

Автоматизация. Современные Технологии

ЕЖЕМЕСЯЧНЫЙ МЕЖОТРАСЛЕВОЙ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ

Главный редактор

Микрин Е.А. — д.т.н., проф., академик РАН,
ОАО РКК «Энергия» им. С.П. Королёва

РЕДАКЦИОННАЯ КОЛЛЕГИЯ:

Афанасьев В.Н. — д.т.н., проф., МИЭМ НИУ ВШЭ
Басараб М.А. — д.ф.-м.н., проф., МГТУ им. Н.Э. Баумана
Большаков А.А. — д.т.н., проф., СПбГТИ (ТУ)
Буддакова Т.И. — д.т.н., проф., МГТУ им. Н.Э. Баумана
Ван Мэйлин — д.т.н., проф., Пекинский
политехн. ун-т (КНР)
Зинченко Л.А. — д.т.н., проф., МГТУ им. Н.Э. Баумана
Кларк Р. — д.т.н., проф., КИУ (г. Ворвик,
Великобритания)
Криони Н.К. — д.т.н., проф., УГАТУ (г. Уфа)
Кузнецов А.Е. — д.т.н., проф., РГРТУ (г. Рязань)
Мальцева С.В. — д.т.н., проф., НИУ ВШЭ
Микаева С.А. — д.т.н., проф., МГУПИ
Неусыпин К.А. — д.т.н., проф., МГТУ им. Н.Э. Баумана
Нефёдов Е.И. — д.ф.-м.н., ИРЭ РАН
Никифоров В.М. — д.т.н., проф., ФГУП «НПЦАП
им. Н.А. Пилюгина»
Пролетарский А.В. — д.т.н., проф., МГТУ им. Н.Э. Баумана
Проталинский О.М. — д.т.н., проф., НИУ МЭИ
Путилов В.Н. — ООО «Изд-во "Инновационное
машиностроение"» (заместитель
главного редактора)
Румянцева О.Н. — генеральный директор ООО «Изд-во
"Инновационное машиностроение"»
Ся Юаньцин — д.т.н., проф., Пекинский
политехн. ун-т (КНР)
Фу Ли — д.т.н., проф., Ин-т Бейхан (КНР)
Фёдоров И.Б. — д.т.н., проф., академик РАН,
президент МГТУ им. Н.Э. Баумана
Хэ Юн — д.т.н., проф., Нанкинский ун-т
науки и технологии (КНР)
Чистякова Т.Б. — д.т.н., проф., СПбГТИ (ТУ)
Шахнов В.А. — д.т.н., проф., член-кор. РАН,
МГТУ им. Н.Э. Баумана
Шибанов Г.П. — д.т.н., проф., Гос. лётно-испытат.
центр им. В.П. Чкалова

Редакторы — **Мымрина И.Н., Селихова Е.А.**
Компьютерная вёрстка — **Конова Е.В.**

Адрес редакции:

107076, Москва, Колодезный пер., д. 2а, стр. 2.
Тел.: 8 (499) 268-41-77.
E-mail: ast@mashin.ru; astmashin@yandex.ru;
<http://www.mashin.ru>

Учредитель:

ООО «НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
"ИННОВАЦИОННОЕ МАШИНОСТРОЕНИЕ"»

Журнал зарегистрирован в Роскомнадзоре 29 мая 2014 г.
(ПИ № ФС77-58102), входит в перечень утверждённых ВАК
при Минобрнауки России изданий для публикации трудов
соискателей учёных степеней, а также в систему Россий-
ского индекса научного цитирования (РИНЦ)

Издаётся с 1947 г.

Том 74

4
2020

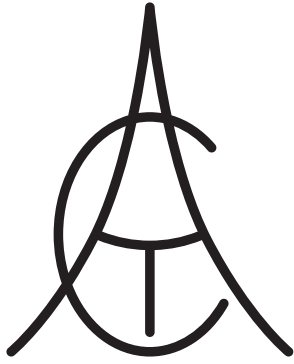
СОДЕРЖАНИЕ

АВТОМАТИЗАЦИЯ НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИХ И ПРОИЗВОДСТВЕННЫХ ПРОЦЕССОВ

- Гринюк О.Н., Алексахина О.В., Вячеславова О.Ф.** Повышение эффективности выполнения технологических операций при производстве изделий из металлопроката 147
- Дьяков И.Ф., Моисеев Ю.В.** Методы оценки технологичности транспортного средства 152
- Несиоловский О.Г., Адакин Р.Д., Соцкая И.М., Карпов Д.С.** Автоматизация системы охлаждения двигателя внутреннего сгорания посредством программирования контроллера и применения системы управления его тепловым состоянием 160

СОВРЕМЕННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ

- Микрин Е.А., Зубов Н.Е., Иваненко С.В., Ещенко С.В., Демин С.С., Далецкий С.В.** Влияние непреднамеренных радиопомех на качество функционирования аппаратуры потребителей спутниковых радионавигационных систем 165
- Афанасьев В.Н., Семион А.А.** Управление объектом в условиях запаздывания и последствий с интервальной длительностью 170
- Шахтарин Б.И., Неусыпин К.А., Селезнева М.С., Лифэй Ч.** Алгоритм оценивания навигационного комплекса летательного аппарата авианосного базирования 176
- Кудрявцев А.В., Куликов С.Н.** Моделирование автоматической системы обеспечения устойчивости перспективного транспортного самолёта в канале крена 181
- Чижилова Л.А.** Методы проектирования БПЛА с солнечной силовой установкой, предназначенного для продолжительного мониторинга наземных объектов 184
- Пузанов А.В.** Анализ устойчивости корпусных элементов гидропривода робототехнического комплекса к повреждению поражающими элементами 190



Automation. Modern Technologies

MONTHLY INTERBRANCH SCIENTIFIC AND TECHNICAL JOURNAL

Chief in Editor

Mikrin E.A. – dr.en.s., prof., academician of the RAS,
RSC «Energy» behalf of S.P. Korolev

EDITORIAL COUNCIL:

Afanasyev V.N. – dr.en.s., prof., MIEM NRU HSE

Basarab M.A. – dr.ph.-m.s., prof., MSTU behalf
of N.E. Bauman

Bolshakov A.A. – dr.en.s., prof., SPbSIT (TU)

Buldakova T.I. – dr.en.s., prof., MSTU behalf
of N.E. Bauman

Wang Meiling – Ph.D., prof., Beijing Ins. of Technology,
P.R. China

Zinchenko L.A. – dr.en.s., prof., MSTU behalf
of N.E. Bauman

Clark R. – Ph.D., prof., EMB of Warwick Un., UK

Krioni N.K. – dr.en.s., prof., USATU, Ufa

Kuznetsov A.E. – dr.en.s., prof., RSREU, Ryazan

Maltseva S.V. – dr.en.s., prof., NRU HSE

Mikaeva S.A. – dr.en.s., prof., MSUPI

Neusypin K.A. – dr.en.s., prof., MSTU behalf
of N.E. Bauman

Nefedov E.I. – dr.ph.-m.s., IRE RAS

Nikiforov V.M. – dr.en.s., prof., FSUE «NPCAP
behalf of N.A. Pilyugin»

Proletarskiy A.V. – dr.en.s., prof., MSTU behalf
of N.E. Bauman

Protalinsky O.M. – dr.en.s., prof., NRU MPEI

Putilov V.N. – LLC «Innovative Mashinostroenie»
Publishers» (deputy chief editor)

Rumyantseva O.N. – General Director of LLC «Innovative
Mashinostroenie» Publishers»

Xia Yuantsin – Ph.D., prof., Beijing Ins. of Technology,
P.R. China

Fu Li – Ph.D., prof., Beikhan Un., P.R. China

Fedorov I.B. – dr.en.s., prof., academician RAS, President
of MSTU behalf of N.E. Bauman

He Yung – Ph.D., prof., Nanjing Un. of Science
and Technology, P.R. China

Chistyakova T.B. – dr.en.s., prof., SPbSIT (TU)

Shakhnov V.A. – dr.en.s., prof., corr. member of RAS,
MSTU behalf of N.E. Bauman

Shibanov G.P. – dr.en.s., prof., State Flight Test Center
behalf of V.P. Chkalov

Editors — **Mymrina I.N., Selikhova E.A.**

Computer layout — **Konova E.V.**

Editorial address:

107076, Moscow, Kolodezny lane – 2a, build. 2

Tel.: +7 (499) 268-41-77.

