

ВЕСТНИК

КОМПЬЮТЕРНЫХ И ИНФОРМАЦИОННЫХ

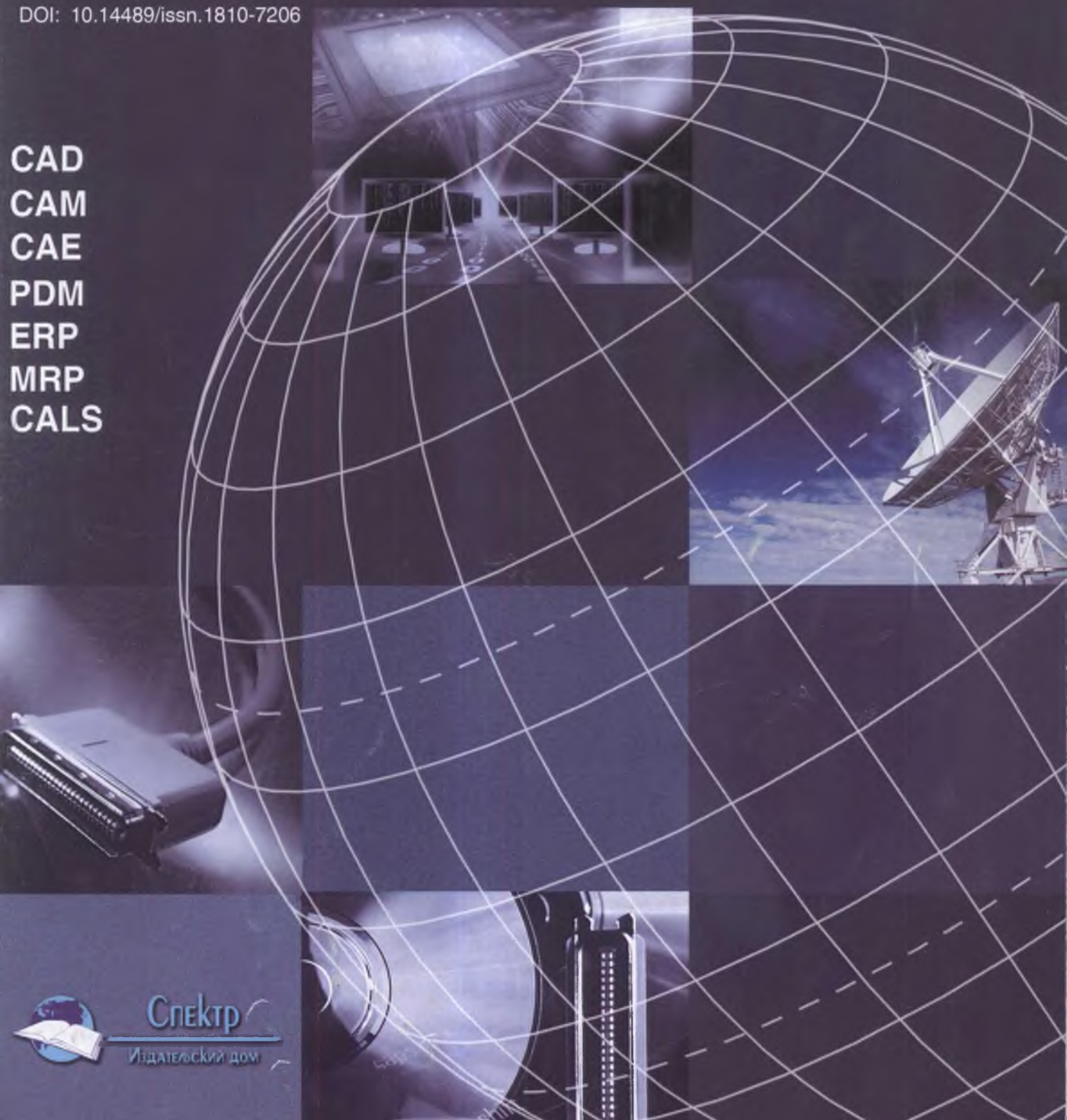
12•2017

ТЕХНОЛОГИЙ

НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ И ПРОИЗВОДСТВЕННЫЙ ЖУРНАЛ

DOI: 10.14489/issn.1810-7206

CAD
CAM
CAE
PDM
ERP
MRP
CALs



**Председатель
редакционного совета**
Г. Г. Себряков, чл.-корр. РАН

Главный редактор
И. А. Каляев, акад. РАН

**Заместители председателя
редакционного совета:**
С. Ю. Желтов, акад. РАН
М. Н. Красильщиков, д.т.н.

Редакционный совет:
В. И. Аверченков, д.т.н.
(зам. гл. редактора)
О. И. Атакишев, д.т.н.
А. И. Башмаков, к.т.н.
С. Н. Васильев, акад. РАН
Ю. В. Визильтер, д.ф.-м.н.
А. И. Кибзун, д.ф.-м.н.
П. Е. Клейзер (зам. гл. редактора)
Ю. Н. Кофанов, д.т.н.
В. В. Лебедев, чл.-корр. РАН
Е. А. Микрин, акад. РАН
В. В. Попов, д.т.н.
А. В. Рыбаков, к.т.н.
Р. Л. Смелянский, чл.-корр. РАН

Региональные редсоветы:

Белгород
И. С. Константинов, д.т.н.

Переславль-Залесский
С. М. Абрамов, чл.-корр. РАН

Иркутск
И. В. Бычков, акад. РАН

Ростов-на-Дону
В. И. Минкин, акад. РАН
А. В. Солдатов, д.ф.-м.н.

Минск (Белоруссия)
С. В. Абламейко, акад. НАНБ

Санкт-Петербург
Ю. А. Гатчин, д.т.н.

Нижний Новгород
Р. Я. Вакуленко, д.э.н.
С. И. Ротков, д.т.н.

Ставрополь
П. А. Аверичкин, д.т.н.
Таганрог
В. В. Курейчик, д.т.н.

Орел
В. Т. Еременко, д.т.н.
А. В. Коськин, д.т.н.

