УДК 629.78

УПРАВЛЕНИЕ РАКЕТАМИ НА ОСНОВЕ РАСЧЁТА ОБЛАСТЕЙ ДОСТИЖИМОСТИ

© 2015 О. А. Толпегин

Балтийский государственный технический университет
«Военмех» им. Д.Ф. Устинова, г. Санкт-Петербург

Рассмотрено применение областей достижимости для решения задач управления ракетами. Даётся анализ методов расчёта областей достижимости и два примера расчёта областей достижимости ракеты. Приводится ряд задач, для решения которых использовались области достижимости. Рассмотрена конфликтная задача «сближения-уклонения» двух ракет без учёта и с учётом ошибок измерений параметров движения. Задача рассматривается как дифференциальная игра двух игроков с противоположными интересами. Управления выбираются в дискретные моменты времени на основе анализа взаимного положения областей достижимости, построенных для ряда будущих гипотетических моментов времени встречи. При учёте ошибок измерений области достижимости строятся не из текущих позиций, а из информационных областей, которые содержат точные значения параметров движения. Рассмотрена задача о наведении двух ракет на маневрирующую цель в виде коалиционной дифференциальной игры. Коалиционный характер игры проявляется в построении объединённой области достижимости преследователей. В задаче о синтезе нормальной перегрузки ракеты при действии возмущений используется минимаксная область достижимости, построенная с учётом действия возмущений. В заключительной части статьи рассмотрена задача минимаксной фильтрации параметров движения ракеты, в которой информационные области, в том числе и область достижимости ракеты, аппроксимируются параллелепипедами в рассматриваемом фазовом пространстве.

Область достижимости, управление ракетами, конфликтная задача «сближения-уклонения», ошибки измерений, стабилизация нормальной перегрузки, минимаксная фильтрация на основе расчёта информационных областей.

doi: 10.18287/1998-6629-2015-14-1-73-82

В настоящее время для решения различных задач управления, в том числе и для управления ракетами, всё чаще используют понятие области достижимости. В статье рассматривается ряд задач, в которых для управления ракетами используются области достижимости (ОД).

Пусть движение управляемой системы определяется векторным дифференциальным уравнением:

$$\frac{dx}{dt} = f(t, x(t), u(t)), \qquad (1)$$

где $x^T = (x_1, x_2, ..., x_n)$ – вектор состояния системы; $f^T = (f_1, f_2, ..., f_n)$ – непрерывная вектор-функция; $u^T = (u_1, u_2, ..., u_m)$ – вектор управления. Символ $()^T$ обозначает транспонирование.

Управление удовлетворяет ограничению

$$u(t) \in U, \qquad (2)$$

где U – допустимое множество управлений.

Заданы начальные условия:

$$t = t_0,\ x(t_0) = x_0. \qquad (3)$$

Областью достижимости управляемой системы (1) в k-мерном пространстве $\{ x_1, x_2, ..., x_k \}$ $(k \le n)$ из начального состояния (3) в момент $\vartheta (\vartheta > t_0)$ при ограничениях на управление (2) называется множество $G(t_0, x_0, U, \vartheta)$ тех и только тех точек $q = \{x_1(\vartheta), x_2(\vartheta), ..., x_k(\vartheta)\}$, в которые можно перевести систему из начального состояния x_0 в момент времени ϑ за счёт выбора вектор-функции управления $u(t)$, удовлетворяющей заданным ограничениям [1].

ОД являются весьма полными характеристиками динамических систем. Для вычисления ОД имеется несколько подходов, рассмотренных в [2].

В ряде работ для расчёта границы ОД получены уравнения в частных производных, аналогичные уравнению Беллмана для решения задач оптимального управления на основе динамического программирования. Но при использовании данного подхода можно определить только отдельные гладкие участки границы, и, кроме того, решение уравнения в частных производных вызывает большие трудности.

Для расчёта границы ОД в некоторых работах рассматривается дифференциально-геометрический метод, характерной чертой которого является геометрический анализ множества скоростей системы. В настоящее время применение этого метода для расчёта ОД ракет вряд ли возможно.

Наиболее универсальным для расчёта ОД как линейных, так и нелинейных динамических систем является метод, основанный на расчёте точек границы ОД. В этом случае граница ОД строится по точкам, для вычисления которых решаются вспомогательные задачи оптимального программного управления. В общем случае вспомогательные задачи оптимального управления решаются численно.

Названные выше методы расчёта ОД можно отнести к точным. При решении различных задач управления можно использовать оценки областей достижимости, то есть ОД, содержащие в себе точные ОД (внешние оценки) или содержащиеся внутри точных ОД (внутренние оценки). Для оценки ОД используются [2]: метод эллипсоидов, когда ОД аппроксимируется эллипсоидом; метод параллелепипедов, когда ОД аппроксимируется параллелепипедом; многоугольники; треугольники; дуги окружностей.

