

<sup>1</sup> Московский технологический университет (МИРЭА), г. Москва, Россия<sup>2</sup> Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), г. Москва, Россия<sup>3</sup> Институт проблем управления имени В.А. Трапезникова РАН, г. Москва, Россия

## ОПЕРАТИВНОЕ РЕШЕНИЕ КРАЕВЫХ И ОПТИМИЗАЦИОННЫХ ЗАДАЧ БАЛЛИСТИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ НА ОСНОВЕ КОГНИТИВНОЙ ГРАФИКИ\*

### Аннотация

Для решения краевых и оптимизационных задач в процессе баллистического проектирования систем управления летательных аппаратов разработан метод оптимизации параметров программы управления летательными аппаратами, основанный на когнитивной графике и технологии визуализации результатов решения серии прямых баллистических задач. Показано, что целесообразно визуализировать не сами поверхности конечных условий, а изолинии равных значений того или иного конечного условия: например, дальности полета и полного полетного времени. Совместное отображение на одной плоскости изолиний, например, дальности и времени полета может позволить проанализировать как сам факт наличия решения поставленной задачи, так и оценить количество существующих решений. Для реализации разработанного метода создан программный комплекс, который позволяет эффективно определять точки пересечения сеточных функций изолиний сферической дальности и полного времени полета летательных аппаратов. Использование разработанного программного комплекса позволяет развивать средства обучения моделированию движения летательных аппаратов на основе когнитивных карт при помощи средств когнитивной графики. Для демонстрации работоспособности разработанного программного комплекса проведен вычислительный эксперимент. Сравнение полученных результатов оптимизации параметров программ управления летательного аппарата с данными результатов лётных испытаний подтвердили высокую точность и оперативность проведенных расчётов.

### Ключевые слова

Система управления; летательный аппарат; траектория; краевая баллистическая задача; изолинии дальности и полного времени полета; компьютерные технологии; метод оптимизации; интеграционные компоненты интеллектуальных информационных и экспертных систем; когнитивные технологии; когнитивная графика.

**Nechaev V.V.<sup>1</sup>, Goncharenko V.I.<sup>2,3</sup>**

<sup>1</sup> Moscow Technological University (MIREA), Moscow, Russia<sup>2</sup> Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia<sup>3</sup> V.A. Trapeznikov Institute of Control Sciences RAS, Moscow, Russia

## OPERATIONAL SOLUTION OF BOUNDARY AND OPTIVIZATION PROBLEMS OF THE BALLISTIC DESING OF FLYING APPARATUSS BASED ON THE COGNITIVE GRAPHICS

### Abstract

To solve the boundary and optimization problems in the process of ballistic design of aircraft control systems, a method for optimizing the parameters of the aircraft control program was developed, based on cognitive graphics and technology for visualizing the results of solving a series of direct ballistic problems. It is shown that it is advisable to visualize not the surfaces of the end conditions

\* Труды II Международной научной конференции «Конвергентные когнитивно-информационные технологии» (Convergent'2017), Москва, 24-26 ноября, 2017

Proceedings of the II International scientific conference "Convergent cognitive information technologies" (Convergent'2017), Moscow, Russia, November 24-26, 2017

*themselves, but isolines of equal values of this or that end condition: for example, flight range and full flight time. The joint mapping of isolines in one plane, for example, range and flight time, may allow analyzing both the fact of having a solution to the task in hand and estimating the number of existing solutions. To implement the developed method, a software package has been created that allows effectively to determine the intersection points of grid functions of contour isolines and the total flight time of aircraft. The use of the developed software package allows us to develop training facilities for modeling the movement of aircraft based on cognitive maps using means of cognitive graphics. To demonstrate the working capacity of the developed software complex, a computer experiment was carried out. A comparison of the obtained results of optimizing the parameters of the control programs of the aircraft with the results of flight tests confirmed the high accuracy and efficiency of the calculations carried out.*

## **Keywords**

*Control system; aircraft; trajectory; edge ballistic problem; distance isolines and full flight time; Computer technologies; optimization method; integration components of intellectual information and expert systems; cognitive technologies; cognitive graphics.*

## **Введение**

В настоящее время компьютерные и информационные технологии поддержки научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ, связанных с созданием и применением систем управления (СУ) летательными аппаратами (ЛА), играют важную роль. Это связано с развивающимися возможностями таких технологий и с постоянно растущими требованиями к качеству управления ЛА. Применение компьютерных и информационных технологий в современных условиях предполагает формулирование и решения разнообразных оптимизационных задач [1-4]. Как показано в [1, 2], оптимизационный подход является одним из наиболее широко применяемых аналитических и вычислительных инструментов для работы с СУ ЛА. Существенной трудностью, стоящей на пути практической реализации оптимизационного подхода, является математическая формализация всей совокупности требований, условий и ограничений, которые должны обеспечиваться выбором варьируемых элементов в рамках решаемой оптимизационной задачи.

В связи с интенсивным развитием смешанных группировок робототехнических беспилотных ЛА и космических аппаратов, в числе названных оптимизационных задач значительный интерес представляет разработка методов решения краевых и оптимизационных задач баллистического проектирования таких ЛА и решения краевых и оптимизационных задач доставки отделяющихся частей ЛА в зоны отчуждения [5, 6]. В основе решения названных задач лежат математические модели движения (ММД) ЛА [5].

Для достижения требуемой точности моделирования и повышения оперативности разработки ММД в работе [7] предложена новая технология моделирования движения ЛА, основанная на аналитической аппроксимации отдельных участков программы управления полётом. Для реализации такой технологии при решении краевых и оптимизационных задач баллистического проектирования разработаны унифицированные ММД [5, 6, 8-18]. Применение названных ММД оказалось эффективным при оптимизации программ СУ ЛА, которая основана на решении краевых баллистических задач (КБЗ) [5].