г. Тэгу (Южная Корея)
Р. А. Зиятдинов, к.ф.-м.н.
г. Филлах (Австрия)
А. Пестер, д-р

Редакция:
Н. В. Пантина
О. В. Мочалина

Журнал зарегистрирован
в Министерстве Российской Федера-
ции по делам печати, телерадио-
вещания и средств массовых
коммуникаций.

Свидетельство о регистрации
ПИ № ФС77-46365 от 26.08.2011 г.

Тел. редакции: (495) 589 56 41,
514 76 50

Адрес редакции: 119048, г. Москва,
ул. Усачева, д. 35, стр. 1

E-mail: vkitt@idspektr.ru;
vkittpost@rambler.ru
Http://www.vkitt.ru

СОДЕРЖАНИЕ

ИНФОРМАЦИОННО-УПРАВЛЯЮЩИЕ КОМПЛЕКСЫ ПОДВИЖНЫХ ОБЪЕКТОВ

Кикин И. С. Алгоритм управления траекторией вывода летательного аппарата
в заданную точку с заданным траекторным углом 3

Себряков Г. Г., Обросов К. В., Ким В. Я., Лисицын В. М. Сравнительный анализ
тепловидения и лазерной локации при обеспечении безопасности маловысотного
полета вертолетов в ограниченно-сложных погодных условиях 12

ИНФОРМАЦИОННАЯ ПОДДЕРЖКА ЖИЗНЕННОГО ЦИКЛА ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ

Жеребин А. М., Кропова В. В., Малафеев И. В. Когнитивные метамодел
в задачах внешнего проектирования и оценки эффективности сложных
технических систем 12

РАСПРЕДЕЛЕННЫЕ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЕ И ИНФОРМАЦИОННО-УПРАВЛЯЮЩИЕ СИСТЕМЫ. СЕТЕВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ

Абрамов Г. В., Данилов Р. В., Паулу Л. де Ж. К. Модель передачи данных
в распределенной сети 33

Карпухин Е. О., Мешавкин К. В. Исследование влияния характеристик сети
на выбор режима восстановления потерянных пакетов 39

Мельник Э. В., Клименко А. Б. Двухкомпонентный метод оптимизации качества
наборов конфигураций для распределенных реконфигурируемых информационно-
управляющих систем 47

Журнал распространяется по подписке, которую можно оформить в любом почтовом
отделении, или непосредственно в издательстве.

Индексы по каталогам: «Роспечать» – 84197, «Пресса России» – 39244,
«Каталог Российской прессы» – 60263, электронный каталог «Почта России» – П3645

Журнал входит в перечень изданий, утвержденных ВАК РФ, для публикации трудов
соискателей ученых степеней

Перепечатка, все виды копирования и воспроизведения материалов, публикуемых
в журнале «Вестник компьютерных и информационных технологий», допускаются
со ссылкой на источник информации и только с разрешения редакции

Chairman of Editorial Board
G. G. Sebryakov

Editor-in-Chief
I. A. Kaliaeov

**Deputy Chairman
of Editorial Board:**
S. Yu. Zheltov,
M. N. Krasilshchikov

Editorial Board:
V. I. Averchenkov
(Deputy Editor-in-Chief)
O. I. Atakishchev
A. I. Bashmakov
S. N. Vasilev
Yu. V. Vizilter
A. I. Kibzun
P. E. Kleyzer (Deputy Editor-in-Chief)
Yu. N. Kofanov
V. V. Lebedev
E. A. Mikrin
V. V. Popov
A. V. Rybakov
R. L. Smelyansky

Regional Editorial Board:

| | |
|--|--|
| Belgorod I. S. Konstantinov | Pereslavl-Zalesskiy S. M. Abramov |
| Daegu (South Korea) R. A. Ziatdinov | Rostov-on-Don V. I. Minkin A. V. Soldatov |
| Irkutsk I. V. Bychkov | Saint-Petersburg Yu. A. Gatchin |
| Minsk (Belarus) S. V. Ablamejko | Stavropol P. A. Averichkin |
| Nizhny Novgorod R. Ya. Vakulenko S. I. Rotkov | Taganrog V. V. Kureichik |
| Orel V. T. Eremenko A. V. Koskin | Villach (Austria) A. Pester |

Editorial Staff:
N. V. Pantina
O. V. Mochalina

The journal is registered by RF
Ministry of Press, Tele-and-Broad-
casting and Mass Communications
Media. Registration certificate
ПИ № ФС77-46365 от 26.08.2011 г.

Tel.: (495) 589 56 41, 514 76 50

Editorial address: Buil. 1, Usacheva
St. 35, Moscow, Russia, 119048

E-mail: vkit@idspektr.ru;
vkitpost@rambler.ru
Http://www.vkit.ru

CONTENTS

INFORMATING-CONTROLLING COMPLEXES OF MOBILE OBJECTS

Kikin I. S. Algorithm to Control Aircraft Flight Path to a Specified Point with a Specified Flight Path Angle 3

Sebryakov G. G., Obrosov K. V., Kim V. Ya., Lisitsyn V. M. Helicopters Low-Altitude Flight Safety in Limited Complex Weather Conditions Thermovision and Laser Location Comparative Analysis 12

INFOTAINMENT FOR LIFE CYCLE OF ENGINEERING SYSTEMS

Zherebin A. M., Kropova V. V., Malafeev I. V. Cognitive-Based Metamodels in the Objectives of Preliminary Design and Evaluation of Efficiency of Complex Technical Systems 23

DISTRIBUTED COMPUTING AND INFORMATING-CONTROLLING SYSTEMS. NETWORK ENGINEERING

Abramov G. V., Danilov R. V., Paulo L. de J. C. The Model of Data Transmission in a Distributed Network 33

Karpukhin E. O., Meshavkin K. V. Research of Network Characteristics Influence on Packet Recovery Mode Choice 39

Melnik E. V., Klimenko A. B. Two-Component Approach to the Distributed Reconfigurable Information and Control System Configuration Optimization 47