E-mail: ast@mashin.ru; astmashin@yandex.ru;

http://www.mashin.ru

Founder:

LLC «INNOVATIVE MASHINOSTROENIE» PUBLISHERS»

The journal was registered in the Roskomnadzor on May 29, 2014 (PI No. FS77-58102), it is included in the list of publications approved by the Higher Attestation Commission (VAK) of the Russian Ministry of education and science for publication of the works of applicants for academic degrees and the system of the Russian index scientific citation (RINC)

It is published since 1947

Volume 74 $\frac{4}{2020}$

CONTENTS

AUTOMATION OF SCIENTIFIC-RESEARCH AND PRODUCTION PROCESSES

Grinyuk O.N., Aleksashina O.V., Vuacheslavova O.F. Improving
the technological operations efficiency in the manufacture of pro-
ducts from metal-roll 147

Dyakov I.F., Moiseev Yu.V. Methods for evaluation the manufac-
turability of a vehicle 152

Nesiolovskiy O.G., Adakin R.D., Sotskaya I.M., Karpov D.S.
Automation of the cooling system for an internal combustion en-
gine by programming a controller and using a thermal state control
system 160

MODERN TECHNOLOGIES

**Mikrin E.A., Zubov N.E., Ivanenko S.V., Eshchenko S.V., De-
min S.S., Daletskiy S.V.** The influence of unintentional radio
interference on the equipment operation quality of satellite radio
navigation systems consumers 165

Afanasyev V.N., Semion A.A. Object control in terms of delay and
aftereffect with interval duration 170

Shakhtarin B.I., Neusypin K.A., Selezneva M.S., Lifey Ch.
Algorithm for evaluation the navigation complex of a carrier-based
aircraft 176

Kudryavtsev A.V., Kulikov S.N. Modeling of an automatic stabi-
lity system for a promising transport aircraft in a list channel . . . 181

Chizhikova L.A. Design methods for a UAV with a solar power
plant assigned for continuous monitoring of ground objects 184

Puzanov A.V. Analysis body elements stability of a hydraulic drive
of a robotechnical complex to harm with damaging elements . . . 190



О.Н. Гринюк, канд. техн. наук, доц.

(Новомосковский институт (филиал) российского химико-технологического университета им. Д.И. Менделеева, г. Москва),

О.В. Алексашина, канд. техн. наук, доц., **О.Ф. Вячеславова**, д-р техн. наук, проф.
(Московский политехнический университет)

olgrinyuk@mail.ru

ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ВЫПОЛНЕНИЯ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ОПЕРАЦИЙ ПРИ ПРОИЗВОДСТВЕ ИЗДЕЛИЙ ИЗ МЕТАЛЛОПРОКАТА

Представлена классификация технологических операций производства изделий из металлопроката, дана краткая характеристика основных разделительных, формоизменяющих и штамповочных операций. Рассмотрены программы для автоматизации технологических расчётов. Разработан программный комплекс, позволяющий пользователю производить расчёты различных этапов и стадий изготовления изделий из металлопроката: эффективности использования металла, формообразующих операций, складкообразования (гофры) при вытяжке, а также расчёты для гибочных операций и энергосиловых характеристик.

Ключевые слова: производство изделий из металлопроката; технология производства металлоконструкций; контроль качества металлических конструкций; эффективность использования металла; обработка металла.

The classification of technological operations at the products production from metal-roll is introduced; a brief description of the main separation, form-changing and stamping operations is given. The programs for the automation of technological calculations are considered. A software package is developed that allows the user to carry out calculations of various periods and stages of products manufacturing from metal-roll: efficiency of metal usage, shaping operations and folding (corrugation) during drawing, as well as calculations for bending operations and power characteristics.

Keywords: products production from metal-roll; technology for the production of metal structures; quality control of metal structures; efficiency of metal usage; metal treatment.

Введение. Без изделий из металла сегодня не обходится ни одна отрасль производства. Промышленность развивается, потребности в конструкциях из металла растут. Продукты металлообработки используются во всех сферах жизни — от промышленности до дачного хозяйства. Существует множество разных способов обработки металла.

Технологические процессы производства изделий из металлопроката можно разделить на операции, поочерёдное применение которых позволяет придать исходной плоской заготовке заданные форму и размеры детали. В основе деления технологических процессов на операции лежат такие признаки, как характер формоизменения, схема напряжённого состояния и назначение операции.

Все операции производства изделий из металлопроката можно условно разделить на четыре группы (рис. 1).

К разделительным операциям, связанным с отделением одной части металла от другой по замкнутому или незамкнутому контуру, относятся отрезка, вырубка, пробивка, над-



Рис. 1. Классификация технологических операций

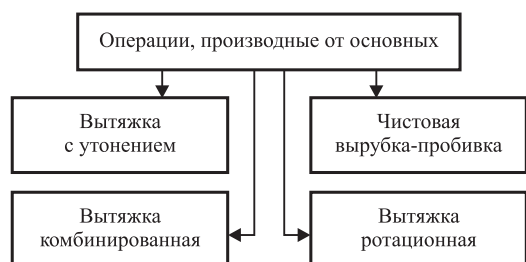


Рис. 2. Классификация операций, производных от основных

резка, разрезка, обрезка, зачистка, чистовая вырубка и просечка. К формоизменяющим операциям, в процессе которых плоская или полая заготовка превращается в пространственную деталь требуемой формы без изменения толщины материала, относятся гибка, вытяжка, рельефная формовка, отбортовка, обжим, раздача и др. К штамповочным операциям, которые предназначаются для соединения нескольких деталей в одно изделие, относятся запрессовка, клёпка, закатка, холодная пластическая сварка. Кроме перечисленных операций, в производстве изделий из металлопроката применяются вспомогательные и отделочные операции (рис. 2).

Нормативная база. Производство металлоконструкций должно вестись в соответствии с принятыми стандартами, призванными обеспечить качество и надёжность выпускаемых заводом металлоконструкций изделий. Производство металлических конструкций, если это стандартные изделия, начинается с приёмки проката. Если же речь идёт о нестандартных металлоконструкциях, то их производство начинается с проектирования. Проектирование металлоконструкций ведётся в соответствии с ГОСТ 21.502—2007 и стандартами ЕСКД. Производство металлоконструкций всех типов как таковое ведётся согласно ГОСТ 23118—2012 «Конструкции стальные строительные. Общие технические условия» (взамен ГОСТ 23118—99). Этот документ регламентирует все этапы производства, начиная с приёмки сортопроката. Так, материалы, применяемые при производстве металлоконструкций конкретных видов, должны выбираться на основании СНиП II-23 (в соответствии с этим же документом производится сварка конструкций). Также входной контроль материалов и комплектующих должен проводиться в соответствии с ГОСТ 24297—2013. При производстве металлоконструкций большое внимание уделяется точности выполнения их

элементов, которая регулируется ГОСТ 21778, ГОСТ 21779, ГОСТ 21780 — в зависимости от необходимого уровня собираемости конструкции, технологических возможностей предприятия и ряда других условий. Способ образования отверстий, точность их изготовления, а также применимость тех или иных болтовых соединений регламентированы различными стандартами, СНиП II-23 и проектной документацией. Процесс производства металлических конструкций включает антикоррозийную защиту, которая должна производиться по СП 28.13330.2012, при этом обезжиривание перед нанесением покрытия осуществляется согласно ГОСТ 9.402—2004 [1].

Производство металлоконструкций — многоступенчатый процесс, на каждом этапе которого должен проводиться операционный контроль согласно ГОСТ 15.005. Этап маркировки при производстве металлоконструкций ведётся согласно ГОСТ 2.314, ГОСТ 25726, ГОСТ 14192 (эти стандарты регулируют способ маркировки, место на изделии, размер шрифта, обозначения и т. д.).

После того как изготовление металлической конструкции подошло к своему логическому завершению, проводится последний контроль качества — приёмочный в соответствии с основным нормативным документом.

Помимо процесса производства металлоконструкций также нормируются их хранение и перевозка (ГОСТ 12.3.009, ГОСТ 15150, ГОСТ 22235—2010). На каждую партию изделий или на сооружаемое здание должен выдаваться документ о качестве.

Методика расчётов. Важным условием для построения новых технологических процессов является выбор технологического оборудования. От того, насколько правильно будут выполнены расчёты технологических и вспомогательных условий проведения операций, определено суммарное усилие и, наконец, осуществлены мероприятия по выбору пресового оборудования, зависит рациональность технологического процесса, дающего минимальные трудоёмкость и себестоимость изготовления заданных деталей при наилучшем их качестве [2].

Определяя, например, рациональность той или иной схемы раскроя, необходимо учитывать не только её экономичность. Раскрой должен обеспечить высокое качество деталей, высокую производительность (низкую трудоёмкость), простоту конструкции штампа и высокую стойкость его рабочих частей, а также

удобство и безопасность работы. Даже для одной технологической операции необходимо многократно рассчитывать целый ряд технологических параметров и определять их влияние на эффективность и качество изготовления в комплексе.