Для преодоления известной трудности решения названных оптимизационных задач, связанной со сложностями формализации процесса движения ЛА, предлагается технология решения краевых и оптимизационных задач в процессе баллистического проектирования систем управления летательных аппаратов, основанная на когнитивной графике и методе визуализации результатов решения серии прямых баллистических задач. Как известно [19], функция когнитивной графики состоит как раз в повышении наглядности за счет перехода от вербальной или иной символической информации к визуальному образу. При помощи визуализации функциональной модели экспертного представления осуществляется поддержка процесса задания весов в узлах когнитивных карт, формируется визуальный образ модели. Эксперименты показали, что метод может способствовать уменьшению искажающего эффекта, уточнению и формированию новых экспертных представлений. Аналогичная возможность просматривается и для выработки навыков чтения когнитивных карт путем подбора визуализаций, подходящих для чтения когнитивных карт. Таким образом, можно говорить о развитии средств обучения моделированию движения ЛА на основе когнитивных карт при помощи средств когнитивной графики [19].

**Целью исследования** является разработка алгоритмов оптимизации параметров программы управления летательными аппаратами, основанных на когнитивной графике и методе визуализации результатов решения серии прямых баллистических задач, для решения краевых и оптимизационных задач в процессе проектирования систем управления летательных аппаратов.

## Формализация задачи выбора параметров программы управления временем и дальностью полета ЛА

Анализ алгоритмов решения краевых баллистических задач показывает, что на практике часто количество искомых управляющих параметров, не связанных с обеспечением выполнения ограничений на активном участке траектории (АУТ) ЛА, достаточно мало (два-три). В этом случае достаточно применения параметра крутизны траектории и двух дополнительных угловых параметров  $\vartheta_6$  и  $\vartheta_9$ , характеризующих маневры ЛА в плоскости полета на АУТ [5]. Параметр  $\vartheta_6$  характеризует первую «полуволну» этой программы, параметр  $\vartheta_9$  – вторую [5-9].

В отличие от известных публикаций, посвящённых разработке приближенных методов расчета внеатмосферного активного участка траектории [20] и решению задачи о полете ЛА в атмосфере Земли методом быстрых разложений [21, 22], в настоящей работе для решения краевых баллистических задач разработан алгоритм оптимизации параметров программы тангажа ЛА, основанный на методе визуализации результатов решения серии прямых баллистических задач. Показано, что целесообразно визуализировать не сами поверхности конечных условий, а *изолинии* [23] равных значений того или иного конечного условия: например, дальности полета  $S_{сф}$  и полного полетного времени  $T_{п}$ . Каждая точка пересечения указанных изолиний для заданных условий применения ЛА ( $S_{сф} = S_{зад}$  и  $T_{п} = T_{зад}$ ) дает параметры программы управления, обеспечивающие его полет на дальность  $S_{зад}$  за время  $T_{зад}$ .

Учтём то обстоятельство, что количество участков программы тангажа до момента времени  $t_6 = t_{\vartheta(t)=\vartheta_6}$  для различных ЛА может быть различным. Участок полёта с углом тангажа  $\mathcal{H}(t) = \vartheta_6$  условно будем обозначать  $\mathcal{G}_6$ , а участок полёта с  $\mathcal{H}(t) = \vartheta_9$  по аналогии обозначим  $\mathcal{G}_9$  [5].

Представим математическую модель движения ЛА в символической форме:

$$\|R, V\| = F(t, \mathcal{G}_6, \mathcal{G}_9, P), \quad (1)$$

где под множеством параметров ЛА, геофизических условий полета и ограничений на условия полета  $P$  можно в каждом конкретном случае понимать различные совокупности исходных данных, обеспечивая таким образом возможность сосредоточить внимание на общих для всех рассматриваемых случаев особенностях решения задачи.

Тогда существо задачи сводится к следующему:

Даны:

- 1) математическая модель движения ЛА (1) и параметры  $P$ ;
- 2) координаты точек старта и цели в сферической геоцентрической системе координат;
- 3) требуемая конфигурация области допустимых параметров полёта ЛА в плотных слоях атмосферы, задаваемая в форме замкнутого многоугольника с вершинами, координаты которых в пространстве  $\{V_{вх}, \theta_{вх}\}$  задаются в качестве исходных данных;
- 4) требуемое полное время полёта  $T_{тр}$ .

Требуется разработать метод выбора параметров  $\mathcal{G}_6$  и  $\mathcal{G}_9$  программы тангажа, обеспечивающих полёт ЛА на заданную дальность за требуемое время при заданном явно или через формализующие его расчет требования  $\mathcal{G}_k$  и фиксированном направлении запуска, задаваемом азимутом  $A_0$ .

### Геометрическая интерпретация задачи

Для выработки рациональной стратегии решения сформулированной задачи удобно воспользоваться ее геометрической интерпретацией. Заметим, что по известным координатам точек старта и цели в сферической геоцентрической системе координат легко могут быть вычислены сферический азимут  $A_{сф}$  направления на конечную точку полёта и сферическая дальность  $S_{сф}$  до этой точки, являющиеся фактически координатами точки цели относительно точки старта. Очень важно, что переход к этим координатам позволяет использовать модели движения как учитывающие вращение Земли вокруг своей оси, так и не учитывающие вращения Земли. Учет вращения Земли здесь заключается в том, что необходимо вычислять выступающие в качестве краевых условий  $A_{сф}$  и  $S_{сф}$  по координатам точки цели, находящейся на поверхности вращающейся Земли. В этом случае можно интерпретировать множество  $S_{сф}(\mathcal{G}_6, \mathcal{G}_9, \mathcal{G}_k)$  как поверхность. Типичный вид такой поверхности приведен на рис. 1.