The journal is being distributed according to a subscription, which is available in any post office or at the publishing house directly. Indexes in the catalogue:

"Rosspechat" – 84197, "Pressa Rossii" – 39244,
"Catalog of Russian Press" – 60263, Electronic catalog "Pochta Rossii" – П3645

**Journal is included into the list of editions certified by RF Supreme Attestation
Committee
for publication of competitors works for scientific degrees**

Reprinting of materials from "Journal of Computer & Information Technology" is possible with writing permission of editorial staff. Reference to "Journal of Computer & Information Technology" at reprint is obligatory



И. С. Кикин, канд. техн. наук (ФГУП «Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем» ГИЦ РФ, Москва, Россия);
e-mail: kikin@gosniias.ru

АЛГОРИТМ УПРАВЛЕНИЯ ТРАЕКТОРИЕЙ ВЫВОДА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В ЗАДАННУЮ ТОЧКУ С ЗАДАНЫМ ТРАЕКТОРНЫМ УГЛОМ*

Рассмотрена задача оптимизации в реальном времени автоматического управления продольным движением летательного аппарата (ЛА) для его наведения в заданную точку с заданным углом наклона траектории. Критерий оптимальности – длина траектории центра масс ЛА на участке наведения при ограничении минимального радиуса кривизны траектории.

Для решения поставленной задачи синтезирован алгоритм программирования направления движения ЛА, который содержит модули формирования функциональных разовых команд наведения и модули управления направлением движения для вывода ЛА на линию заданного направления (ЛЗН). Формирование разовых команд обеспечивает оптимизацию начальных точек участков маневрирования, на которых реализуется вывод ЛА на ЛЗН.

Ключевые слова: управление продольным движением; наведение; управление направлением движения; формирование разовых команд; линия заданного направления; сопрягаемая траектория.

I. S. Kikin (State Research Institute of Aviation Systems State Scientific Center of Russian Federation, Moscow, Russia)

ALGORITHM TO CONTROL AIRCRAFT FLIGHT PATH TO A SPECIFIED POINT WITH A SPECIFIED FLIGHT PATH ANGLE

The article considers a real-time optimization of an aircraft automatic longitudinal control meant to guide an aircraft to a specified point at a specified path inclination. A cost function employed is a path length of an aircraft mass center on a guidance stage with restraint on minimal flight path's curvature radius. Analysis of aircraft guidance method with a specified approach angle to a stationary destination point showed its correspondence to proportional approach method with a navigation coefficient equal to 2.

An algorithm was designed to program aircraft flight direction for guidance with a specified angle of approach to a destination point. Algorithm structure contains program modules of one-time guidance commands generation and modules of steering control to guide an aircraft to a Specified Direction Line (SDL). One-time guidance commands generation provides optimization of initial points of maneuvering phases at which aircraft is aligned with SDL. Functional conditions of one-time guidance commands generation depend on the height of approach to maneuver zone, minimal curvature radius and given terminal conditions. Depending on the approach height value, guidance path can consist of:

- 1) a sole descending branch;*
- 2) ascending and descending branches.*

In the first version target SDL goes through the destination point and has the same direction as terminal velocity vector. Aligning aircraft with target SDL is performed directly from approach path. In the second version preliminary maneuver of aligning with horizontal SDL is performed, after which aircraft alignment with target SDL in destination point is done.

Keywords: Longitudinal control; Guidance; Steering control; Generation of one-time commands; Specified direction line; Mating trajectory.

Статья поступила в редакцию 12.10.2017 г.

* Работа выполнена при поддержке РФФИ, проект № 15-08-01807.

Введение

Наведение *летательного аппарата (ЛА)* с заданным углом подхода к *точке назначения (ТН)* – одна из наиболее актуальных прикладных задач управления ЛА, в том числе конкретными образцами управляемых средств поражения [1]. По-видимому, данная задача многократно решена при проведении практических разработок автоматически управляемых ЛА. Однако информация о методах ее решения в открытых научных публикациях практически отсутствует. Особый интерес представляет исследование задачи в рамках концепции *оптимизации в реальном времени (ОРВ)* процессов управления подвижными объектами.

В статье предложен метод решения задачи для стационарной точки назначения. Один из практически осуществимых вариантов решения рассматриваемой задачи – вывод ЛА на *линию заданного направления (ЛЗН)* [2].

Квазиоптимальное решение задачи вывода ЛА на ЛЗН представлено в работе [3], где сформулирован *метод сопрягаемых траекторий (МСТ)*. Решение задачи наведения с заданным углом подхода к ТН в строгой постановке должно учитывать факт наличия множества оптимальных траекторий, на которых заданный траекторный угол достигается в ТН. Иными словами, существует множество оптимальных траекторий *центра масс (ЦМ)* ЛА, для которых точка сопряжения с ЛЗН совпадает с ТН. В статье изложено развитие МСТ [3] для наведения с заданным углом подхода к ТН. Принцип решения задачи: вывод ЛА на завершающую ветвь траектории, которая удовлетворяет заданным терминальным условиям.

В теории и методике управления авиацией для вывода ЛА в заданное относительно цели положение по направлению и дальности разработан метод наведения «Маневр» [4]. Решения проблемы его реализации в *системах автоматического управления (САУ)* ЛА в открытых научных публикациях не представлены. Поэтому предложена реализация метода «Маневр» в САУ ЛА применительно к конкретной частной задаче наведения.