Методы первой и второй группы трудно использовать для расчёта ОД ракет, движение которых определяется нелинейной системой дифференциальных уравнений, и поэтому для расчёта ОД ракет используются методы третьей группы. В этом случае граница ОД строится по точкам, а для расчёта точек границы формируются вспомогательные задачи оптимального программного управления, которые решаются с использованием численных методов.

Рассмотрим результаты расчёта ОД для ракет, движение которых определяется как линейной, так и нелинейной системой дифференциальных уравнений.

На рис. 1 показана ОД для системы дифференциальных уравнений, определяющих возмущённое движение крена:

$$\frac{d\gamma}{dt} = \omega_x ; \quad \frac{d\omega_x}{dt} = c_1\omega_x + c_2\delta_э ,$$

где γ – угол крена; ω_x – угловая скорость крена; $\delta_э$ – угол закладки рулей элеронов.

Управление удовлетворяет ограничению $|\delta_э(t)| \le \delta_{эМ}$. Параметры системы имели следующие значения: c_1 = -2 1/c; c_2 = 2 $1/c^2$; $\delta_{эМ}$ =1. Точки на границе ОД строились в результате многократного решения задачи о максимальном смещении в направлении единичный вектор $l^T = [\cos\xi, \sin\xi]$ к моменту времени ϑ = 1,7с из начальной позиции $t_0 = 0$, $\gamma(0)$ = 3, $\omega_x(0)$ = -3 1/с, то есть в результате поиска максимума функционал

$$J = l^T x(\vartheta) = \cos\xi\,\gamma(\vartheta) + \sin\xi\,\omega_x(\vartheta), \quad (4)$$

где $x^T(\vartheta) = [\gamma(\vartheta), \omega_x(\vartheta)]$. Угол ξ между осью $o\gamma$ и вектором l изменялся от 0 до 2π с шагом $\Delta\xi = 1^0$. Оптимальное управление вычислялось на основе анализа составляющей формулы Коши для решения линейной системы дифференциальных уравнений, зависящей от управления [2].

В данном случае ОД является выпуклой и для расчёта точек на границе ОД потребовалось многократное решение только одной вспомогательной задачи с критерием (4).

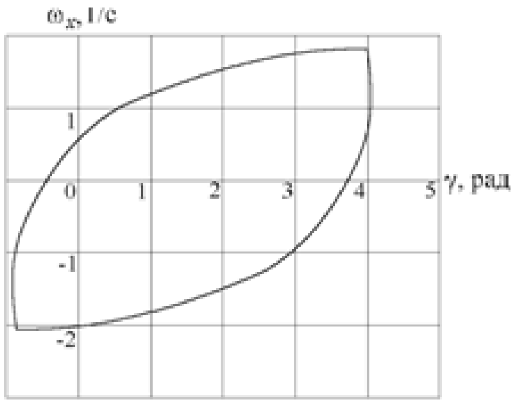

Рис. 1. Область достижимости для системы (3)

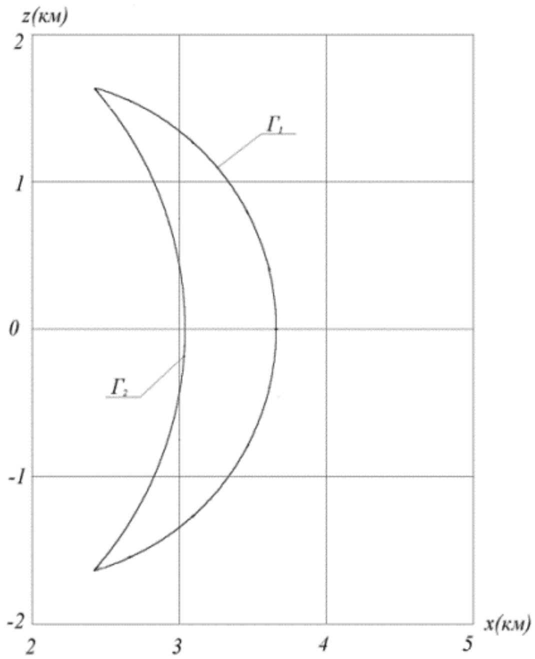

Рис. 2 Область достижимости для системы (5)

На рис. 2 построена ОД для ракеты с аэродинамическим управлением в горизонтальной плоскости oxz, движение которой определяется векторным дифференциальным уравнением

$$\frac{dw}{dt} = f(w(t), \beta(t)) \ , \qquad (5)$$

где

$$w = \begin{bmatrix} z \\ x \\ V \\ \varphi \end{bmatrix}; \qquad f = \begin{bmatrix} V\sin\varphi \\ V\cos\varphi \\ -(C_{x0} + A\beta^2)Sq/m \\ C_z^{\beta}\beta Sq/(mV) \end{bmatrix}.$$

Здесь z – отклонение в боковой плоскости; x – дальность; V – скорость; φ – угол поворота траектории; β – угол скольжения; C_{x0}, A, C_z^{β} – безразмерные аэродинамические коэффициенты; S – площадь миделя; q – скоростной напор; m – масса.