Существенным для решения поставленной задачи фактором является то, что рассматриваемая поверхность является достаточно гладкой, т.е. допускает использование классических средств для ее математической аппроксимации (например, двумерных кубических сплайнов).

Аналогичным образом можно представить поверхность  $T_{тр}(\mathcal{G}_6, \mathcal{G}_9, \mathcal{G}_k)$ . Тогда геометрический смысл решения задачи можно интерпретировать как множество точек пересечения указанных поверхностей. Подобным образом можно вводить поверхности  $\theta_{вх}(\mathcal{G}_6, \mathcal{G}_9, \mathcal{G}_k)$  и т.п. Однако на практике такой прямой подход к решению поставленной задачи не совсем удобен, т.к. линиями пересечения окажутся пространственные кривые, которые воспринимаются анализирующим их специалистом с серьезными затруднениями.

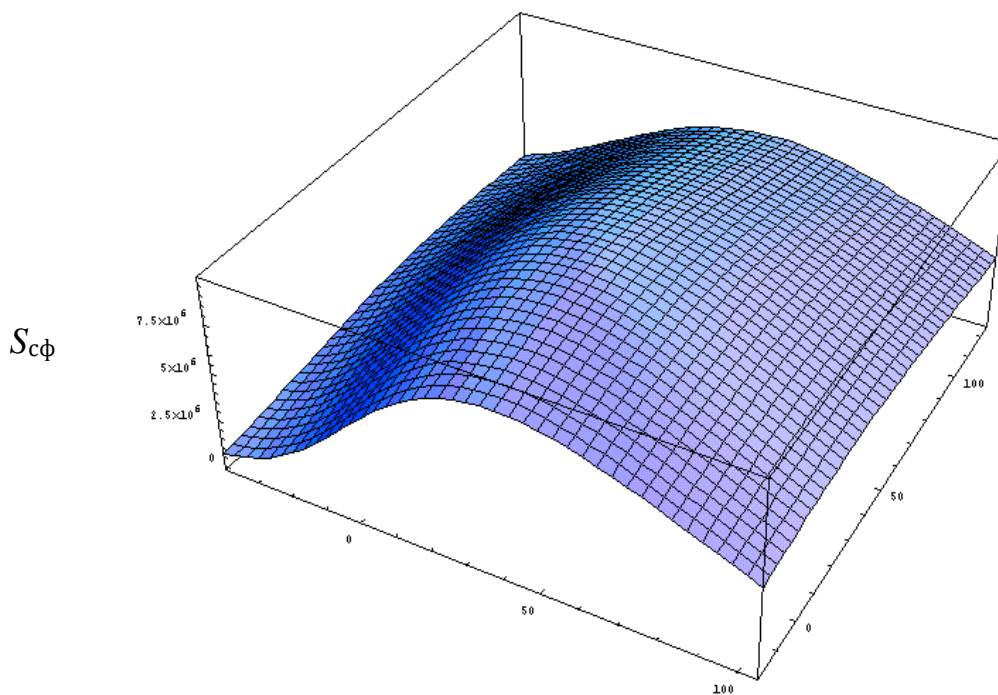


Рис. 1. Характер зависимости дальности полета ЛА от управляющих параметров при заданном угле  $\vartheta_k$ .

Причина этих затруднений состоит в том, что любой оператор по-разному воспринимает пространственную кривую в зависимости от угла зрения, под которым он на нее смотрит. Это может привести к неадекватной оценке расстояний, характеризующих невязки конечных условий и даже качественно исказить наблюдаемые расстояния, характеризующие эти невязки.

В связи с изложенным предлагается подход к интерпретации зависимости конечных условий от управляющих параметров программы управления полной энергией ЛА [23], основанный на отображении анализируемых зависимостей с помощью изолиний равного уровня значений соответствующих краевых условий. Это в равной степени касается отображения всех анализируемых конечных условий в пространство управляющих параметров. Более того, совместное отображение на одной плоскости изолиний, например, дальности и времени полета может позволить проанализировать как сам факт наличия решения поставленной задачи, так и оценить количество существующих решений.

### Общая идея алгоритма решения краевой задачи и построения изолинии дальности

Для сокращения записи зависимостей анализируемых конечных условий вида  $S_{тр} = S_{сф}(\vartheta_6, \vartheta_9, \vartheta_k)$  от управляющих параметров программы управления полной энергией ЛА с учетом специфики задания параметра  $\vartheta_k$ , рассмотренной выше, условимся далее записывать эти зависимости в сокращенной форме:  $S_{тр}(\vartheta_6, \vartheta_9)$ ,  $T_{тр}(\vartheta_6, \vartheta_9)$ ,  $\theta_{вх}(\vartheta_6, \vartheta_9)$  и т.д.

Общая идея алгоритма и физический смысл связей между искомыми параметрами, а также порядок построения самой изолинии  $S_{сф}(\vartheta_6, \vartheta_9)$  отображены на рис. 2.

В качестве исходных данных для решения краевой задачи используется результат выбора первой точки будущей изолинии и соответствующие ей параметры программы тангажа. Первая точка легко определяется в ходе одномерного поиска решения уравнения  $S_{сф}(\vartheta_6, \vartheta_9) = S_{тр}$  на множестве значений  $\{\vartheta_6, \vartheta_9\}$ , принадлежащем прямой, проведенной из точки, отвечающей полету на максимальную дальность, до точки, являющейся углом прямоугольной области допустимых значений  $\{\vartheta_6, \vartheta_9\}$ , в котором сферическая дальность принимает минимальное значение. На рис. 2 эта прямая отображена жирной штрих – пунктирной линией.