Постановка задачи

Рассматривается задача ОРВ траектории движения ЛА в плоскости маневра при наведении с заданным углом подхода к ТН. В качестве плоскости маневра анализируется вертикальная плоскость, в которой гравитационная сила оказывает максимальное влияние на траекторию движения ЦМ ЛА: радиус кривизны траектории и скорость движения. Система уравнений движения ЛА в вертикальной плоскости имеет вид

$$\begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= \frac{R \cos \alpha - X}{m} - g \sin \theta; \\ \frac{d\theta}{dt} &= \frac{R \sin \alpha + Y}{mV} - \frac{g}{V} \cos \theta; \\ \frac{dm}{dt} &= f_m(M, y, u_{др}); \quad R = f_R(M, y, u_{др}); \\ \frac{dx}{dt} &= V \cos \theta; \quad \frac{dy}{dt} = V \sin \theta, \end{aligned}$$

где V, θ – соответственно модуль и угол наклона вектора скорости;

t – время;

R, X, Y – силы соответственно тяги двигателя, лобового сопротивления и подъемная;

α – угол атаки ЛА;

m – масса ЛА;

g – ускорение свободного падения;

M – число Маха, $M = V/a$, a – скорость звука; аппроксимация зависимости скорости звука от высоты для стандартной атмосферы имеет вид $a(y) = 340 - 0,004y$;

x, y – соответственно горизонтальная и вертикальная координаты ЦМ ЛА в невращающейся системе координат Oxy ;

f_m, f_R – обозначения функциональных зависимостей;

$u_{др}$ – положение дроссельной заслонки двигателя, относящегося к классу воздушно-реактивных двигателей.

Полагаем, что для рассматриваемой протяженности полета вертикальная координата y соответствует высоте полета над поверхностью Земли.

Сила лобового сопротивления определяется формулой

$$X = 0,5(C_{X_0} + C_{X_i} \alpha^2) S \rho V^2,$$

где $C_{X_0} = C_{X_0}(M)$, $C_{X_i} = C_{X_i}(M)$ – коэффициенты сопротивления соответственно лобового при нулевом угле атаки и индуктивного;

S – площадь миделевого сечения;

ρ – плотность воздуха, $\rho = \rho_0 e^{-ky}$, ρ_0 – плотность воздуха на нулевой высоте, k – эмпирический коэффициент аппроксимации зависимости плотности воздуха от высоты для стандартной атмосферы, $k = 10^{-4}$.

Подъемная сила, с учетом ограниченного диапазона развиваемых углов атаки, определяется выражением

$$Y = 0,5C_Y^\alpha \alpha S \rho V^2,$$

где $C_Y^\alpha = \frac{\partial C_Y}{\partial \alpha}$ – коэффициент подъемной силы,

$$C_Y = C_Y(M, \alpha).$$

Возможность оценки качества алгоритма траекторного управления, синтезированного методом сопрягаемых траекторий, с применением представленной модели движения ЛА подтверждена результатами имитационного моделирования [3].

Требуется синтезировать алгоритм программирования направления движения ЛА в вертикальной плоскости, обеспечивающий оптимальный режим наведения в ТН с заданным конечным углом наклона траектории θ_F . Координаты ТН: $x_F = D$, $y_F = 0$. До начала режима наведения ЛА совершает полет на постоянной высоте (высоте подлета y_n) с постоянной скоростью в режиме приближения к ТН. Высота подлета выбрана независимо от критерия оптимальности траектории наведения, по которой осуществляется переход ЦМ ЛА с траектории подлета в ТН.

Критерий оптимальности траектории наведения – длина траектории

$$L = \int_{t_0}^{t_F} V dt,$$

где t_0 , t_F – соответственно начальный и конечный моменты интервала времени наведения.

Синтезируемый алгоритм определяет задающее воздействие по углу наклона траектории

$$\theta_{зад} = \Psi(x, y, V, \theta, \theta_F, D),$$

где Ψ – функциональное преобразование текущего программирования направления движения.

Анализ метода наведения

Существуют классы систем наведения ЛА, которые принципиально не могут решать стоящие перед ними задачи с использованием фиксированных программных траекторий. К такому относится, например, система наведения перехватчиков, применяемых для поражения подвижных целей. Проектанты таких систем вынуждены решать задачу ОРВ процессов управления траекторией полета ЛА. Как правило, решение заключается в выборе метода наведения, обеспечивающего заданную точность наведения для заданного диапазона начальных условий и располагаемых ресурсов управления (перегрузок). Под *методом наведения* понимается заданный закон сближения перехватчика с целью, который, в зависимости от координат и параметров движения цели, определяет требуемое движение перехватчика, обеспечивающее попадание его в цель.

Проведем анализ метода наведения, обеспечивающего заданный угол подхода к неподвижной ТН, и оценим его соответствие методам наведения, применяемым для перехвата подвижных целей. Поскольку рассматривается ЛА, совершающий автономный полет, соответствовать рассматриваемой задаче могут только двухточечные методы, применяемые для самонаведения, такие как метод погони, наведение с постоянным углом упреждения, методы параллельного и пропорционального сближения.

Траектории сближения, соответствующие методу наведения, – окружности, касающиеся в ТН прямой линии, образующей с осью Ox угол, равный θ_F , а также сама указанная прямая как принадлежащая множеству траекторий сближения окружность бесконечного радиуса. Предположим, что траектория сближения формируется при постоянном значении модуля вектора скоро-

сти $V_{т.с}$. При этом движение по окружности характеризуется постоянной величиной производной $\frac{d\theta}{dt} = \Omega_{т.с}$. Выразим координаты ТН через параметры траектории сближения:

$$D = x + \frac{V_{т.с}}{\Omega_{т.с}} \int_{\theta}^{\theta_F} \cos(\theta) d\theta = x + R_{т.с} \text{sign}(\theta_F - \theta) (\sin \theta_F - \sin \theta); \quad (1)$$

$$y_F = y + \frac{V_{т.с}}{\Omega_{т.с}} \int_{\theta}^{\theta_F} \sin(\theta) d\theta = y - R_{т.с} \text{sign}(\theta_F - \theta) (\cos \theta_F - \cos \theta), \quad (2)$$

где $R_{т.с}$ – радиус траектории сближения, $R_{т.с} = V_{т.с} / |\Omega_{т.с}|$.