Управлением является угол скольжения, который удовлетворяет ограничению: $|\beta(t)| \le \beta_M$.

ОД построена для момента времени ϑ=5 с из начальной позиции $t_0 = 0; V(0) = 800$ $м/с$; $z(0) = x(0) = \varphi(0) = 0$. Параметры гипотетической ракеты имели следующие значения: $m = 50$ кг; $S = 0,02\,м^2$; $A = 4$; $C_z^{\beta} = 5$; $C_{x0} = 0,2$. Движение происходит на высоте 1000 м ($\rho = 1,1кг/м^3$). Максимальный угол скольжения β_M=0,35.

Точки на границе $Г_1$ вычислялись на основе решения вспомогательной задачи о максимальном смещении в горизонтальной плоскости в направлении единичного вектора $l^T = [\sin\xi, \cos\xi, 0, 0]$, где ξ – угол между осью ox и вектором l, для момента времени ϑ, то есть критерий оптимальности имел вид

$$J = l^T w(\vartheta) = \sin\xi\, z(\vartheta) + \cos\xi\, x(\vartheta). \qquad (6)$$

Вспомогательная задача с критерием (6) решалась на основе принципа максимума, а возникающая при этом краевая задача решалась численно с использованием метода Крылова-Черноусько [4].

Точки на границе $Г_2$ определялись на основе минимизации критерия (6) для момента времени ϑ, но при этом вводилось дополнительное граничное условие, что траектория заканчивается на прямой, проведённой из начальной точки $\{x_0, z_0\}$ в направлении вектора l.

Вторая вспомогательная задача решалась также на основе принципа максимума, но краевая задача решалась на основе модифицированного метода Ньютона [2].

В работе [2] рассмотрен расчёт ОД для более сложных математических моделей движения ракет.

Используя понятие ОД, можно решать разнообразные задачи управления. Приведём ряд задач, в которых для управления ракетами использовались ОД.

1. Рассмотрим конфликтную задачу «сближения-уклонения» двух ракет, движение которых в вертикальной плоскости определяется векторным дифференциальным уравнением

$$\frac{dz_i}{dt} = f_i(z_i(t), \alpha_i(t)), \qquad (7)$$

где

$$z_i = \begin{bmatrix} y_i \\ x_i \\ V_i \\ \theta_i \end{bmatrix};$$

$$f_i(z_i(t), \alpha_i(t)) = \begin{bmatrix} V_i \sin\theta_i \\ V_i \cos\theta_i \\ -(C_{x0i} + A_i\alpha_i^2)q_i S_i / m_i - g\sin\theta_i \\ C_{yi}^{\alpha}\alpha_i q_i S_i / (m_i V_i) - g\cos\theta_i / V_i \end{bmatrix}.$$

Здесь y, x – координаты центра масса в неподвижной системе координат oxy; V – скорость; θ – угол наклона вектора скорости; C_{xo}, A, C_y^{α} – безразмерные аэродинамические коэффициенты; S – площадь миделя; m – масса; q – скоростной напор.

В (7) индекс i =1 соответствует преследователю (П), индекс i =2 – убегающему (Ц).

Управлениями являются углы атаки, которые удовлетворяют ограничениям:

$$|\alpha_i(t)| \le \alpha_{iM}(t). \qquad (8)$$

Заданы начальные условия: $t = t_0, z_1(t_0) = z_{10}, z_2(t_0) = z_{20}$.

Требуется определить управление П $\alpha_1 = \alpha_1(t, z_1(t), z_2(t))$, обеспечивающее минимум функционалу

$$J = \sqrt{[y_2(\vartheta) - y_1(\vartheta)]^2 + [x_2(\vartheta) - x_1(\vartheta)]^2}$$

в предположении, что интересы Ц противоположны.

Момент окончания сближения ϑ не фиксирован, но ограничен, $\vartheta \le T$, где T – заданная величина.

Данная задача рассматривается как антагонистическая дифференциальная игра двух игроков: первый игрок действует в интересах П, а второй игрок – в интересах Ц.

Управления игроков выбираются в дискретные моменты времени t_0, $t_1 = t_0 + \Delta t$, $t_2 = t_1 + \Delta t$ и т. д. на основе анализа взаимного положения ОД игроков в выбранный будущий гипотетический момент времени окончания сближения ϑ_* (рис. 3).