Общая идея вычисления значений параметров  $\vartheta_6$  и  $\vartheta_9$ , обеспечивающих получение траектории требуемой дальности при заданном времени полёта, очень проста. Каждой точке изолинии соответствует своё полное время полёта до цели. В общем случае, время полёта  $T_{п}(\vartheta_6, \vartheta_9)$  для любой точки пересечения изолинии  $S_{тр} = S_{сф}(\vartheta_6, \vartheta_9)$  с прямой, задающей начальные условия поиска, может значительно отличаться от  $T_{тр}$ . Разработан алгоритм вычисления соседней точки изолинии (находящейся в окрестности  $\Delta\vartheta$  от исходной). С его помощью легко проверить, приближается  $T_{п}$  к  $T_{тр}$  или удаляется.

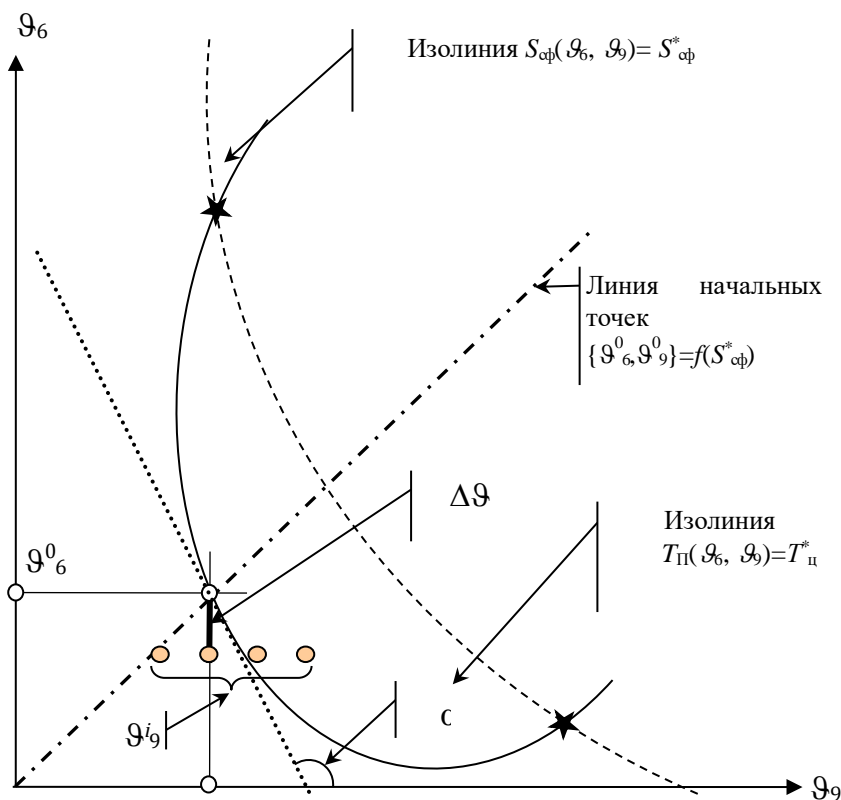


Рис. 2. Порядок построения изолинии дальности  $S_{сф}(\vartheta_6, \vartheta_9)$

Движение вдоль изолинии в направлении убывания  $T_{п} - T_{тр}$ , очевидно, позволяет локализовать отрезок изолинии, содержащий решение задачи на множестве допустимых значений  $\vartheta_6$  и  $\vartheta_9$ , если решение существует, либо дать заключение об отсутствии решения в противном случае.

С учетом ограничений на угол и скорость входа ЛА в атмосферу задача усложняется только тем, что необходимо «отрезать» от изолинии ту ее часть, которая находится за пределами ограничения типа  $\theta_{вх}(\vartheta_6, \vartheta_9) \leq \theta_{доп}$ .

На основе использования рассмотренных геометрических аналогий оказалось возможным разработать достаточно простую логическую схему построения изолиний дальности  $S_{тр} = S_{сф}(\vartheta_6, \vartheta_9)$  с учетом наложенных на условия входа в атмосферу ограничений и заданного краевого условия  $T_{тр} = T_{п}(\vartheta_6, \vartheta_9)$ .

Построение изолинии начинается от точки, принадлежащей рассмотренной ранее прямой линии, соединяющей точки с максимальной и минимальной допустимыми дальностями полета. Завершается её построение в момент определения пары параметров  $(\vartheta_6^*, \vartheta_9^*)$ , отвечающих одновременно краевому условию по дальности  $S_{сф}(\vartheta_6, \vartheta_9) = S_{сфтр}$  и краевому условию по времени  $T_{п}(\vartheta_6, \vartheta_9)$ . Если оказывается, что удовлетворение краевого условия по времени в заданных геофизических условиях пуска невозможно (с учетом конструктивных ограничений), то предлагаемый алгоритм вычисляет точку с параметрами  $(\vartheta_6^*, \vartheta_9^*)$ , отвечающими минимальному расстоянию от неё до изолинии  $T_{тр} = T_{п}(\vartheta_6, \vartheta_9)$ . Такой компромисс вместо простого заключения об отсутствии решения представляется вполне логичным.