Из соотношений (1) и (2) получим выражение для угла визирования ТН

$$\varphi = \arctg \frac{y_F - y}{D - x} = -\arctg \frac{\cos \theta_F - \cos \theta}{\sin \theta_F - \sin \theta} = \arctg \left(\text{tg} \frac{\theta_F + \theta}{2} \right) = 0,5(\theta_F + \theta),$$

откуда текущий угол наклона траектории, соответствующий методу наведения, определяется по формуле

$$\theta = 2\varphi - \theta_F. \quad (3)$$

Дифференцируя правую и левую части уравнения (3), получим уравнение метода наведения

$$\frac{d\theta}{dt} = 2 \frac{d\varphi}{dt},$$

которое соответствует методу пропорционального сближения, т.е. угловая скорость поворота вектора скорости перехватчика пропорциональна угловой скорости вращения линии визирования. В рассматриваемой задаче коэффициент пропорциональности (навигационная постоянная) равен 2. Для наведения на подвижные цели применяется коэффициент в диапазоне 4...6.

Метод наведения в вертикальной плоскости с заданным углом подхода к стационарной ТН может быть интерпретирован как метод погони за мнимой целью, движущейся по вертикали, проходящей через ТН, либо по прямой, пересе-

кающей ось Ox в ТН под углом θ_F . Текущая высота мнимой цели, движущейся по вертикали, определяется по формуле

$$H_{м.ц} = y + (D - x) \sin(2\varphi - \theta_F).$$

Метод наведения дает описание множества траекторий, обеспечивающих попадание ЦМ ЛА в ТН с заданным углом подхода. Данное множество включает в себя подмножество завершающих участков оптимальных траекторий наведения.

Общий подход к решению задачи

Рассмотрим задачу формирования траектории маневра минимальной протяженности, обеспечивающей приведение ЛА в заданную точку с заданным углом наклона траектории. Решение найдем в классе алгоритмов *управления направлением движения (УНД)* при постоянном значении модуля вектора скорости. Так же как и решение задачи вывода маневренного ЛА на ЛЗН [3], данное решение базируется на аппроксимации текущей экстремали оптимальной траекторией, удовлетворяющей теореме Дубинса [5].

При оптимизации маневра приведения ЛА в заданную точку с заданным углом наклона траектории имеет место жесткая привязка правого конца завершающего сегмента траектории. Поэтому указанный сегмент оптимальной траектории маневра в виде окружности, проходящей через ТН под заданным углом, определен. При реализации траектории оптимального маневра варьируется точка сопряжения предпоследнего сегмента траектории маневра с сегментом траектории конечного участка маневра. Положение указанной точки сопряжения зависит от точки начала маневра. Очевидно, что точка начала маневра должна зависеть от режима подлета ЛА к зоне маневра.

Решим задачу для варианта подлета к зоне маневра в режиме установившегося горизонтального прямолинейного полета.

На рис. 1 представлена геометрическая схема вариантов оптимального маневра ЛА при различных соотношениях высоты траектории подлета y_n и высоты вершины траектории

конечного участка маневра y_b . Линия, проходящая через ТН, направление которой соответствует заданному направлению вектора скорости ЛА в ТН, обозначена ЛЗН_F. Горизонтальная линия, проходящая через вершину траектории конечного участка маневра, направление которой соответствует направлению координатной оси x , обозначена ЛЗН_B. Все маневры ЛА, осуществляемые в целях его наведения с заданным углом подхода к ТН, сводятся к выводу ЛА на указанные ЛЗН. Фиксация точек сопряжения траекторий маневра с ЛЗН достигается наложением связи на условия начала маневра (НМ).

Если $y_n \geq y_b$, то маневр начинается в момент выполнения условия сопряжения с ЛЗН_F. Иными словами, траектория полета непосредственно переходит в сопрягаемую траекторию (СТ). Таким образом, если $y_n \geq y_b$, то траектория наведения содержит один сегмент окружности, сопрягаемый с ЛЗН_F, и прямолинейный участок движения вдоль ЛЗН_F, длина которого оценивается величиной $(y_n - y_b) \cos \theta_F$. Если $y_n = y_b$, то сопряжение происходит в ТН. Если $y_n < y_b$, то для выполнения заданных терминальных условий необходимо формирование восходящей ветви траектории маневра. Реализуется предварительный маневр вывода ЛА в точку B , в результате которого ЛА при любой высоте полета $y_n < y_b$ выводится на траекторию, сопрягаемую с ЛЗН_F в ТН. На участке предварительного маневра осуществляется управление выводом ЛА на ЛЗН_B в точке B . При этом сопрягаемая траектория – сегмент (восходящая

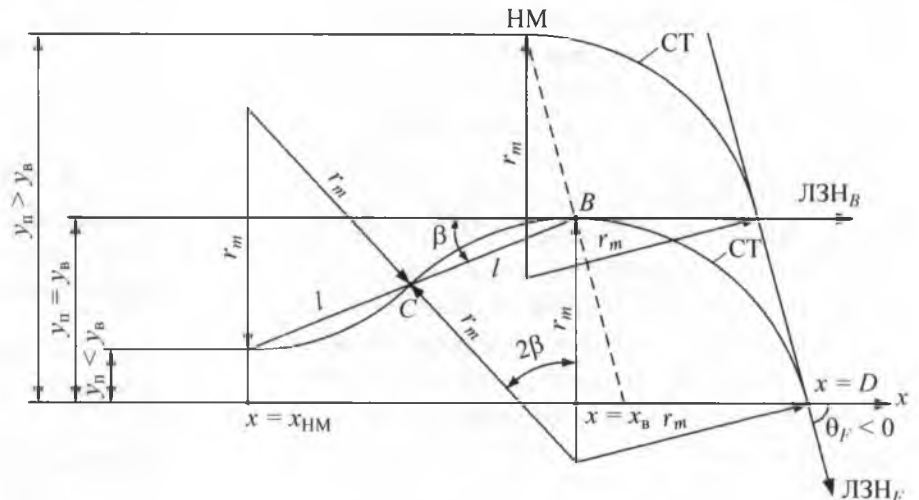


Рис. 1. Геометрическая схема вариантов оптимального маневра летательного аппарата:

x_{HM} – горизонтальная координата точки НМ; β – угол наклона условной линии подъема ЛА, соединяющей точку НМ и вершину траектории конечного участка маневра; r_m – минимальный радиус траектории маневра; x_b – горизонтальная координата вершины траектории конечного участка маневра

ветвь) окружности завершающего этапа маневра. Предварительный маневр не связан с формированием дополнительного (третьего) сегмента траектории, и траектория наведения в целом состоит из двух участков максимально интенсивного поворота вектора скорости. Этап предварительного маневра реализуется с использованием алгоритма УНД, предназначенного для вывода ЛА на ЛЗН. Таким образом, достигается унификация структуры алгоритма УНД для любого варианта траектории маневра.