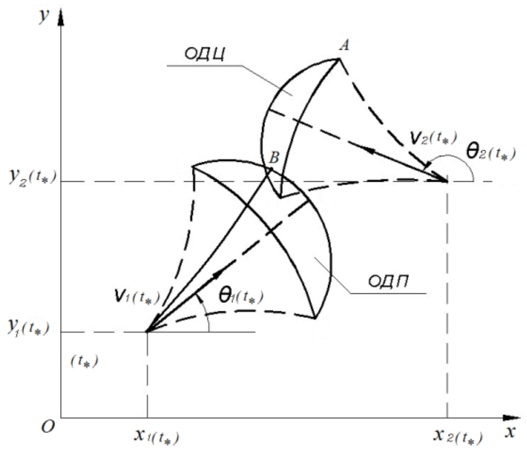

Рис. 3. Взаимное положение ОД П и Ц

Выбор управления П в позиции $\{t_*, z_1(t_*), z_2(t_*)\}$ заключается в определении точки А из ОД Ц, наиболее удалённой от ОД П, точки В из ОД П, ближайшей к точке А; определении программы П $\alpha_{1pr}(t)$, нацеливающей движение в точку В, и выборе управления П в виде $\alpha_1\{t_*, z_1(t_*), z_2(t_*)\} = \alpha_{1pr}(t_*)$.

Алгоритмы выбора управления П и Ц при сближении в горизонтальной и вертикальной плоскости рассмотрены в ряде работ, в которых ОД ракет аппроксимируются треугольниками или ограничиваются дугами окружностей [3, 5-7, 9].

2. Дифференциально-игровые методы, основанные на расчёте ОД, дают возможность успешно решать конфликтные задачи «сближения-уклонения» с учётом ошибок измерений фазовых координат преследователя и цели, обусловленных действием возмущений и помех. Например, если координаты положения цели в вертикальной плоскости определяются с ошибками (рис. 4), тогда ОД цели при выборе управления преследователя строится уже не из точки, а из информационной области, которая содержит точку реального положения цели [6].

3. ОД используются при решении групповых задач управления. Например, задачу наведения двух ракет на маневрирующую цель можно рассматривать как коалиционную дифференциальную игру, в которой преследователи действуют совместно. Коалиционный характер игры проявляется в построении объединённой ОД преследователей [6,9].

4. ОД можно использовать при синтезе систем стабилизации углового положения ракеты, когда на неё действуют возмущения с неизвестными статистическими свойствами. Например, в статье [8] рассмотрена задача синтеза системы стабилизации нормальной перегрузки ракеты при движении в вертикальной плоскости.

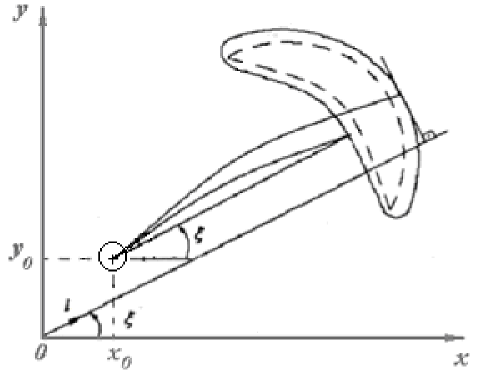

Рис.4. ОД с учётом ошибок измерений

В этом случае для вычисления управления в дискретные моменты времени t_i строится ОД для выбранного момента окончания переходного процесса T в плоскости двух координат: нормальная перегрузка (N_y) и скорость изменения нормальной перегрузки ($\dot{N}_y$). Управление ракеты выбирается на основе определения точки на границе ОД, ближайшей к заданной величине нормальной перегрузки при $\dot{N}_y(T) = 0$. При этом задача расчёта точек границы ОД рассматривается как антагонистическая дифференциальная игра двух игроков: первый игрок действует в интересах ракеты и стремится к увеличению размера ОД за счёт выбора управления $u(t)$, а второй игрок за счёт выбора возмущения $\xi(t)$, которое ограничено по абсолютной величине, стремится уменьшить размер этой ОД. Направление смещения определяется единичным вектором l, расположенным в плоскости построения ОД. В данном случае точки границы ОД строятся в результате решения минимаксной задачи программного управления.

На рис. 5 приведён пример расчёта минимаксной ОД гипотетической ракеты для момента окончания переходного процесса $T = 1{,}5$ с при начальных условиях: $t = 0$, $V(0) = 1650$ м/с, $\theta(0) = 0$, $x(0) = 0$, $y(0) = 6000$ м.