Особенности построения изолиний заключаются в следующем:

1) линия начальных точек проводится от точки  $S_{мин}(\vartheta_6, \vartheta_9)$  до точки  $S_{макс}(\vartheta_6, \vartheta_9)$ ;

2)  $\text{tg } \alpha \approx \left| \frac{\vartheta_6^i - \vartheta_6^{i-1}}{\vartheta_9^i - \vartheta_9^{i-1}} \right|$ , если  $\text{tg } \alpha > 1$ , (изображенный на рис. 2 случай), то 4 точки следует строить вдоль оси

$\vartheta_9$ , в противном случае – вдоль оси  $\vartheta_6$ ;

3) реализуется строгий поиск обоих решений (отмеченных звездочками);

4) каждое из решений проверяется на принадлежность к области входа.

Условиями прекращения построения изолинии являются:

- параметры входа ЛА в атмосферу (скорость или угол входа) оказались вне допустимой области входа;

- значение хотя бы одного из параметров программы ( $\vartheta_6$  или  $\vartheta_9$ ) оказались за границей допустимых значений;
- значение  $T_{ц}^*$  принадлежит интервалу  $[T_{ц}^{i-1}, T_{ц}^i]$ .

Преимущества разработанного алгоритма решения КБЗ управления  $S_{сф}^*$  и  $T_{ц}^*$  состоят в следующем:

- алгоритм является самостартующим;
- двумерная по математическому смыслу краевая задача за счет технологии оперативной смены управляющего параметра сведена к одномерной, что повышает оперативность решения и надежность алгоритма;
- точность алгоритма определяется только шагом приращения управляющего параметра и в практически разумных пределах не ограничена.

### Тестовый пример расчёта

При реализации разработанного метода был создан программный комплекс *IsolineGraf*, позволяющий решать задачи оптимизации с помощью визуализации изолиний дальности полета  $S_{сф}$  и полного полетного времени  $T_{п}$ . Внешний вид главного окна разработанного программного комплекса представлен на рис. 3.

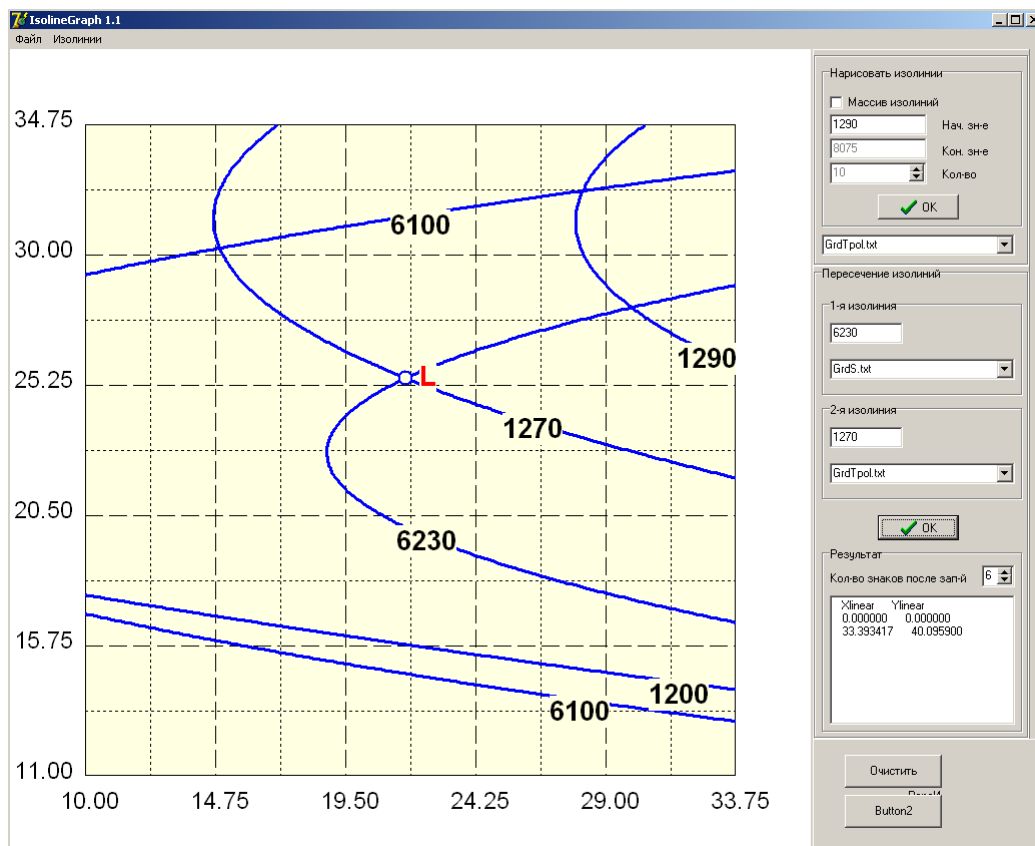


Рис. 3. Главное окно программного комплекса *IsolineGraf*

Для демонстрации работоспособности разработанного программного комплекса *IsolineGraf* были использованы файлы, содержащие сеточные функции сферической дальности  $S_{сф}(\vartheta_6, \vartheta_9)$  и полного времени полёта  $T_{п}(\vartheta_6, \vartheta_9)$ , полученные в результате вычислений с использованием математической модели движения гипотетического ЛА. Управляющие параметры программы тангажа изменялись в диапазоне:

$\vartheta_6 \in (-10; 90)$ , с шагом, равным 1;

$\vartheta_9 \in (-25; 75)$ , с шагом, равным 1.