Например, согласно ГОСТ 1897—84 мерой эффективности раскроя и плотности размещения заготовок служит коэффициент использования металла (КИМ):

$$K_{и} = \frac{M_{д}}{H}, \quad (1)$$

где $M_{д}$ — масса детали, кг; H — норма расхода материала на одну деталь,

$$H = \frac{M}{n_{д}}, \quad (2)$$

где M — масса листа (рулона, фрагмента ленты), применяемого для штамповки, кг; $n_{д}$ — число деталей, полученных в результате раскроя материала, шт.

Кроме коэффициента использования материала в технологических расчётах используют показатель эффективности раскроя — коэффициент раскроя $\eta_{р}$, определяемый по формулам

$$\eta_{р} = \frac{F_{д}}{Bt} \quad (\text{для полосы}); \quad (3)$$

$$\eta_{р} = \frac{F_{д}n}{BL} \quad (\text{для листа/ленты, рулона}), \quad (4)$$

где $F_{д}$ — площадь вырубленной заготовки, мм²; n — количество деталей, полученных из листа, шт.; B — ширина полосы (листа, рулона, ленты), мм; t — шаг подачи материала при штамповке, мм; L — длина листа (рулона, ленты), мм.

Если коэффициент раскроя $\eta_{р}$ зависит только от формы внешнего контура деталей и их взаимного расположения, то коэффициент использования металла $K_{и}$ кроме указанных факторов зависит ещё и от наличия в детали отверстий.

Необходимые технологические расчёты выполняются для каждой операции. Разработка технологической документации осуществляется в той последовательности, которая определяется технологическим процессом изготовления детали (например, резка на ножницах, вырубка заготовки, вытяжка или гибка детали в одну или несколько операций, пробивка отверстий, обрезка детали по наружному контуру и т. д.).

При разработке разделительных операций (например, вырубка, пробивка) необходимо выполнить следующие технологические расчёты [3]:

определить размеры полосы (ширину), из которой будет вырубаться заготовка;

выбрать размеры листа и раскрой его на полосы;

рассчитать усилие резки при раскрое листа на ножницах;

рассчитать усилие вырубки (пробивки отверстий), съёма и проталкивания (выталкивания) детали и отхода;

вычислить (определить) зазоры между рабочими элементами матрицы и пуансона.

Для гибочных операций необходимо:

определить размеры плоской заготовки;

определить количество и последовательность выполнения операций гибки;

рассчитать усилие гибки, прижима (выталкивания) детали;

вычислить минимально допустимые радиусы гибки;

определить углы пружинения (для каждой операции);

рассчитать зазоры между матрицей и пуансоном.

При разработке технологического процесса изготовления детали необходимо стремиться к выбору из многочисленных вариантов расчёта наиболее экономичного в соответствии с чертежом, программой и техническими условиями.

Но вручную произвести все эти расчёты очень трудоёмко, поэтому для автоматизации технологических расчётов применяется различное программное обеспечение: Астра Раскрой 4.2, ИНТЕХ — РАСКРОЙ (программа для ЧПУ раскроя металла), семейство программ Cutting, Crude 1.0.0, APM WinMachine 9.0, программа KONCUT, OPTIMIZE 2.2, калькулятор металлиста 4.5D, САПР раскроя листового материала «Винтех RCAM», калькулятор металлопроката, расчёт нормовремени станочных работ, Microsoft Excel, Телтран [1]. Однако данные программные продукты зачастую либо узко специализированы, т. е. предназначены для автоматизации расчётов какого-то одного этапа производства, либо обладают избыточным интерфейсом и слишком высокой стоимостью, доступной только для крупных предприятий по производству изделий из металлопроката.

Поэтому появилась необходимость в разработке программного обеспечения, которое

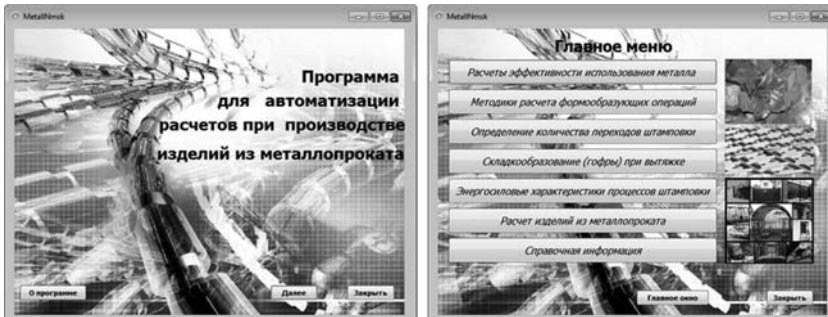


Рис. 3. Интерфейс программного продукта

позволило бы автоматизировать технологические расчёты малого предприятия по производству изделий из металлопроката, уменьшить затраты времени на подготовку к выполнению стадий производства, снизить риск повреждения дорогостоящего оборудования ввиду применения неточных настроечных данных [4].

Программа выполнена в виде удобного пользовательского приложения (рис. 3).

Программа предназначена для автоматизации расчётов различных этапов и стадий изготовления изделий из металлопроката (расчёты эффективности использования металла (рис. 4), формообразующих операций, складкообразования (гофры) при вытяжке, гибочных операций).

Рассмотрим пример расчёта раскрой листа и полосы на заготовки (образец показан на рис. 5) и выбрать рациональную схему [5—7].

Материал заготовки — сталь 08кп (ГОСТ 9045—93), толщина $S = 1,5$ мм.

Анализируя геометрическую форму, размеры и назначение заготовки, приходим к следующим выводам:

деталь изготавливается гибкой;

линиягиба детали с малыми радиусами гибки [1], расположение волокон проката безразлично, что может позволить получить более экономичный раскрой материала;

для предотвращения возможного повреждения поверхности материала, а также для снижения утомляемости штамповщика целесообразно принять в полосе однорядное расположение заготовок (рис. 6);

для удобства работы длина полосы не должна превышать 2000 мм [8, 9].

Определяем ширину полосы [1] с боковым прижимом.

Вариант «а» — по формуле

$$B = A + 2a + \Delta_{\text{ш}}, \quad (5)$$

где A — размер вырезаемой заготовки поперёк полосы, $A = 90$ мм; a — наименьшая боковая перемычка, $a = 2,2$ мм; B — междетальная перемычка, $b = 2,0$ мм; $\Delta_{\text{ш}}$ — односторонний допуск на ширину полосы [1, 2], $\Delta_{\text{ш}} = 0,3$ мм.

Подставив указанные значения в формулу (5), получим

$$B = 90 + 2 \times 2,2 + 0,8 = 95,2 \text{ мм.}$$

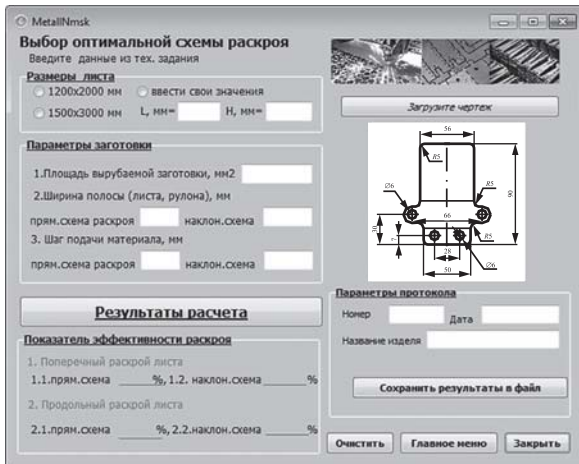


Рис. 4. Расчёт эффективности использования металла

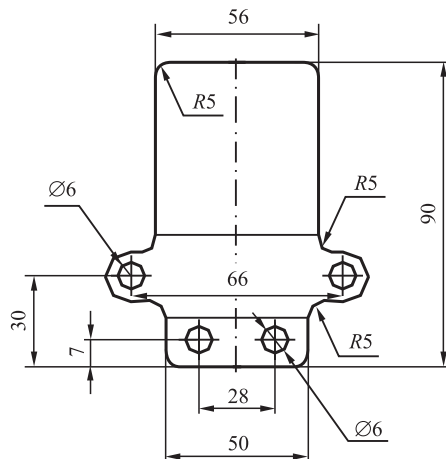


Рис. 5. Эскиз исходной заготовки

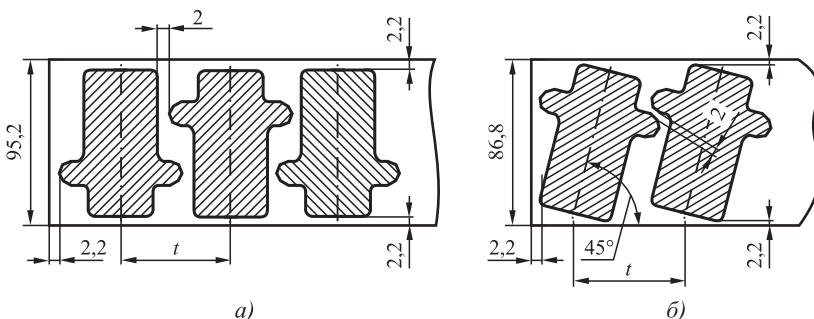


Рис. 6. Варианты расположения заготовок в полосе: а — прямой раскрой; б — наклонный раскрой

Вариант «б» — графически с учётом величин $a = 2,2$ мм и $\Delta ш = 0,8$ мм $B = 86,8$ мм.