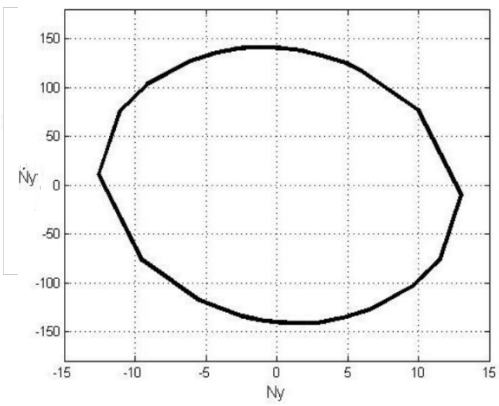

Рис.5. ОД в плоскости двух параметров: N_y *и* $\dot{N}_y$

Управления игроков удовлетворяли ограничениям: $u_{max} = N_{y\max} = 20$, $\xi_{max} =$ $=0{,}1$ рад. – угол, определяющий максимальное значение возмущающего момента вокруг поперечной оси ракеты. Точки ОД строились с шагом $\Delta\varphi = 3{,}33^0$ изменения угла наклона единичного вектора l от $\varphi = 0$ до 2π .

5. ОД применяются при решении задач минимаксной фильтрации с использованием информационных областей. Метод используется в том случае, когда статистические свойства возмущений неизвестны, но задан возможный диапазон их изменения. Идею минимаксной фильтрации рассмотрим на примере следующей задачи. Пусть для управляемой системы (7), (8) с помощью измерительных средств удаётся наблюдать вектор

$$\chi(t) = z(t) + \zeta(t)\,, \tag{9}$$

где

$$\chi^T(t) = [\chi_1(t), \ldots \chi_4(t)];$$

$$\xi^T(t) = [\xi_1(t), \ldots, \xi_4(t)].$$

В (9) вектор $\zeta(t)$ является возмущением, о возможных реализациях которого известно лишь то, что оно удовлетворяет ограничению

$$\left|\xi_i(t)\right| \le \xi_{iM}\,, \quad i = 1, \ldots, 4. \tag{10}$$

В процессе наблюдения управление системы неизвестно, но ограничение (10) задано априорно.

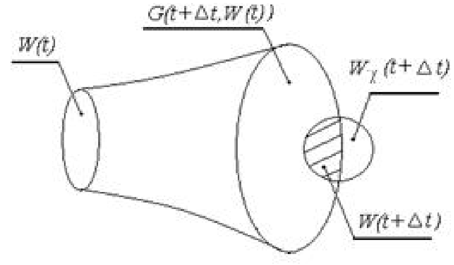

Рис.6. Минимаксная фильтрация на основе расчёта информационных областей

Требуется найти оценку $\tilde{z}(t)$ вектора $z(t)$ по наблюдению сигнала $\chi(\tau)$, где $t_0 \le \tau \le t$ (t_0 – момент начала наблюдения).

Решение поставленной задачи минимаксной фильтрации с ограничениями (8), (10) базируется на подходах, изложенных в работе [1]. Вместо оценки вектора $z(t)$ строится информационная область $W(t)$, заведомо содержащая текущее значение вектора $z(t)$ и совместимая с наблюдаемым сигналом $\chi(t)$. В качестве оценки вектора $z(t)$ используется чебышевский центр области $W(t)$, то есть точка $\tilde{z}(t)$, для которой достигается минимум евклидова расстояния до любой другой точки области.

Пусть в момент времени t построена информационная область $W(t)$, совместимая с сигналом $\chi(t)$ (рис.6). Тогда для определения информационной области $W(t+\Delta t)$ к моменту времени $t+\Delta t$ из области $W(t)$ строится область достижимости $G(t+\Delta t, W(t))$ для системы (7), (8).

Кроме этого, для момента времени $t+\Delta t$ строится информационная область $W_\chi(t+\Delta t)$, совместимая с измеренным сигналом $\chi(t)$. Тогда информационная область $W(t+\Delta t)$ строится как пересечение областей $G(t+\Delta t, W(t))$ и $W_\chi(t+\Delta t)$. В качестве оценки вектора $\tilde{z}(t+\Delta t)$ берётся чебышевский центр области $W(t+\Delta t)$ и так далее для каждого последующего дискретного момента времени.

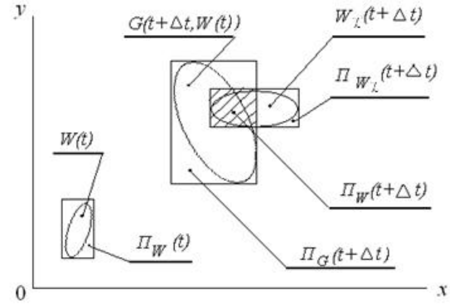

Рис. 7. Аппроксимация информационных областей

Основная трудность при использовании данного подхода связана с построением области достижимости $G(t+\Delta t, W(t))$, форма которой зависит не только от системы уравнений (7) и ограничения (8), но и от формы информационной области $W(t)$.