Для тестового примера построено отображение точек пересечения изолиний уровня функций  $S_{сф}$  и  $T_{п}$  со значениями 10000 км и 2400 с соответственно. На полученных отображениях линий уровня найдены две точки пересечения изолиний (47,1021; 19,7058) и (12,3303; 39,6834). Эти точки представляют собой пары значений управляющих параметров программы тангажа ЛА  $\vartheta_6$  и  $\vartheta_9$ , необходимых для полёта ЛА на дальность 10000 км за время 2400 с. Сравнение полученных результатов оптимизации параметров программ тангажа ЛА с данными результатов испытаний подтвердили высокую точность и

оперативность проведенных расчётов.

## Выводы

Таким образом, сформулирована концепция решения специфических краевых и оптимизационных задач выбора траекторий ЛА, основанная на когнитивной графике и методе визуализации результатов решения серии прямых баллистических задач. На основе сформулированной концепции разработаны алгоритмы программный комплекс оптимизации параметров программы управления летательными аппаратами. Для демонстрации работоспособности разработанного программного комплекса проведен вычислительный эксперимент. Сравнение полученных результатов оптимизации параметров программ тангажа ЛА с данными результатов лётных испытаний подтвердили высокую точность и оперативность проведенных расчётов.

## Благодарности

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 16-29-04326 офи\_м.

## Литература

1. Веремей Е.И. Когнитивная реализация оптимизационного подхода к синтезу законов управления подвижными объектами // Современные информационные технологии и ИТ-образование. – 2016. – Т. 12, № 1. – С. 98-107.
2. Veremey E. Cognitive implementation of optimization approach to the control system design for moving objects // Convergent Cognitive Information Technologies (Convergent 2016), Moscow, Russia, November 25-26, 2016. – 2016. Vol. 1763. – P. 98-107. URL: <http://ceur-ws.org/Vol-1763/> (дата обращения: 29.07.2017).
3. Нечаев В.В., Гончаренко В.И., Рожнов А.В., Лычев А.В., Лобанов И.А. Интеграция компонентов виртуальной семантической среды и обобщенной модели анализа среды функционирования // Современные информационные технологии и ИТ-образование. – 2016. – Т. 12, № 3, часть 1. – С. 187-194.
4. Nechaev V., Goncharenko V., Rozhnov A., Lytchev A., Lobanov I. Integration of virtual semantic environments components and generalized Data Envelopment Analysis (DEA) model // CEUR Workshop Proceedings (CEUR-WS.org): Selected Papers of the XI International Scientific-Practical Conference Modern Information Technologies and IT-Education (SITITO 2016), Moscow, Russia, November 25-26, 2016. – 2016. Vol. 1761. – P. 339-347. URL: <http://ceur-ws.org/Vol-1761/> (дата обращения: 29.07.2017).
5. Беневольский С.В., Гончаренко В.И. Решение краевых и оптимизационных задач баллистического проектирования на основе визуализации сеточных функций // Вестник Московского авиационного института. – 2009. – Т.16, № 3. – С. 90-100.
6. Беневольский С.В., Гончаренко В.И. Перспективные технологии решения задач доставки отделяющихся частей ракет-носителей с терминальным наведением // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва. – 2011. – № 2 (26). – С. 10-20.
7. Беневольский С.В. Математические модели движения для синтеза методов наведения перспективных баллистических ракет // Оборонная техника. – 2007. – № 3-4. – С. 12-16.
8. Гончаренко В.И., Горченко Л.Д. Визуализация следа траекторий аэробаллистических летательных аппаратов на электронных картах Земли // Научные технологии в космических исследованиях Земли. Спецвыпуск. – 2016. – №S1. – С.20-29.
9. Беневольский С.В., Гончаренко В.И., Кучерявенко Д.С. Определение кинематических параметров движения летательных аппаратов на основе фильтрации телеметрических измерений // Вестник Казанского государственного технического университета им. А.Н. Туполева. – 2012. – № 1. – С. 10-17.
10. Гончаренко В.И. Классификация траекторий летательных аппаратов с помощью методов искусственного интеллекта // Информационно-измерительные и управляющие системы. – 2012. – Т. 10, № 4. – С. 54-60.
11. Гончаренко В.И., Горченко Л.Д. Оценка области расположения конечных точек маршрута гиперзвукового летательного аппарата // Вестник компьютерных и информационных технологий. – 2013. – № 2. – С. 3-5.
12. Lebedev G., Goncharenko V., Mikhaylin D., Rumakina A. Aircraft group coordinated flight route optimization using branch-and-bound procedure in resolving the problem of environmental monitoring // ITM Web of Conferences. Volume 10 (2017). 2017 Seminar on Systems Analysis. Moscow, Russia, February 14-15, 2017. Published online: 15 March 2017. DOI: <https://doi.org/10.1051/itmconf/20171001003>.
13. Лебедев Г.Н., Гончаренко В.И., Румакина А.В. Модификация метода ветвей и границ для двумерной маршрутизации координированного полета группы летательных аппаратов // Мехатроника, автоматизация, управление. – 2016. – Т. 17, №11. – С. 783-791. DOI:10.17587/mau.17.783-791.
14. Goncharenko V.I., Gorchenko L.D. A Method to Maneuver Aeroballistic Missiles under Counteractions // Journal of Computer and Systems Sciences International. – 2017. Vol. 56, No. 3. – P. 505-518. DOI: 10.1134/S1064230717030108. URL: <http://link.springer.com/article/10.1134/S1064230717030108>.
15. Гончаренко В.И., Горченко Л.Д. Организация маневрирования аэробаллистических летательных аппаратов в условиях противодействия // Известия РАН. Теория и системы управления. – 2017. – № 3. – С. 170-183. DOI: 10.7868/S0002338817030106.
16. Гончаренко В.И., Кан Ю.С., Травин А.А. Математическое и программное обеспечение анализа рассеивания точек падения фрагментов летательных аппаратов // Труды МАИ: электронный журнал. 24.12.2012. Вып. №61. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/> (дата обращения: 29.07.2017).
17. Бельский С.Ю., Беневольский С.В., Гончаренко В.И., Обухов Ю.В. Оптимизация параметров программ управления ЛА на основе сеточных функций // Модернизация и инновации в авиации и космонавтике: сб. науч. статей / Мос. авиац. ин-т; под ред. проф. Ю.Ю. Комарова. – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. – С. 170-173.
18. Беневольский С.В., Гончаренко В.И., Стефанович А.И., Суринов Р.Т., Четин А.И. Создание программного компонента для построения линий уровня трехмерных поверхностей // Проектирование, конструирование и производство авиационной техники: сб. статей / Мос. авиац. ин-т. – М.: Изд-во МАИ, 2005. – С. 74-78.
19. Абрамова Н.А., Воронина Т.А., Порцев Р.Ю. Применение идей когнитивной графики для повышения достоверности решения задач на основе когнитивных карт // Управление большими системами: сб. трудов международной конференции.