Траектория предварительного маневра представляет собой два идентичных сегмента окружностей минимального радиуса кривизны с противоположными знаками кривизны, симметричных относительно точки C их сопряжения. Отрезок прямой, соединяющей точку начала маневра с точкой B , имеет длину, равную $2l$, которая равна удвоенной длине хорды, образованной данным отрезком в точке пересечения с окружностью, соответствующей завершающему участку траектории маневра. Иными словами, указанный отрезок состоит из двух равных частей, каждая из которых хорда, стягивающая сегмент окружности. Оба сегмента образуют траекторию перехода ЦМ ЛА с линии полета в точку B . Данная

траектория начинается и заканчивается при нулевом угле наклона траектории. Один из сегментов принадлежит восходящей ветви окружности, образующей завершающий участок траектории маневра и геометрическое место точек перегиба траекторий предварительного маневра. Другой сегмент, идентичный первому, образует траекторию перехода с линии подлета в точку сопряжения с первым сегментом. Геометрические характеристики траектории предварительного маневра используются для формирования разовой команды наведения, определяющей момент начала маневра.

Алгоритм программирования направления движения для участков вывода летательного аппарата на линию заданного направления

Представим развитие МСТ в целях решения задачи наведения с заданным углом подхода к ТН. Для реализации принципа наведения ЛА могут быть использованы два подхода к синтезу алгоритма программирования направления движения (АПНД), формирующего отрицательную обратную связь:

1) по текущему отклонению от ЛЗН с использованием аналитической зависимости угла наклона сопрягаемой траектории и отклонения ЦМ ЛА от ЛЗН; структура алгоритма полностью соответствует структуре АПНД, представленного в [3];

2) прогнозируемому отклонению от ЛЗН после максимально интенсивного поворота вектора скорости от текущего значения θ до заданного конечного значения θ_F .

Проведем анализ указанных подходов к синтезу АПНД.

Подход 1. Если высота траектории подлета к зоне маневра $y_n \geq y_b$, минимальная протяженность траектории вывода ЛА в ТН достигается при движении по траектории, сопрягаемой с ЛЗН_F, и дальнейшем движении до ТН вдоль ЛЗН_F.

Заданный угол наклона траектории определяется алгоритмом

$$\theta_{зад} = \phi - \theta_F \text{sign } \theta_F ;$$

$$\phi = -\arccos \left(1 - \frac{|\sigma|}{r_m} \right) \text{sign } \eta ; \quad (4)$$

$$\sigma = \eta, \text{ если } |\eta| \leq r_m, \text{ но } \sigma = r_m, \text{ если } \eta > r_m,$$

где ϕ – угол между текущим заданным направлением движения и ЛЗН_F;

$$r_m = \frac{V}{|\Omega_{max}|}, \quad \Omega_{max} - \text{максимальное по абсолютной величине значение производной } d\theta/dt,$$

которое может быть реализовано в процессе маневра;

η – отклонение ЦМ ЛА от ЛЗН_F,

$$\eta = -(D - x) \sin \theta_F \text{sign } \theta_F + y \cos \theta_F . \quad (5)$$

Если $y_n < y_b$, то производится предварительный маневр вывода ЛА в точку В с нулевым углом θ . Точка В имеет координаты:

$$\begin{aligned} x_b &= D - r_m \text{sign } \theta_F \sin \theta_F ; \\ y_b &= r_m \text{sign } \theta_F (\cos \theta_F - 1) . \end{aligned} \quad (6)$$

Задача решается так же как задача вывода ЛА на ЛЗН_B. Заданный угол наклона траектории определяется формулами (4), в которых принимается $\theta_F = 0, \eta = y - y_b$.

Минимальная протяженность траектории предварительного маневра достигается при сопряжении траектории ЦМ ЛА с ЛЗН_B в точке В. Такое сопряжение обеспечивается разовой командой наведения, которая формируется в момент выполнения соответствующего функционального условия начала маневра.

Подход 2. Прогнозируемое отклонение ЦМ ЛА от ЛЗН_F на момент окончания условного разворота максимальной интенсивности, при котором угол наклона траектории изменится от текущего значения θ до заданного конечного значения θ_F , определяется в соответствии с (5) следующим образом:

$$\eta_k = -(D - x_k) \sin \theta_F \text{sign } \theta_F + y_k \cos \theta_F , \quad (7)$$

где

$$\begin{aligned} x_k &= x + r_m \text{sign } (\theta_F - \theta) (\sin \theta_F - \sin \theta) ; \\ y_k &= y - r_m \text{sign } (\theta_F - \theta) (\cos \theta_F - \cos \theta) . \end{aligned} \quad (8)$$

После подстановки выражений (8) в (7) с учетом (5) получим

$$\eta_k = \eta - r_m [1 - \cos(\theta - \theta_F)] \text{sign}(\theta_F - \theta). \quad (9)$$

При реализации обратной связи по прогнозируемому отклонению от ЛЗН_F заданный угол наклона траектории формируется в виде суммы текущего угла и управляющей компоненты

$$\theta_{\text{зад}} = \theta + \Delta\theta_{\text{упр}},$$

где $\Delta\theta_{\text{упр}} = A_\theta \{\eta_k\}$, A_θ – операторное преобразование, определяющее структуру регулятора.