По ГОСТ 19904—90 выбираем листы габаритом 1200×2000 мм и 1500×3000 мм.

Рассмотрим две схемы раскроя листа: продольную и поперечную.

Шаг подачи заготовок определяем из геометрических построений. По варианту «а» $t = 70$ мм; «б» — $t = 72$ мм.

Для определения площади заготовки разбиваем её на ряд простых фигур: прямоугольники площадью $f_1 = 56 \times (90 - 30 - 7) = 2968$ мм²; $f_2 = 50 \times (30 - 7) = 1150$ мм²; $f_3 = 66 \times 14 = 924$ мм² и круг площадью $f_4 = \frac{\pi \cdot 14^2}{4} = 153$ мм².

Общая площадь заготовки составит:

$$F = \sum_{i=1}^{i=n} f_i = 1150 + 924 + 2968 + 153 = 5195 \text{ мм}^2.$$

Таким образом, для листа 1500×3000 оптимальным вариантом раскроя является продольный раскрой по наклонной схеме (рис. 7), а для листа 1200×2000 рациональной схемой расчёта является поперечный раскрой листа при наклонной схеме (рис. 8.)

Также программа позволяет рассчитать энергосиловые характеристики для различных типов операций производства изделий из металлопроката, например для одной из формообразующих операций, такой как резка (рис. 9) [10].

Кроме того, данная программа позволяет автоматизировать расчёты простых металлоконструкций (заборы, ворота, цистерны и баки) и наиболее популярные расчёты (гаражи и т. п.).

Заключение. Использование таких основных направлений экономии ресурсов, как внедрение новых технологий, повышение качества сырья и материалов, снижение отходов, использование вторичных ресурсов, позволяет создать надёжно действующий противозатратный механизм функционирования предприятия по производству изделий из металлопроката.

Развитие машиностроения и металлообработки требует дальнейшего совершенствования технологических процессов и методов расчёта деформационных характеристик операций по изготовлению изделий из металлопроката. В настоящее время имеется много экспериментальных и теоретических исследований, посвящённых изучению НДС изготовления деталей из металлопроката, рациональных принципов расчёта технологических, прочностных характеристик. На основе этих

исследований установлены соответствующие расчётные методики, общие правила и нормы проектирования как конструкции деталей, так и технологического процесса изготовления, гарантирующие высокие эксплуатаци-

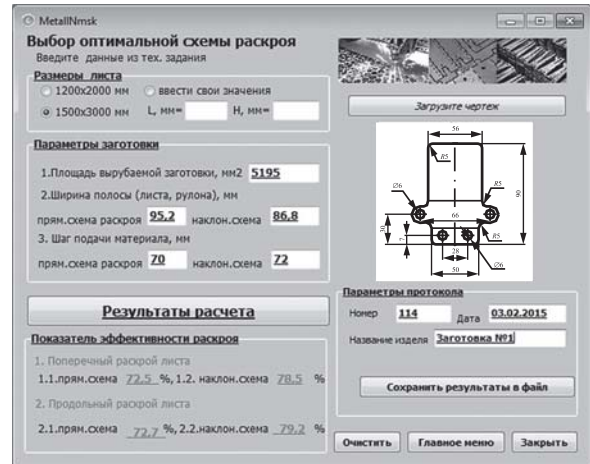


Рис. 7. Выбор оптимального варианта раскроя листа (продольный)

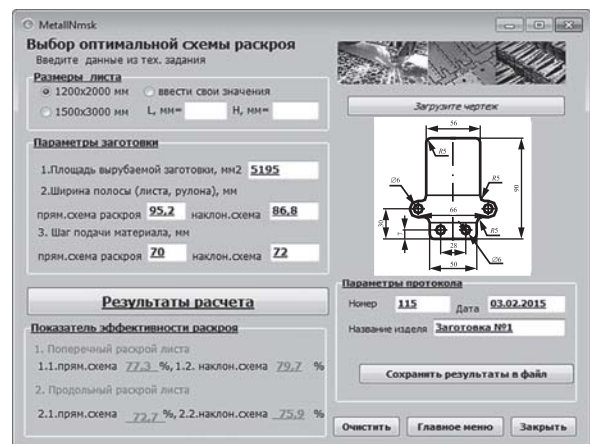


Рис. 8. Выбор оптимального варианта раскроя листа (поперечный)



Рис. 9. Расчёт энергосиловых характеристик процессов изготовления

онные способности деталей при обеспечении минимизации энергосиловых характеристик, трудоёмкости штамповки, повышении ресурсосбережения (повышения КИМ), т. е. расширении технологических возможностей производства изделий из металлопроката.

Библиографические ссылки

1. Казанцева Н.К., Ткачук Г.А., Смирнова Ю.О. О стандартах на трубную продукцию // Производство проката. 2015. № 2. С. 43—48.
2. Гринюк О.Н., Алексашина О.В. Эффективные технологии изготовления изделий из металлопроката // Производство проката. 2016. № 4. С. 38—42.
3. Казанцева Н.К., Ткачук Г.А., Смирнова Ю.О. Анализ изменений взаимоувязанных требований стандартов после принятия межгосударственного стандарта ГОСТ 31447—2012 «Трубы стальные сварные для магистральных газопроводов, нефтепроводов и нефтепродуктов. Технические условия» // Производство проката. 2015. № 11. С. 42—47.
4. Гринюк О.Н., Алексашина О.В. Автоматизация производства металлоконструкций // Вестник Международной академии системных исследований.

Информатика, экология, экономика. 2016. Т. 18. № 1. С. 115—123.

5. Аверкиев Ю.А., Аверкиев А.Ю. Технология холодной штамповки. М.: Машиностроение, 1989. 304 с.
6. Головащенко С.Ф., Овчинников А.Г. Математическое моделирование процессов разрушения заготовок при выполнении разделительных операций импульсной штамповки // Вестник машиностроения. 1995. № 4. С. 25—29.
7. Романовский В.П. Справочник по холодной штамповке. Л.: Машиностроение. 1979. 520 с.
8. Громов Н.П. Теория обработки металлов давлением. М.: Металлургия, 1978. 360 с.
9. Афонин В.К., Ермаков Б.С., Лебедев Е.Л. и др. Металлы и сплавы: справочник /под ред. Ю.П. Солнцева. СПб.: Профессионал, 2007. 1092 с.
10. Арндателева С.И. Технологические операции. Расчёт силовых параметров: учеб.-метод. пособие. В. Новгород: НовГУ им. Ярослава Мудрого, 2011. 67 с.

Ссылка для цитирования

Гринюк О.Н., Алексашина О.В., Вячеславова О.Ф. Повышение эффективности выполнения технологических операций при производстве изделий из металлопроката // Автоматизация. Современные технологии. 2020. Т. 74. № 4. С. 147—152. DOI: 10.36652/0869-4931-2020-74-4-147-152.

УДК 629.3.018.4

DOI: 10.36652/0869-4931-2020-74-4-152-160

И.Ф. Дьяков, д-р техн. наук
(Ульяновский государственный технический университет),
Ю.В. Моисеев, канд. экон. наук
(ЗАО «Система безопасности», г. Ульяновск)
i.dyakov@ulstu.ru

МЕТОДЫ ОЦЕНКИ ТЕХНОЛОГИЧНОСТИ ТРАНСПОРТНОГО СРЕДСТВА

Изложены методы оценки технологичности транспортного средства в сфере производства и эксплуатации на основе энергетического показателя, экспертных оценок и использования нейронной сети. Методом нейронной сети рассмотрена технологичность автомобиля в комплексе по отдельным агрегатам. Показана подготовка исходных данных при использовании нейронной сети для прогнозирования технологичности транспортного средства, дан алгоритм обучения и архитектура расчёта технологичности основных агрегатов. По результатам расчёта приведены сравнительные данные технологичности различных марок транспортных средств.