В работах [6,7,10] информационные области и области достижимости помещаются в параллелепипеды $\Pi_W(t),\ \Pi_G(t)$, размерности которых равны размерности фильтруемого вектора. На рис. 7 показан двухмерный случай.

В этом случае операция пересечения областей $\Pi_{W\chi}(t+\Delta t)$ и $\Pi_G(t+\Delta t)$ выполняется достаточно просто, в результате информационная область $W(t+\Delta t)$ будет находиться в параллелепипеде $\Pi_W(t+\Delta t)$. Недостатком такого подхода является потеря информации при замене реальных областей $W(t)$ и $G(t+\Delta t, W(t))$ мажорирующими их параллелепипедами.

В силу этого в ряде работ, например [6], для аппроксимации информационных областей применяют эллипсоиды, многоугольники. Но применение таких аппроксимаций требует значительно большего объёма вычислений для решения задач фильтрации и не гарантирует во всех случаях повышения точности фильтрации по сравнению с методом параллелепипедов.

В [6] рассмотрен рекуррентный алгоритм минимаксной фильтрации, в котором для расчёта параллелепипедов, аппроксимирующих информационные области, переходят к линеаризованной системе дифференциальных уравнений, коэффициенты которой вычисляются на основе оценки $\tilde{z}(t)$ вектора $z(t)$, полученной на предыдущем шаге фильтрации:

$$\frac{dz}{dt} = Az + Bu + C\,,$$

где

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & a_{13} & a_{14} \\ 0 & 0 & a_{23} & a_{24} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}; B = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ a_{35} & 0 \\ 0 & a_{45} \end{bmatrix};$$

$$C = \begin{bmatrix} a_{10} \\ a_{20} \\ a_{30} \\ 0 \end{bmatrix}; u = \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \end{bmatrix};$$

$$u_1 = |\alpha|;\ u_2 = \alpha\,.$$

Угол атаки удовлетворяет ограничению (8). Коэффициенты этой системы вычисляются по формулам:

$$a_{13} = \sin(\tilde{\theta}(t));\ a_{14} = \tilde{V}(t)\cos(\tilde{\theta}(t)); a_{10} = -\tilde{V}(t)\tilde{\theta}(t)\cos(\tilde{\theta}(t));$$
$$a_{23} = \cos(\tilde{\theta}(t));\ a_{24} = -\tilde{V}(t)\sin(\tilde{\theta}(t)); a_{20} = \tilde{V}(t)\tilde{\theta}(t)\sin(\tilde{\theta}(t));$$
$$a_{35} = -\tilde{A}\tilde{q}S\alpha_M / m;\ a_{30} = -\tilde{C}_{x0}\tilde{q}S/m - g\sin(\tilde{\theta}(t));\ a_{45} = \tilde{C}_y^{\alpha}\tilde{q}S/(m\tilde{V}(t));$$
$$\tilde{A} = A(\tilde{z}(t)); \tilde{C}_{x0} = C_{x0}(\tilde{z}(t)); \tilde{C}_y^{\alpha} = C_y^{\alpha}(\tilde{z}(t)); \tilde{q} = q(\tilde{z}(t)).$$

В статье [10] показано, что для фильтрации параметров движения высокоскоростных ракет можно использовать нелинейную систему дифференциальных уравнений движения, а для её численного решения применять метод Эйлера, что существенно упрощает дифференциально-игровой алгоритм фильтрации. Для аппроксимации областей также используется метод параллелепипедов.

На рис. 8 представлены результаты минимаксной фильтрации высоты полёта при движении с $\alpha(t) = -\alpha_M = -0{,}436$ *рад*. Моделирование проводилось при исходных данных: $t_0 = 0, y = 15000$ м, $x = 0$, $V = 2100$ м/с, $\theta = -0{,}262$ рад. Параметры гипотетической ракеты имели следующие значения: $C_{x0} = 0{,}15$; $A = 4{,}8$; $C_y^{\alpha} = 3{,}44$; $m = 2100$ кг, $S = 0{,}665$ м^2. Шаг фильтрации $\Delta t = 0{,}01\,c$. Уравнения интегрировались методом Рунге-Кутта четвёртого порядка с постоянным шагом $H = 0{,}01c$. При моделировании возмущения рассматривались как коррелированные случайные процессы с корреляционной функцией $K(\tau) = \sigma^2 \ell^{-\alpha_k|\tau|}$, коэффициентом корреляции $\alpha_k = 1$ и шагом $\Delta t = 0{,}01c$. Возмущение по каждой фазовой координате вектора $z(t)$ изменялось по нормальному закону с нулевым математическим ожиданием и $\sigma_x = \sigma_y = 0.50 \cdot (1+t)$ (м), $\sigma_V = 0{,}01 \cdot (1+t)$ (м/с), $\sigma_\theta = 0{,}001 \cdot (1+t)$ (рад).