- М.: ИПУ им. В.А. Трапезникова РАН. – 2010. – С. 411-430.
20. Карагодин В.В. Приближенные методы расчета внеатмосферного активного участка траектории // Труды МАИ: электронный журнал. 27.06.2013. Вып. №66. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/> (дата обращения: 29.07.2017).
  21. Чернышов А.Д. Метод быстрых разложений для решения нелинейных дифференциальных уравнений // Журнал вычислительной математики и математической физики. – 2014. – Т. 54, № 1. – С. 13-24.
  22. Чернышов А.Д., Горяйнов В.В., Чернышов О.А. Решение задачи о полете космического корабля в атмосфере Земли методом быстрых разложений // Тенденции развития технических наук: сборник статей международной научно-практической конференции. – Уфа: Аэтерна, 2014. – С. 82-85.
  23. Переберин А. В. Построение изолиний с автоматическим масштабированием // Вычислительные методы и программирование. – 2001, Т. 2, № 2. – С. 22-32.

## References

1. Veremey E.I. Kognitivnaja realizacija optimizacionnogo podhoda k sintezu zakonov upravlenija podvizhnymi objektami // Sovremennye informacionnye tehnologii i IT-obrazovanie. – 2016. – Т. 12, № 1. – С. 98-107.
2. Veremey E. Cognitive implementation of optimization approach to the control system design for moving objects // Convergent Cognitive Information Technologies (Convergent 2016), Moscow, Russia, November 25-26, 2016. – 2016. Vol. 1763. – P. 98-107. URL: <http://ceur-ws.org/Vol-1763/> (дата обращения: 29.07.2017).
3. Nechaev V.V., Goncharenko V.I., Rozhnov A.V., Lychev A.V., Lobanov I.A. Integracija komponentov virtual'noj semanticheskoy sredy i obobshhennoj modeli analiza sredy funkcionirovanija // Sovremennye informacionnye tehnologii i IT-obrazovanie. – 2016. – Т. 12, № 3, chast' 1. – С. 187-194.
4. Nechaev V., Goncharenko V., Rozhnov A., Lychev A., Lobanov I. Integration of virtual semantic environments components and generalized Data Envelopment Analysis (DEA) model // CEUR Workshop Proceedings (CEUR-WS.org): Selected Papers of the XI International Scientific-Practical Conference Modern Information Technologies and IT-Education (SITITO 2016), Moscow, Russia, November 25-26, 2016. – 2016. Vol. 1761. – P. 339-347. URL: <http://ceur-ws.org/Vol-1761/> (дата обращения: 29.07.2017).
5. Benevol'skij S.V., Goncharenko V.I. Reshenie kraevyh i optimizacionnyh zadach ballisticheskogo proektirovanija na osnove vizualizacii setochnyh funkcionij // Vestnik Moskovskogo aviacionnogo instituta. – 2009. – Т. 16, № 3. – С. 90-100.
6. Benevol'skij S.V., Goncharenko V.I. Perspektivnye tehnologii reshenija kraevyh zadach dostavki otdelajushhihsja chastej raketnositelej s terminal'nyh navedenijem // Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo ajerokosmicheskogo universiteta imeni akademika S.P. Koroljova. – 2011. – № 2 (26). – С. 10-20.
7. Benevol'skij S.V. Matematicheskie modeli dvizhenija dlja sinteza metodov navedenija perspektivnyh ballisticheskikh raket // Oboronnaja tehnika. – 2007. – № 3-4. – С. 12-16.
8. Goncharenko V.I., Gorchenko L.D. Vizualizacija sleda traektorij ajeroballisticheskikh letatel'nyh apparatov na jelektronnyh kartah Zemli // Naukoemkie tehnologii v kosmicheskikh issledovanijah Zemli. Specvypusk. – 2016. – №S1. – С.20-29.
9. Benevol'skij S.V., Goncharenko V.I., Kucherjavenko D.S. Opredelenie kinematičeskikh parametrov dvizhenija letatel'nyh apparatov na osnove fil'tracii telemetričeskikh izmerenij // Vestnik Kazanskogo gosudarstvennogo tehničeskogo universiteta im. A.N. Tupoleva. – 2012. – № 1. – С. 10-17.
10. Goncharenko V.I. Klassifikacija traektorij letatel'nyh apparatov s pomoshh'ju metodov iskusstvennogo intellekta // Informacionno-izmeritel'nye i upravljajushhie sistemy. – 2012. – Т. 10, № 4. – С. 54-60.
11. Goncharenko V.I., Gorchenko L.D. Ocenka oblasti raspolozhenija konečnyh toček maršruta giperzvukovogo letatel'nogo apparata // Vestnik komp'yuternyh i informacionnyh tehnologij. – 2013. – № 2. – С. 3-5.
12. Lebedev G., Goncharenko V., Mikhaylin D., Rumakina A. Aircraft group coordinated flight route optimization using branch-and-bound procedure in resolving the problem of environmental monitoring // ITM Web of Conferences. Volume 10 (2017). 2017 Seminar on Systems Analysis. Moscow, Russia, February 14-15, 2017. Published online: 15 March 2017. DOI: <https://doi.org/10.1051/itmconf/20171001003>.