Исходя из желаемого значения прогнозируемой ошибки $\eta_k = 0$, с учетом (9) получим уравнение относительно $\theta_{\text{зад}}$ для реализации неявного управления по прогнозируемой ошибке наведения

$$\eta - r_m [1 - \cos(\theta_{\text{зад}} - \theta_F)] \text{sign}(\theta_F - \theta) = 0.$$

Решение данного уравнения в области отрицательных значений η , при которых совершается маневр, имеет вид

$$\theta_{\text{зад}} = \theta_F + \arccos\left(1 - \frac{|\eta|}{r_m}\right). \quad (10)$$

Сопоставление формул (10) и (4) показывает, что при величине отклонения ЛА от ЛЗН, не превышающего r_m , неявное управление с обратной связью по прогнозируемому отклонению от ЛЗН эквивалентно управлению с обратной связью по текущему отклонению от ЛЗН. Для диапазона отклонений ЛА от ЛЗН, превышающих r_m , алгоритм оптимального вывода ЛА на ЛЗН (4) формирует заданное направление вектора скорости ЛА, которое ортогонально ЛЗН, т.е. обеспечивает максимальную скорость приближения ЛА к ЛЗН.

Для оптимального решения задачи наведения с заданным углом подхода к ТН существует область траекторий маневра, в которой АПНД должен формировать заданное направление вектора скорости ЛА, которое образует с ЛЗН угол, превышающий $\pi/2$. В статье предложено решение этой задачи за счет реализации дополнительного маневра вывода ЛА на ЛЗН_B.

Алгоритм формирования команды начала маневра

Важнейшие компоненты алгоритмического обеспечения задач наведения ЛА – алгоритмы формирования разовых команд наведения, которые используются для качественного изменения режимов полета ЛА, связанного с изменением структуры регулятора и(или) объекта управления. Для решения рассматриваемой задачи используются две разовые команды наведения:

- начала маневра, определяющая момент начала режима наведения в ТН с заданным углом подхода и, соответственно, момент завершения режима подлета;

- смены ЛЗН, на которую осуществляется выведение ЦМ ЛА, связанная с необходимостью формирования восходящей ветви траектории наведения при высоте подлета меньшей высоты, с которой физически может быть осуществлен процесс вывода ЦМ ЛА в точку назначения с заданным углом подхода.

Условия формирования второй из названных команд сводятся к контролю попадания координат и угла наклона вектора скорости ЛА в диапазоны значений, при которых факт выведения в точку В (вершина завершающего участка маневра) можно считать состоявшимся.

Более подробно рассмотрим алгоритм формирования команды начала маневра, условие выработки которой должно базироваться на оценке оставшейся дальности полета до ТН, обеспечивающей реализацию маневра для решения рассматриваемой задачи наведения. Данный алгоритм должен обеспечивать формирование команды на начало маневра вывода ЛА в ТН с заданным углом подхода θ_F для двух диапазонов высот подлета к зоне маневрирования.

Если высота подлета $y_{\text{п}} \geq y_{\text{в}}$, то команда на начало маневра формируется в момент выполнения условия сопряжения траектории ЦМ ЛА с ЛЗН_F, определяемого алгоритмом (4). Горизонтальная координата точки начала маневра

$$x_{\text{НМ}} = x_{\text{в}} + (y_{\text{п}} - y_{\text{в}}) \text{tg}\theta_F,$$

где $x_{\text{в}}$, $y_{\text{в}}$ определяются по формулам (6). В этом случае команду на начало маневра целе-

сообразно формировать в момент выполнения условия сопряжения в режиме подлета:

$$K_{HM} = 0,5(1 + \text{sign } \theta_{\text{зад}} \text{sign } \theta_F).$$

Если $K_{HM} = 1$, то команда сформирована. При этом в момент формирования команды условие $x = x_{HM}$ выполнится в силу функциональной связи между углом наклона траектории и координатами ЦМ ЛА в точке выполнения условия сопряжения.

Для диапазона высот подлета $y_{\text{п}} < y_{\text{в}}$ горизонтальная координата начала маневра x_{HM} должна определяться с учетом наличия предварительного маневра перехода с траектории подлета в точку В. Функциональную зависимость, определяющую x_{HM} , получим, используя обозначения геометрических параметров и координат характерных точек траектории маневра (см. рис. 1).

Протяженность траектории предварительного маневра по координате x зависит от перепада высот траектории предварительного маневра. Абсцисса точки начала маневра определяется формулой

$$x_{HM} = x_{\text{в}} - \Delta y_{\text{м}} \text{ctg } \beta, \quad (11)$$

где $\Delta y_{\text{м}} = y_{\text{в}} - y_{\text{п}}$, $\sin \beta = \frac{\Delta y_{\text{м}}}{2l}$, $l = 2r_m \sin \beta$.

Тогда $\text{ctg } \beta = \sqrt{\frac{4r_m}{\Delta y_{\text{м}}} - 1}$ и зависимость протяженности траектории предварительного маневра $\Delta x_{\text{м}} = x_{\text{в}} - x_{HM}$ от перепада высот $\Delta y_{\text{м}}$ принимает вид

$$\Delta x_{\text{м}} = \sqrt{\Delta y_{\text{м}}(4r_m - \Delta y_{\text{м}})}.$$

График зависимости протяженности траектории предварительного маневра от перепада высот маневра при $r_m = 500$ м представлен на рис. 2.