На этом рисунке верхняя и нижняя кривые определяют отклонение соответственно верхней и нижней границы отфильтрованной области от точного значения, а средняя кривая соответствует ошибке фильтрации высоты полёта.

Рассмотренные примеры показывают, что области достижимости находят всё большее применение при решении различных задач управления движением ракет.

Методы управления, основанные на расчёте областей достижимости, широко используются на кафедре «Процессы управления» БГТУ «Военмех» при выполнении научно-исследовательских работ и рассматриваются в курсах лекций: «Методы оптимального управления», «Игровые методы управления».

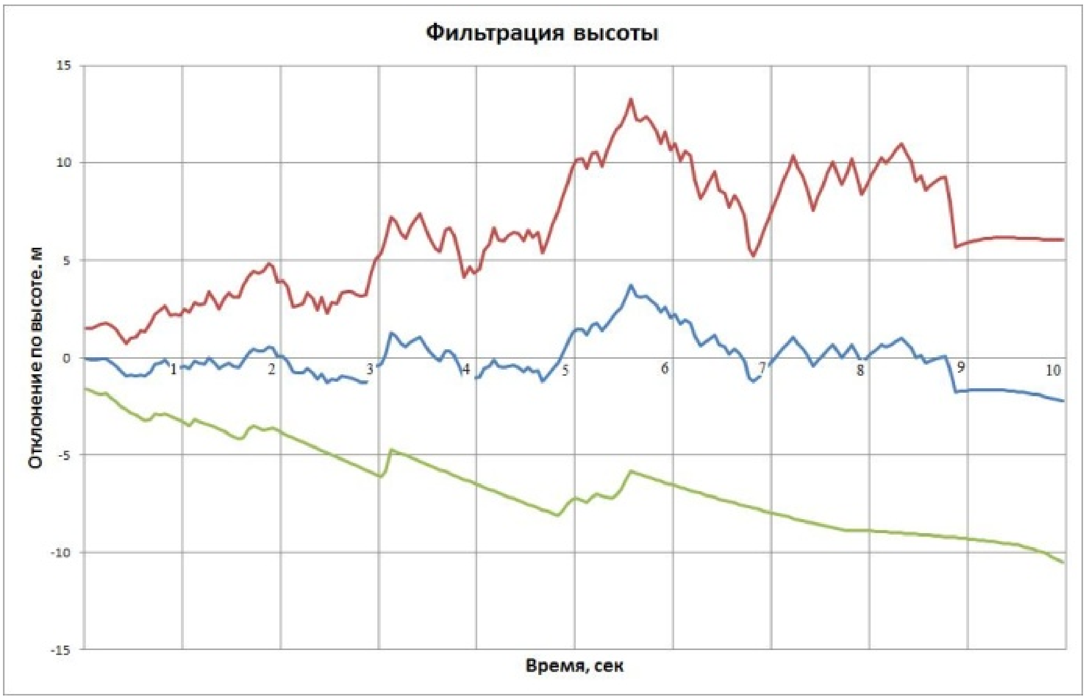

Рис. 8. Фильтрация высоты полёта

Библиографический список

1. Красовский Н.Н. Игровые задачи о встрече движений. М.: Наука, 1970. 420 с.

2. Толпегин О.А. Области достижимости летательных аппаратов: учебное пособие. СПб.: БГТУ, 2002. 106 с.

3. Толпегин О.А. Дифференциально-игровые методы наведения ракет на скоростные маневрирующие цели // Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. 2003. № 1. С. 80-86.

4. Толпегин О.А. Прикладные мето-

ды оптимального управления. СПб.: БГТУ, 2004. 215 с.

5. Толпегин О.А. Методы решения прикладных задач управления в игровой постановке. СПб.: БГТУ, 2007. 211 с.

6. Толпегин О.А. Дифференциально-игровые методы управления движением беспилотных летательных аппаратов. СПб.: БГТУ, 2009. 244 с.

7. Шалыгин А.С., Лысенко Л.Н., Толпегин О.А. Методы моделирования ситуационного управления движением беспилотных летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 2013. 583 с.

8. Толпегин О.А., Сизова А.А. Дифференциально-игровой алгоритм компенсации действия возмущений при управлении беспилотным летательным аппаратом // Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. 2009. № 3. С. 79-83.

9. Толпегин О.А., Емельянова Т.Ю. Коалиционный метод решения конфликтной задачи сближения двух летательных аппаратов с маневрирующей целью // Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. 2011. № 2. С. 30-35.