13. Lebedev G.N., Goncharenko V.I., Rumakina A.V. Modifikacija metoda vetvej i granic dlja dvumernoj maršrutizacii koordinirovannogo poleta gruppy letatel'nyh apparatov // Mehatronika, avtomatizacija, upravlenie. – 2016. – Т. 17, №11. – С. 783-791. DOI:10.17587/mau.17.783-791.
14. Goncharenko V.I., Gorchenko L.D. A Method to Maneuver Aeroballistic Missiles under Counteractions // Journal of Computer and Systems Sciences International. – 2017, Vol. 56, No. 3. – P. 505-518. DOI: 10.1134/S1064230717030108. URL: <http://link.springer.com/article/10.1134/S1064230717030108>.
15. Goncharenko V.I., Gorchenko L.D. Organizacija manevrirovaniya ajeroballisticheskikh letatel'nyh apparatov v uslovijah protivodejstvija // Izvestija RAN. Teorija i sistemy upravlenija. – 2017. – № 3. – С. 170-183. DOI: 10.7868/S0002338817030106.
16. Goncharenko V.I., Kan Ju.S., Travin A.A. Matematicheskoe i programmnoe obespechenie analiza rasseivaniya toček padenija fragmentov letatel'nyh apparatov // Trudy MAI: jelektronnyj zhurnal. 24.12.2012. Vyp. №61. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/> (дата обращения: 29.07.2017).
17. Bel'skij S.Ju., Benevol'skij S.V., Goncharenko V.I., Obuhov Ju.V. Optimizacija parametrov programm upravlenija LA na osnove setochnyh funkcionij // Modernizacija i innovacii v aviacii i kosmonavtike: sb. nauch. statej / Mos. aviac. in-t; pod red. prof. Ju.Ju. Komarova. – М.: Izd-vo MAI-PRINT, 2010. – С. 170-173.
18. Benevol'skij S.V., Goncharenko V.I., Stefanovich A.I., Surinov R.T., Chetin A.I. Sozdanie programmnoho komponenta dlja postroenija linij urovnja trehmernyh poverhnostej // Proektirovanie, konstruirovanie i proizvodstvo aviacionnoj tehniki: sb. statej / Mos. aviac. in-t. – М.: Izd-vo MAI, 2005. – С. 74-78.
19. Abramova N.A., Voronina T.A., Porcev R.Ju. Primenenie idej kognitivnoj grafiki dlja povyšeniya dostovernosti reshenija zadach na osnove kognitivnyh kart // Upravlenie bol'shimi sistemami: sb. trudov mezhdunarodnoj konferencii. М.: IPU im. V.A. Trapeznikova RAN. – 2010. – С. 411-430.
20. Karagodin V.V. Priblizhennye metody rasčeta vneatmosfernogo aktivnogo uchastka traektorii // Trudy MAI: jelektronnyj zhurnal. 27.06.2013. Vyp. №66. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/> (дата обращения: 29.07.2017).
21. Chernyshov A.D. Metod bystryh razlozhenij dlja reshenija nelinejnyh differencial'nyh uravnenij // Zhurnal vychislitel'noj matematiki i matematicheskoy fiziki. 2014. – Т. 54, № 1. – С. 13-24.
22. Chernyshov A.D., Gorjajnov V.V., Chernyshov O.A. Reshenie zadachi o polete kosmicheskogo korablja v atmosfere Zemli metodom bystryh razlozhenij // Tendencii razvitiya tehničeskikh nauk: sbornik statej mezhdunarodnoj nauchno-praktičeskoy konferencii. – Уфа: Аэтерна, 2014. – С. 82-85.
23. Pereberin A. V. Postroenie izolinij s avtomatičeskim masshtabirovanijem // Vychislitel'nye metody i programmirovanie, 2001, Т. 2, № 2. – С. 22-32.



**Об авторах:**

**Нечаев Валентин Викторович**, доктор физико-математических наук, профессор, профессор кафедры «Интеллектуальные технологии и системы», Московский технологический университет (МИРЭА), [sukhomlin@mail.ru](mailto:sukhomlin@mail.ru)

**Гончаренко Владимир Иванович**, доктор технических наук, доцент, директор Военного института, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); ведущий научный сотрудник лаборатории Системной интеграции средств управления, Институт проблем управления имени В.А. Трапезникова РАН, [vladimirgonch@mail.ru](mailto:vladimirgonch@mail.ru)

**Note on the authors:**

**Nechaev Valentin V.**, Doctor of Engineering Sciences, Full Professor, head of the laboratory of open information technologies faculty of computational mathematics and Cybernetics, Moscow Technological University (MIREA), [sukhomlin@mail.ru](mailto:sukhomlin@mail.ru)

**Goncharenko Vladimir I.**, Doctor of Engineering Sciences, Research Officer, Director of the Military Institute, Moscow Aviation Institute (National Research University); Leading Researcher of the Laboratory of System Integration of the Control Means, V.A. Trapeznikov Institute of Control Sciences RAS, [vladimirgonch@mail.ru](mailto:vladimirgonch@mail.ru)