefore, developing algorithms of trajectory guidance to collectively increase accuracy and potential stationary object reaching zone is a pressing problem. The primary objective of the study is to synthesise and validate implementation of an object guidance algorithm based on selecting proportional guidance parameters with the help of empirical dependences, so that the algorithm makes it possible to execute the tasks posed. Guidance based on the algorithm developed made it possible to improve guidance quality by increasing accuracy and expanding the target reaching zone threefold.*

**Keywords:** guidance methods, accuracy, aircraft.

### REFERENCES

- [1] Lysenko L.N. *Navedenie i navigatsiya ballisticheskikh raket* [Guidance and navigation for ballistic missiles]. Moscow, BMSTU Publ., 2007, 672 p.
- [2] Kirillov S.N., Tokar A.D. *Vestnik RGRTU — Scientific and Technical Journal Vestnik of Ryazan State Radio Engineering University*, 2008, no. 24, pp. 33–38.
- [3] Dmitrievskiy A.A., Lysenko L.N. *Vneshnyaya ballistik* [External ballistics]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2005, 607 p.
- [4] Sikharulidze Yu.G. *Ballistika i navedenie letatelnykh apparatov* [Aircraft ballistics and guidance]. Moscow, Binom Publ., Laboratoriya Znaniy Publ., 2011, 407 p.
- [5] Solunin V.L., ed. *Osnovy teorii sistem upravleniya vysokotochnykh raketnykh kompleksov Sukhoputnykh voysk* [Foundations of guidance system theory for ground forces precision rocket systems]. Moscow, Bauman Moscow State Technical University Publ., 2001.
- [6] Lebedev A.A., Karabanov V.A. *Dinamika sistem upravleniya bespilotnymi letatelnyimi apparatami* [Guidance system dynamics for unmanned aircraft]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1965, 528 p.

**Klishin A.N.** (b. 1975) graduated from Bauman Moscow State Technical University in 1999. Assoc. Professor, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University. Author of over 150 scientific and popular science publications in the fields of ballistics, flight dynamics, aircraft motion guidance and armament history.

**Shvyrkina O.S.** (b. 1992), a student, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University.  
e-mail: bonjour15@mail.ru