10. Толпегин О.А. Применение метода минимаксной фильтрации для оценки параметров движения беспилотного летательного аппарата с использованием нелинейной модели // Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. 2014. № 2. С. 51-60.

Информация об авторе

Толпегин Олег Александрович, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой процессов управления, Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д.Ф. Устинова, г. Санкт-Петербург. E-mail: bgtu_a5@mail.ru. Область научных интересов: оптимальное управление, дифференциальные игры.

MISSILE CONTROL ON THE BASIS OF CONSTRUCTION OF ATTAINABILITY DOMAINS

© 2015 O. A. Tolpegin

Baltic State Technical University “VOENMEH” named after D.F. Ustinov,
Saint-Petersburg, Russian Federation

The paper deals with the application of attainability domains for the solution of missile control problems. Methods of calculating the attainability domains are analyzed and two examples of calculating the attainability domains of a missile are given. A set of problems is presented for the solution of which the attainability domains were used. A conflicting problem of “approach-evasion” of two missiles with and without taking account of errors of measurements of motion parameters is discussed. The problem is considered as a differential game of two players with opposite interests. Controls of the players are selected at discrete points in time, based on the analysis of the relative position of attainability domains constructed for a number of the future meeting time points. If the errors of measuring are taken into account the attainability domains are constructed not from the current position but from the information domains that contain the exact values of the motion parameters. The approach problem of two missiles with a maneuvering object is presented in the form of a coalition differential game. In this case the combined attainability domains of the missiles are constructed. Minimax attainability domains constructed taking into account the action of disturbances are used in the problem of synthesis of normal acceleration of the missile under the action of disturbances. In the final part of the paper we discuss the problem of minimax filtration of the missile motion parameters in which information domains including the attainability domain of the missile are approximated by the parallelepipeds in the phase space under consideration.

Attainability domains, missile control, conflicting problem of “approach-evasion”, errors of measurement, stabilization of normal acceleration, minimax filtration on the basis of construction of information domains.

References

1. Krasovskiy N.N. *Igrovyye zadachi o vstreche dvizheniy* [Game problems of approach]. Moscow: Nauka Publ., 1970. 420 p.

2. Tolpegin O.A. *Oblasti dostizhimosti letatel'nykh apparatov: uchebnoe posobie* [Attainability domains of flying vehicles]. SPb.:Baltic State Technical University „VOENMEH“ named after D.F. Ustinov Publ., 2002. 106 p.

3. Tolpegin O.A. Differential game methods of the missile guidance on high-speed maneuvering objects. *Izvestia RARAN*. 2003. No. 1. P.80-86. (In Russ.)

4. Tolpegin O.A. *Prikladnyye metody optimal'nogo upravleniya* [Applied methods of optimal control]. SPb.:Baltic State Technical University «VOENMEH» named after D.F. Ustinov Publ., 2004. 215 p.

5. Tolpegin O.A. *Metody resheniya prikladnykh zadach upravleniya v igrovoy postanovke* [Methods of solving applied control problems in game formulation.] SPb.:Baltic State Technical University «VOENMEH» named after D.F. Ustinov Publ., 2007. 211 p.

6. Tolpegin O.A. *Differentsial'no-igrovyye metody upravleniya dvizheniyem bespilotnykh letatel'nykh apparatov* [Differential game methods of controlling the motion of unmanned flying vehicles]. SPb.:Baltic State Technical University «VOENMEH» named after D.F. Ustinov Publ., 2009. 244 p.

7. Shalygin A.S., Lysenko L.N., Tolpegin O.A. *Metody modelirovaniya situatsionnogo upravleniya dvizheniyem bespilotnykh letatel'nykh apparatov* [Methods of modeling situation control of the motion of unmanned flying vehicles]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2013. 583 p.

8. Tolpegin O.A., Sizova A.A. Differential game algorithm of compensation of disturbances action when controlling of unmanned flying vehicle. *Izvestia RARAN*. 2009. No. 3. P. 79-83. (In Russ.)

9. Tolpegin O.A. Emelyanova T.Y. Coalition method for solving the conflicting approach problem of two missiles with a maneuvering object. *Izvestia RARAN*. 2011. No. 2. P. 30-35. (In Russ.)

10. Tolpegin O.A. Application of the minimax filtration’s method for the estimate of movement’s parameters of the unmanned flying vehicle using nonlinear motion model. *Izvestia RARAN*. 2014. No. 2. P. 51-60. (In Russ.)

About the author

Tolpegin Oleg Aleksandrovich, Doctor of Science (Engineering), Professor, Head of the Department of Control Processes, Baltic State Technical University “VOENMEH” named after D.F. Ustinov, Saint-Petersburg, Russian Federation. E-mail: bgtu_a5@mail.ru. Area of Research: optimal control, differential games.