Ключевые слова: технологичность; энергетические показатели; транспортная работа; экспертная оценка; компетентность; нейронная сеть.

Methods for evaluation the manufacturability of a vehicle in the field of production and operation based on an energy indicator, expert estimates and usage of a neural network are stated. By using the neural network method the manufacturability of a car in a complex and for individual units is considered. The preparation of the initial data at usage a neural network for predicting the manufacturability of a vehicle is shown; the training algorithm and the architecture for calculating the manufacturability of the main units are given. According to the calculation results, comparative data on the manufacturability vehicles of various brands are given.

Keywords: manufacturability; energy indicators; transport work; expert estimate; competence; neural network.

На каждом этапе развития машиностроения в области транспортных средств проблема обеспечения эффективности их использования

во многом зависит от множества конструктивных и эксплуатационных характеристик. Всё это усложняет формулировку проблемы и тре-

бования к углублённому изучению эксплуатационных свойств, более совершенному методу расчёта работоспособности агрегатов и деталей, зависящих от технологичности изготовления и сборки [1, 2]. Технологичность транспортного средства можно оценить только по результатам дорожных испытаний на автополигоне или в реальных условиях эксплуатации [3]. В связи с этим на первом этапе для оценки транспортных средств в ходе дорожных испытаний или эксплуатации можно использовать комплексный показатель, учитывающий только тягово-скоростные и топливно-экономические характеристики. Таким методом может быть энергетический показатель оптимальности, который выражен в виде

$$J_s = \frac{Q_s H \gamma_T L 1,16 \cdot 10^{-3}}{L \left\{ m_H \left(k k_\gamma \beta \left(\psi + \frac{\delta_{вр}}{g} j \right) \eta_\sigma \right) + 80z \left[\frac{r_k}{r_d} + F_B \right] \right\}} \rightarrow \min, \quad (1)$$

где Q_s — путь расход топлива; H — теплотворная способность топлива; γ_T — удельный вес топлива; L — пробег; m_H — номинальная грузоподъёмность; k_γ , β — коэффициенты использования грузоподъёмности и пробега; k — коэффициент комфортабельности, учитывающий эргономические свойства рабочего места водителя; ψ — коэффициент дорожного сопротивления движению; $\delta_{вр}$ — коэффициент, учитывающий вращающиеся массы автомобиля; j — ускорение разгона; η_σ — коэффициент, учитывающий использование собственной массы автомобиля; z — количество пассажиров; r_k , r_d — радиусы колеса качения и динамический соответственно; F_B — аэродинамическое сопротивление движению.

Критерий (1) характеризует эффективность затрат энергии на выполнение транспортной работы, преодоление дорожных сопротивлений и трущихся частей трансмиссии. Чем технологичнее транспортное средство, тем меньше энергозатрат расходуется на выполнение транспортной работы. Энергозатраты, например, для различных марок автомобилей в одинаковых условиях эксплуатации на один километр пробега составляют: ЗиЛ-433360 — 0,165; КамАЗ-5320 — 0,234 и УАЗ-3303 — 0,114 кВт·ч, которые определены из выражения

$$J_{S_i} = \{k_\Pi v_{ср} [m_H (k_\gamma \beta + \eta_\sigma) \psi] + 80z + F_w + F_i\} t_{дв} 2,723 \cdot 10^{-6} / \eta_{тр}, \quad (2)$$

где k_Π — коэффициент пропорциональности; $v_{ср}$ — средняя скорость движения; F_i — сила инерции вращающихся масс; $t_{дв}$ — время движения; $\eta_{тр}$ — КПД трансмиссии.

Рассмотрим конструкцию транспортного средства с учётом расхода топлива, выраженную в виде

$$J_Q = Q_s H \gamma_T L 1,162 \cdot 10^{-6}. \quad (3)$$

Если отношение $1 - J_Q/J(S) = \eta_J$ характеризует энергетические потери в трансмиссии, а $J_s/J_Q = k_j$ — эффективность использования транспортного средства в условиях эксплуатации, то можно дать примерную общую оценку технологичности.

Результаты испытания показали, что энергозатраты на выполнение транспортной работы с грузом превышают 22 %. Тогда отношение энергозатрат (2) к энергозатратам по расходу топлива (3) характеризует уточнённое значение технологичности конструкции k_j :

$$k_j = \frac{J_s - J_Q}{J_s} 100 \%.$$

Однако расход топлива зависит от множества факторов, не связанных с технологичностью транспортного средства (например, неравномерность подачи топлива в цилиндр двигателя, фазы газораспределения, неравномерное давление в шинах, вид дорожного покрытия, неравномерная регулировка тормозной системы и т. д.).

В табл. 1 приведены основные характеристики транспортных средств по данным, полученным в одинаковых дорожных условиях.

Из табл. 1 видно, что наиболее технологичными транспортными средствами являются

Таблица 1

Уровень совершенства транспортного средства по энергозатратам

Марка автомобиля	Уровень комплексной технологичности, %	Удельная годовая нагрузка, кВт·ч/ткм	Энергетические показатели	
			совершенства технологичности трансмиссии	коэффициент использования
УАЗ-3303	72	3,97	0,81	0,64
УАЗ-33036	43	5,55	0,61	0,47
УАЗ-2362	71	3,68	100	0,52
КамАЗ-5320	77	2,50	0,47	0,79

автомобили УАЗ-3303, УАЗ-2362 и КамАЗ-5320. Однако показатели совершенствования трансмиссии у автомобиля КамАЗ-5320 ниже, чем у автомобилей УАЗ. Причём эффективность использования КамАЗ-5320 намного выше, чем у автомобилей УАЗ. Оценить эти транспортные средства можно разными методами. Например, можно использовать метод экспертных оценок. Он заключается в изучении мнений группы экспертов путём анкетного опроса, целью которого является выявление преобладающего суждения специалистов по поставленному вопросу. Простейшей формой экспертных оценок является представление рассмотренных показателей технического уровня выбираемого транспортного средства. При этом эксперты должны иметь соответствующий опыт работы, знать технические характеристики зарубежных транспортных средств и иметь представление о будущем их развитии как в нашей стране, так и за рубежом.

Отбор экспертов и их опытность квалифицируют каждого i -го эксперта в обсуждаемом j -м вопросе и оценивают так называемым коэффициентом компетентности:

$$0 \leq k_{\text{ком}i}^j \leq 1, i = 1, \dots, N_j,$$

где N_j — число экспертов, привлекаемых к решению j -го вопроса.

При $k_{\text{ком}i}^j = 0$ эксперт признаётся некомпетентным в j -м вопросе, а при $k_{\text{ком}i}^j = 1$ эксперт считается полностью компетентным. Если эти коэффициенты компетентности известны, то сразу чётко определяется число экспертов. Теперь нетрудно определить коэффициент компетентности i -го эксперта как среднее всех оценок, включая и его собственную:

$$k_{\text{ком}i}^j = \frac{1}{N_j} \sum_{l=1}^{N_j} k_{il}^j, l = 1, \dots, N_j, \quad (4)$$

где k_{il}^j — мнение i -го эксперта о компетентности l -го эксперта при решении j -го вопроса (k_{ii}^j — самооценка компетентности i -го эксперта в этом вопросе).

Коэффициент компетентности (4) может быть обозначен прочерком, который означает, что оценки нет (один эксперт не знает, а потому не может оценить другого). В этом случае в формуле проводится усреднение по значащим оценкам, т. е. исключая прочерки (табл. 2).

Здесь все средние значения k_{il}^j оцениваются по трём значащим оценкам, т. е. $N_j = 3$.

Таблица 2

Компетентности экспертов

Компетентность эксперта, i	Компетентность эксперта, l			
	1	2	3	4
1	1	—	0,4	0,8
2	0,6	0,7	0,4	—
3	—	0,8	0,8	0,7
4	0,5	0,9	—	0,8
k_{il}^j	0,7	0,8	0,4	0,76

Однако этот метод самооценки экспертов не учитывает разного рода сложные взаимоотношения, которые возможны между экспертами. Это обстоятельство нужно иметь в виду при анализе матриц оценок компетентности.

Успех оценки транспортного средства зависит от подбора состава соответствующего коллектива и уровня организации его работы [4—6]. Однако этому методу присущи два известных недостатка:

не все эксперты одинаково вовлечены в активный процесс творческого мышления;

на оценки и суждения экспертов оказывают влияние авторитет и заслуги коллег, эмоциональная окраска утверждений оппонента, инерция, присущая человеку при публичном высказывании своего мнения и т. д.