Очевидно, что при малых перепадах высот маневра протяженность траектории предварительного маневра многократно превышает значение перепада высот, что обусловлено ограничением радиуса разворота. Формула (11) преобразуется к виду

$$x_{HM} = x_{\text{в}} - \sqrt{(y_{\text{в}} - y_{\text{п}})(4r_m + y_{\text{п}} - y_{\text{в}})}. \quad (12)$$

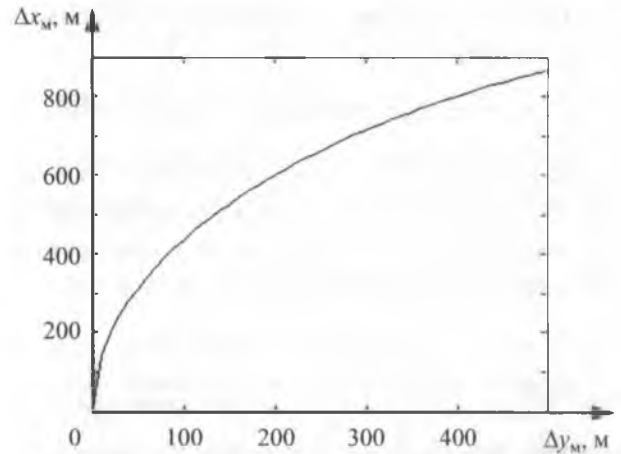


Рис. 2. График зависимости протяженности траектории предварительного маневра от перепада высот маневра

Формулы (12) и (6) образуют функциональную зависимость вида $x_{HM} = f(y_{\text{п}}, r_m, D, \theta_F)$, используемую для формирования разовой команды начала маневра

$$K_{HM} = 0,5[1 + \text{sign}(x - x_{HM})].$$

При решении практических задач необходимо учитывать наличие случайных факторов, от которых зависит протяженность траектории маневра. Для гарантированного завершения маневра в ТН значение x_{HM} , вычисленного по формуле (12), уменьшают на величину, зависящую от статистических характеристик случайных воздействий на объект управления, и представляющую собой необходимый запас по протяженности участка маневрирования.

Заключение

На базе принципов построения систем автоматического управления летательных аппаратов, обеспечивающих оптимизацию процессов управления в реальном масштабе времени, синтезирован алгоритм программирования направления движения летательного аппарата в вертикальной плоскости для наведения с заданным углом наклона траектории в точке назначения. Синтезированный алгоритм предназначен для реализации маневра летательного аппарата, который соответствует известному результату теории оптимальных процессов, обеспечивающих минимизацию длины траектории между двумя произвольными точками плоскости маневрирования.

Структура алгоритма содержит модули формирования функциональных разовых команд наведения и модули управления направлением движения для вывода летательного аппарата на линию заданного направления. Формирование разовых команд обеспечивает оптимизацию начальных точек участков маневрирования, на которых реализуется вывод летательного аппарата на линию заданного направления.

Библиографический список

1. **Формирование** структуры траекторного управления летательного аппарата и многокритериальной оптимизации ее параметров / Е. М. Воронов и др. // Вестник Моск. гос. техн. ун-та им. Н. Э. Баумана. Сер.: Приборостроение. 2014. № 5. С. 16 – 39.
2. **Беляев А. В.** Пять доступных лекций по наведению ракет. М.: Librokom, 2011. 80 с.
3. **Кикин И. С.** Метод управления траекторией вывода маневренного летательного аппарата на линию заданного направления // Вестник компьютерных и информационных технологий. 2017. № 4. С. 8 – 17.
4. **Паньков С. Я., Забураев Ю. Е., Матвеев А. М.** Теория и методика управления авиацией: учеб. пособие. В 2-х ч. Ч. 1 / под общ. ред. В. А. Мещерякова. Ульяновск: Изд-во Ульяновского высш. авиац. училища ГА, 2006. 209 с.
5. **Dubins L. E.** On Curves of Minimal Length with a Constraint on Average Curvature, and with Prescribed Initial and Terminal Positions and Tangents //

American Journal of Mathematics. 1957. V. 79, № 3. P. 497 – 516.

References

1. Voronov E. M. (2014). Formation of the structure of the trajectory control of an aircraft and multicriteria optimization of its parameters. *Vestnik Moskovskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta im. N. E. Baumana*. Seria: Priborostroyeniye, (5), pp. 16-39. [in Russian language]
2. Beliaev A. V. (2011). *Five available lectures on missile guidance*. Moscow Librokom. [in Russian language]
3. Kikin I. S. (2017). Control method to place a maneuverable aircraft in a selected-course line. *Vestnik komp'yuternykh i informatsionnykh tekhnologii*, (4), pp. 8-17. doi: 10.14489/vkit.2017.04.pp.008-017 [in Russian language]
4. Meshcheriakov V. A. (Ed.), Pan'kov S. Ia., Zaburaev Iu. E., Matveev A. M. (2006). *Theory and set of methods of aviation management: textbook. In 2 parts. Part 1*. Ul'ianovsk: Izdatel'stvo Ul'ianovskogo vysshego aviatsionnogo uchilishcha GA. [in Russian language]
5. Dubins L. E. (1957). On curves of minimal length with a constraint on average curvature, and with prescribed initial and terminal positions and tangents. *American Journal of Mathematics*, 79(3), pp. 497-516.

Полупан А.В.

ВИЗУАЛЬНЫЙ И ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЙ КОНТРОЛЬ В ДОКУМЕНТАХ И ФОТОГРАФИЯХ



950 руб.

ISBN 978-5-4442-0030-8. Формат - 60x90 1/8, 108 страниц, год издания - 2013.

Рассмотрена структура системы действующих на сегодняшний день российских нормативных и методических документов, затрагивающих вопросы визуального и измерительного контроля. Кратко описаны и проанализированы более 100 документов.

Представлен сводный список наиболее употребительных терминов и определений в области визуального и измерительного контроля, регламентированных различными документами. Некоторые понятия дополнены формализованными критериями, позволяющими более наглядно и четко определить термины. Затронута проблема неопределенности в терминологии и нормах оценки качества, приведены рекомендации по ее преодолению.

Пособие содержит фотографии со схемами и комментариями, иллюстрирующие термины, рабочие моменты визуального и измерительного контроля, особенности выявления дефектов, а также характерные дефекты, возникающие при производстве и эксплуатации металлических конструкций. Для специалистов, работающих в области неразрушающего контроля и технического диагностирования.

119048, г. Москва, ул. Усачева, д. 35, стр. 1. 000 «Издательский дом «Спектр»

Телефон отдела реализации: (495) 514-26-34. Дополнительный телефон офиса: (926) 615 17 16.

E-mail: zakaz@idspektr.ru. Http://www.idspektr.ru