Для оценки транспортного средства эксперт должен получить необходимую информацию по тягово-скоростным, топливно-экономическим характеристикам и другим параметрам, качественные и количественные требования к транспортному средству в сфере эксплуатации, зональные особенности эксплуатации, характеристики лучших аналогов, на основе которых составляют таблицу экспертных оценок с вопросами. Следует отметить, что эксперт, которому приходится систематически отвечать на один и тот же вопрос, всё увереннее будет формулировать своё мнение и суждение, тем самым непрерывно повышая квалификацию. Составленные таблицы позволяют получить от эксперта количественно определённые ответы на поставленные вопросы, формализованные сведения о характере источников аргументации, а также о степени влияния каждого из них на ответ и количественно определённую оценку на предлагаемый вопрос.

Предлагаемые экспертом вопросы классифицируют на группы:

1) оценка относительной важности различных конструктивных элементов по балльной системе;

2) оценка «удельного веса» различных видов новых технических решений.

Под техническим решением будем понимать введение новых элементов, обеспечивающих, например, экологическую безопасность, эффективность системы управления с использованием микроэлектроники и др. Все оценки переводятся в количественную форму с помощью таблицы весовых коэффициентов. Располагая значениями коэффициентов компетентности, можно приступить к решению j -го вопроса, например, оценить надёжность автомобиля. Получив от всех экспертов значения надёжности H_i^j ($i = 1, \dots, N_j$), следует принять решение о значении. Здесь могут быть и отказы от экспертизы ввиду признания собственной некомпетентности. Это значение с учётом компетентности экспертов можно определять как средневзвешенное с весами, равными коэффициентам компетентности:

$$H^j = \left(\sum_{i=1}^{N_j} H_i^j k_i^j \right) / \sum_{i=1}^{N_j} k_i^j.$$

Мнение каждого эксперта взвешивается значением его коэффициента компетентности. Поэтому мнение малокомпетентных экспертов автоматически учитывается в меньшей степени.

На этапе организации и проведения опроса экспертов важно обеспечить однозначное понимание экспертами отдельных вопросов, а также создать условия для свободного и независимого высказывания суждений. Полученные от экспертов ответы обрабатываются на основе математической статистики разнотипных данных.

Разброс мнений определяют с помощью оценки дисперсии полученных экспертных оценок:

$$\hat{D}(H^j) = \frac{1}{N_j - 1} \sum_{i=1}^{N_j} \left(H_i^j - \frac{1}{N_j} \sum_{i=1}^{N_j} H_i^j \right)^2.$$

Малая величина этой дисперсии свидетельствует о достаточном единстве мнений экспертов. Однако полученное решение всегда приближённо, но его можно уточнить, увеличивая число экспертов. Такие методы оценки технологичности характеризуют транспортное средство в целом, не представляя технологическое состояние отдельных агрегатов.

Если рассматривать эксплуатационную технологичность по отдельным параметрам разных транспортных средств и дать сравнительную оценку по технологичности в динамике, то здесь уместно использовать нейронную сеть, которая требует дополнительных исследований.

Каждый нейрон представляется множеством линейных синаптических связей и внешним порогом. Порог, представляемый входной синаптической связью, считается равным +1. Синаптические связи нейрона используются для взвешивания соответствующих входных сигналов (режимов нагружения). Взвешенная сумма входных сигналов определяет индуцированное локальное поле каждого конкретного нейрона. Индуцированное локальное поле нейрона выражают уравнением

$$v_k = \sum_{j=1}^m \omega_{kj} x_j + b_k, \quad (5)$$

где x_j — входные сигналы (характеристики нагрузочных режимов); b_k — порог сигнала.

Выражение (5) называют моделью МакКаллока—Питца [9]. В этой модели выходной сигнал нейрона принимает значение 1, если индуцированное поле этого нейрона не отрицательно, и 0 — в противном случае. Для оценки изменения параметров отдельных агрегатов использована многослойная нейронная сеть. Она позволяет эффективно решать задачи в условиях неопределённости. Задача нейронной сети — преобразование информации требуемым образом. Первый подход к преобразованию посвящён структуре нейронной сети, второй — её обучению и третий — алгоритму преобразования. Для этого сеть предварительно обучается, используя так называемый обучающий алгоритм (рис. 1).

При обучении применяют идеальные (эталонные) значения пар «вход-выход» или «учитель», который оценивает поведение нейрон-

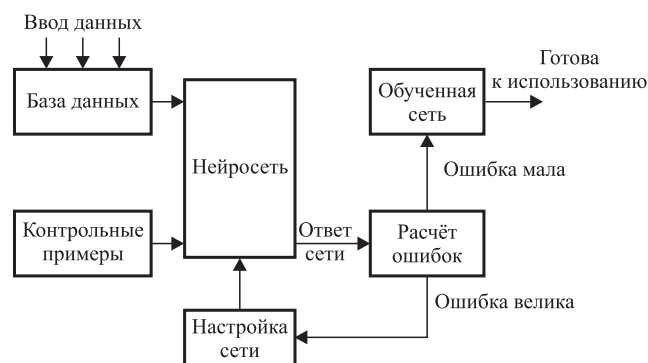


Рис. 1. Алгоритм обучения нейросети

ной сети. Обучающий алгоритм модифицирует отдельные нейроны сети и веса её связей. Набор связей характеризуется своим весом или силой. Задача в этом случае заключается в определении значения измеряемой величины в динамике момента наработки $J_{s1}, J_{s2}, \dots, J_{sn}$, т. е. для выполнения оценки технологичности необходимо выявить закономерность этого ряда. За единицу наработки принимают киловатт-час (кВт·ч), так как нагрузочные характеристики, измеренные в километрах пробега, имеют низкую корреляционную связь, чем с кВт·ч. Обучение персептрона требует наличия «учителя» и состоит в подборе весов w_{ij} , чтобы выходной сигнал v_{J_s} был близок к заданному значению $[d_{J_s}]$. Это обучение гетероассоциативного типа, при котором каждой обучающей выборке, представляемой вектором v_{J_s} , соответствовало допускаемому ожидаемому значению $[\Delta v_{J_s}]$ на выходе j -го нейрона. Обучение персептрона включает подбор весов по следующим шагам:

1) в качестве первоначального значения выбора значений весов w_{ij} используются случайные значения, ориентируясь на опыт исследователя; на вход нейрона подаётся один обучающий сигнал из вектора отказа (x_i) и рассчитывается значение выходного сигнала (v_{J_s}); по результатам сравнения фактически полученного значения v_{J_s} с заданным $[d_{J_s}]$ уточняются значения весов; процесс обучения производится в несколько этапов;

2) если выходное значение v_{J_s} совпадает с ожидаемым заданным значением $[d_{J_s}]$, то весовой коэффициент w_{ij} не изменяется;

3) если $v_{J_s} = 0$, а соответствующее заданным значение $[d_{J_s}] = 1$, то значения весов уточняются в соответствии с выражением $w_{ij}(t+1) = w_{ij}(t) + v_{J_s}$, где $(t+1)$ — номер текущего цикла; t — номер предыдущего цикла;

4) если $v_{J_s} = 1$, а заданное значение $[d_{J_s}] = 0$, то значения весов уточняются согласно выражению $w_{ij}(t+1) = w_{ij}(t) - v_{J_s}$.

Весовые коэффициенты хранятся в таблице Wgths.dbf, имеющей поля: Lr (тип Integer) — номер слоя; D (тип Integer) — номер нейрона; D2 (тип Integer) — номер подходящей к нейрону связи; W (тип Numeric) — значение весового коэффициента. Программа реализации состоит из двух головных программ. Первая используется для обучения нейронной сети. В результате её работы формируется таблица весовых коэффициентов. Вторая программа запускается для оценки качества сформированной нейронной сети.

После уточнения весового коэффициента подставляется очередной обучающий вектор транспортного средства и связанное заданное значение $[d_{J_s}]$. Этот процесс многократно повторяется на всех обучающих выборках, пока не будут минимизированы различия между всеми значениями выходных параметров и заданными значениями. Минимизация различий между фактическими реакциями нейрона v_{J_s} и расчётными значениями $[\Delta v_{J_s}]$ может быть представлена как минимизация конкретной функции погрешности целевой функции, определяемой из выражения

$$Z = \sum_{k=1}^p (v_{J_s}^{(k)} - [\Delta v_{J_s}])^2 \rightarrow \min,$$

где p — число нейронов в выходном слое.

Такая минимизация при использовании правила персептрона проводится по методу безградиентной оптимизации. Так как сигмоид работает в диапазоне от 0 до 1, то на выходе также получаем от 0 до 1. Значит данные могут быть нормализованы на входе и денормализованы на выходе. При этом каждый параметр задаётся в матрице размерностью 3×4 (три автомобиля и четыре его агрегата) как последовательность нулей и единиц. В наборе входных данных представляется символьное выражение в виде последовательности её строк. В качестве разделителя между строками использован символ (*). Для оценки технологичности транспортных средств предлагается функция распределения Вейбулла с плотностью распределения вероятностей отказов по агрегатам из серии измеряемых параметров каждого транспортного средства:

$$z_{J_s} = L_{v_i} / \Delta J_s + \beta' \frac{J_s^{\beta-1}}{\mu^\beta} e^{-\left(\frac{J_s}{\mu}\right)^\beta},$$

где $L_{v_i} / \Delta J_s$ — относительное смещение заданного значения технологичности L_{v_i} при приращении наработки ΔJ_s транспортного средства; β' — параметр формы распределения Вейбулла (для $\beta' > 1$ функция возрастает); μ — параметр масштаба, характеризующий степень растянутости кривой распределения.

Параметр формы распределения показывает скорость сравнения характеристики транспортного средства. При этом нужно иметь информацию о ресурсе в виде плотности $f(J_s)$ и интегральной функции $F(J_s)$ распределения вероятностей или функции для наработки

безотказной работы. Поскольку вероятность безотказной работы $P(J_s) = 1 - F(J_s)$ в течение эксплуатации (что уже отработана J_s^*) составляет $(J_s^* + J_s)$ и равна произведению вероятности на интервале наработки J_s , вероятность за интервал J_s^* составит

$$P(J_s^* + J_s) = P(J_s / J_s^*) P(J_s^*).$$

Тогда её можно представить как решение уравнения $P(J_{s\gamma} / J_s) = \gamma$ и получить уравнение для определения $\gamma\%$ -го остаточного ресурса $J_{s\gamma}$. Остаточный ресурс γ может быть определён путём прогнозирования по отказам.

На втором этапе оценки технологичности выбирается тип сети (её архитектура) и происходит обучение нейросети, на третьем — подбираются параметры сети. Выбор типа сети может быть осуществлён различными нейронными сетями: многослойным персептроном (MLR), радиально-базисной сетью (RBF), обобщённо-регрессионной сетью (GRNN), сетью Вольтерри и сетью Эльмана. Сеть Вольтерри — динамическая сеть для нелинейной обработки последовательности сигналов, задержанных относительно друг друга [8, 9]. Работа нейросети заключается в преобразовании входных векторов в выходные. Результат преобразования будет зависеть от подобранных параметров сети — весов их взаимосвязей.

Проверка меры согласованности значений весов рассматриваемого транспортного средства проводится определением коэффициента корреляции r_i . Примерный перечень весов для автомобиля КамАЗ после обучения составил: для двигателя — 0,35; коробки передач — 0,12; тормозных систем — 0,05; трансмиссии — 0,02. Для расчёта технологичности по энергозатратам приняты следующие агрегаты: двигатель, коробка передач, передний и задний мосты, тормозная система. По семи автомобилям использованы следующие данные: начальный отсчёт наработки транспортного средства равен $2,5 \cdot 10^3$ кВт·ч, произведённые замеры, отнесённые к частоте отказов: двигателя — 0,006, коробки передач — 0,013, тормозной системы — 0,011, заднего моста — 0,019 отк./кВт·ч. Аналогичное распределение отказов должно быть представлено для других марок автомобилей. Программы обучения работают с числовыми данными, поэтому необходимо преобразование символьных данных в числовые. Все характеристики записываются строкой. Количество строк зависит от используемого числа агрегатов по технологич-

ности. При этом отказы одной марки и одного автомобиля задаются по агрегатам в виде

$$\bar{L}_{p_{дв}} = 0011001 * 0011010 * 1100100 * 0101100. \quad (6)$$

Табличное (матричное) обозначение для характеристики агрегатов $\bar{L}_{p_{дв}}$ приведено на рис. 2. Подобную запись (6) выполняют для других марок автомобилей.

0	0	1	1	0	0	1	$x_{11} = 0011001;$
0	0	1	1	0	1	0	$x_{12} = 0011010;$
1	1	0	0	1	0	0	$x_{13} = 1100100;$
0	1	0	1	1	0	0	$x_{14} = 0101100$

Рис. 2. Представление уровней отказов по агрегатам автомобиля КамАЗ

Аналогичные уровни отказов агрегатов составляются по другим маркам (ЗиЛ, УАЗ). Весовые коэффициенты суммируются с учётом соответствующих весов и выражаются в виде $w_i = \frac{r_{ij}}{\sum_{i=1}^m r_{ij}}$, где m — количество отказов.

После этого результаты сравниваются с пороговыми значениями w_{i0} интенсивности отказов. Таким образом, на вход нейрона поступает множество сигналов в виде выражения (6), каждый из которых является вектором интенсивности отказов агрегатов автомобиля (нейрона). Сигнал каждого входа умножается на соответствующий вес, аналогичный соответствующей синаптической силе. Все произведения суммируются, определяя уровень активации нейрона. Для повышения точности расчёта производится предварительная (предпроцессорная) обработка информации. Такая обработка сводится к масштабированию значений отсчётов в целях их сведения в единый диапазон. Каждая выборка представляет собой дискретную функцию, заданную в точках на интервале от $J_{S_{\Delta \min}}$ до $J_{S_{\Delta \max}}$ с шагом $\Delta J_{S_{\Delta}} = 0,5$, где $J_{S_{\Delta \min}}$, $J_{S_{\Delta \max}}$ — минимальное и максимальное значения аргумента этой функции соответственно.

Для моделирования отказов при эксплуатации транспортных средств предлагается использовать двухслойную архитектуру нейронов, в том числе применительно к множеству нагрузочных режимов автотранспортных средств (рис. 3).

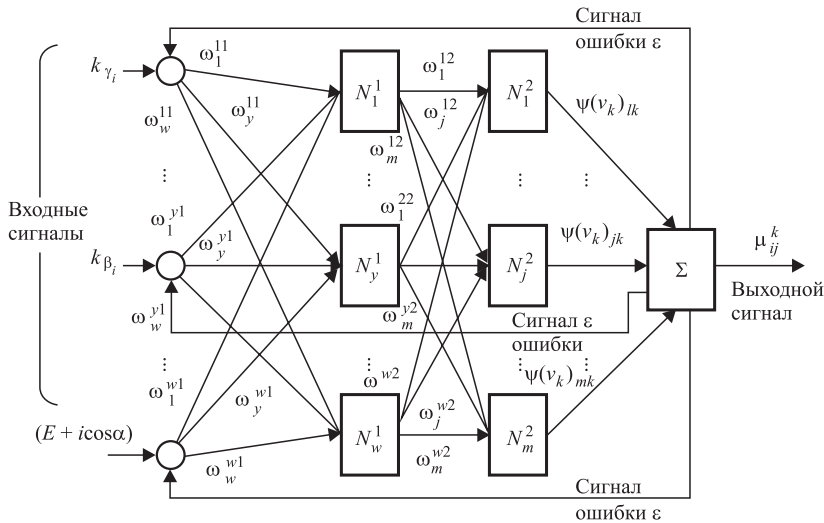


Рис. 3. Архитектура нейронной сети моделирования технологичности транспортного средства

Обладая сведениями об интенсивности отказов агрегатов по годовой наработке в киловатт-часах J_S , сеть вырабатывает решение, каким будет наиболее вероятное значение последовательности интенсивности отказов в последующий момент приращения наработки (ΔJ_{S_k}) по их технологичности. В предложенной архитектуре первый входной слой состоит из N_w^1 нейронов, число которых соответствует числу входных характеристик отказов. В результате превращения вектора входных характеристик он будет преобразован в вектор такой же длины ψ . Процесс преобразования может быть выражен формулой $\psi_1 = \varphi_1(H_{opt})$, где φ_1 — функция активации первого слоя нейрона.

Сигнал ошибки ϵ инициализирует механизм управления, цель которого заключается в применении последовательности корректировок к синаптическим весам нейрона N . Эти изменения нацелены на пошаговое приближение выходного сигнала к допустимому за счёт минимизации функции нагрузочного режима. Пошаговая коррекция синаптических весов нейрона продолжается до тех пор, пока система не достигнет устойчивого состояния. В этой точке процесс обучения останавливается.

Нейронные сети представляют собой адаптивную систему, жизненный цикл которой состоит из двух независимых фаз — обучения и работы сети. Существует множество различных способов обучения нейронной сети, однако не существует универсального алгоритма обучения, подходящего для всех архитектур нейронных сетей, а есть лишь набор средств, представленный множеством алго-

ритмов, каждый из которых имеет свои достоинства. Алгоритмы обучения отличаются друг от друга способом настройки синаптических весов нейрона.

В процессе преобразования можно выделить активацию единичного скачка, например, поломку рессоры:

$$\varphi_1 = \begin{cases} 1 & \text{если } r^{T_{is}} \geq 0; \\ 0 & \text{если } r^{T_{is}} \leq 0. \end{cases}$$

В технической литературе эта форма функции единичного скачка обычно называется функцией Хэ-висайда.

В условиях данной задачи показатели вектора входных параметров имеют одинаковые значения, что

позволяет использовать гомогенную структуру. Одной из наиболее распространённых функций является нелинейная функция с насыщением, так называемая логистическая функция, или сигмоид. Диапазон значений логистической функции выражен уравнением

$$\psi(v) = \frac{1}{1 + \exp(-v_k)},$$

где v_k — индуцированное локальное поле k -го нейрона.

Функции активации определяют выходной сигнал нейрона в зависимости от индуцированного локального поля. Вектор $\psi(v)$ будет представлять собой совокупность взвешенных характеристик значений вектора исходных параметров. В этих условиях можно использовать выражение вектора Шепли [9].

Для применения вектора Шепли требуется получить характеристические значения для каждого нагрузочного режима. При решении этой задачи нейронная сеть должна быть дополнена вторым слоем (рис. 4), число нейронов которого равно числу агрегатов данного автомобиля. В результате преобразования получаем $\psi_2 = F_2(\psi_1)$, где F_2 — активационная функция второго слоя нейрона.

Таким образом, технологичность конструкции зависит от качества изготовления агрегатов автомобилей на производстве, оптимальности использования в условиях эксплуатации и периодичности проведения технического обслуживания и ремонта. На основе существующей технологии обслуживания и ремонта в условиях эксплуатации с исполь-

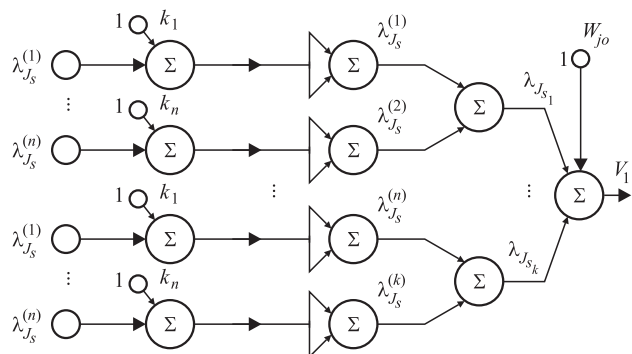


Рис. 4. Структура второго скрытого RBF-слоя сети GRNN

Таблица 3

Показатели надёжности автомобилей

Показатель	Результаты		
	ЗиЛ-433360	УАЗ-3303	КамАЗ-5320
Среднее число отказов за назначенный ресурс (250 тыс. кВт·ч)	10,90	7,07	6,43
Поток отказов	0,039	0,0133	0,009
Выборочное среднее квадратичное отклонение параметра потока отказов, 1/тыс. кВт·ч	0,418	0,0092	0,317
Коэффициент гарантированной вероятности параметра потока отказов, t_r	3,36	3,99	2,79

зованием нейронной сети показатели надёжности приведены в табл. 3.

Отличия связаны не только с технологией производства и эксплуатации, но и с экономическими показателями автотранспортных предприятий. Тогда нейронная система коалиции производителей и потребителей транспортных средств может быть представлена совокупностью независимых нейронных сетей, количество которых равно числу рассматриваемых транспортных средств. На основе нейронной системы множества векторов характеристических значений, а также используя уравнение (5), можно получить вид распределения отказов и пропорционально ему определить количество ремонтных воздействий в зависимости от каждого нагрузочного режима. Аналогичный метод оценки технологичности на основе использования нейронной сети можно анализировать по другим показателям (проходимости, виброустойчивости, управляемости и т. д.).

Заключение. Рассматриваемый метод использования нейронной сети при оценке технологичности является актуальным и довольно достоверным. Технологичность транспортных средств является возможным решением с учётом значительного спектра нагрузочных режимов, производственных характеристик заводов-изготовителей и автотранспортных предприятий, а также прочих экономических зависимостей. Результаты обработки данных представлены в табл. 4.

Из табл. 4 видно, что автомобиль КамАЗ-5320 по основным параметрам превосходит по технологичности остальные автомобили, например, интенсивность отказов меньше в 2,2 раза, устойчивость движения — в 1,35 раза. Однако по удельной трудоёмкости технического обслуживания и текущего ремонта его показатели больше, чем у автомобиля ЗиЛ-433360 в 1,34 раза, в 1,38 раза — чем у автомобиля УАЗ. По устойчивости движения при угле наклона 25° автомобиль ЗиЛ-433360 имеет самый большой запас, УАЗ — минимальный. Более технологичными оказались все автомобили по тормозным качествам.

Таблица 4

Оценочные показатели технологичности транспортных средств

№ п/п	Параметры оценки технологичности	Уровень технологичности автомобилей		
		ЗиЛ-433360	КамАЗ-5320	УАЗ-3303
1	Интенсивность отказов, отк./кВт·ч	$2,82 \cdot 10^{-3}$	$1,28 \cdot 10^{-3}$	$2,19 \cdot 10^{-3}$
2	Интенсивность расхода топлива, см ³ /кВт·ч	1,78	1,18	1,47
3	Удельная трудоёмкость ТО и ТР, чел.-ч/кВт·ч	$2,12 \cdot 10^{-2}$	$2,86 \cdot 10^{-2}$	$2,07 \cdot 10^{-2}$
4	Коэффициент торможения	0,99	0,99	0,98
5	Удельная мощность, кВт/кН	9,41	10,3	24,67
6	Интенсивность поворота управляемых колёс, рад/с	0,61	0,227	0,212
7	Коэффициент поперечной устойчивости движения, Нм/Нм	0,46	0,60	0,77

Библиографические ссылки

1. **Кутков Г.М.** Тракторы и автомобили. Теория и технологические свойства. М.: Инфо-пресс, 2014, 506 с.

2. **Корецкий В.Г.** Повышение ремонтной технологичности горно-транспортных машин на угольных разрезах Севера: автореф. дис. канд. техн. наук. ВАК 05.05.06. Челябинск, 2013. С. 27.

3. **Trojanowsfa J., Rajak E.** Планирование производства и контроля // Инновации в управлении и технике. 2012. HD1024-768.

4. **Афонин М.А., Клименко А.Е., Варнаков Д.В.** Применение CALS-технологии информационной поддержки на стадии эксплуатации автотранспортных средств как способ обеспечения их надёжности // Научный вестник Вольского военного института материального обеспечения: военно-научный журнал. 2018. № 2 (46). С. 41—50.

5. **Варнаков Д.В., Афонин М.А., Пикулин Д.В.** Применение методики прогнозирования надёжности двигателей военной автомобильной техники в нор-

мальном и специальном эксплуатационных режимах // Научный вестник Вольского военного института материального обеспечения: военно-научный журнал. 2017. № 2 (42). С. 85—90.

6. **Варнаков В.В., Варнаков Д.В.** Теоретическое обоснование проектирования надёжности технических систем по стадиям жизненного цикла / Опто-, наноэлектроника, наноэлектроника, нанотехнологии и микросистемы: труды X междунар. конф. Ульяновск: Ульяновский гос. ун-т, 2008. С. 153—154.

7. **Голубев Ю.Ф.** Нейросетевые методы в механике. М.: Изд-во МГУ, 2007. 157 с.

8. **Горбань А.Н., Дунин-Барковский В.Л.** и др. Нейроинформатика. Новосибирск: Наука, 1998. 296 с.

9. **Хайкин С.** Нейронные сети: полный курс. 2-е изд. М.: Вильямс, 2006. 1104 с.

Ссылка для цитирования

Дьяков И.Ф., Моисеев Ю.В. Методы оценки технологичности транспортного средства // Автоматизация. Современные технологии. 2020. Т. 74. № 4. С. 152—160. DOI: 10.36652/0869-4931-2020-74-4-152-160.

УДК 62-524

DOI: 10.36652/0869-4931-2020-74-4-160-164

О.Г. Несиоловский, канд. техн. наук, доц., **Р.Д. Адакин**, **И.М. Соцкая**, канд. техн. наук, доц.,
Д.С. Карпов, канд. техн. наук, доц.
(Ярославская государственная сельскохозяйственная академия)

rdadakin@gmail.com

АВТОМАТИЗАЦИЯ СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ ВНУТРЕННЕГО СГОРАНИЯ ПОСРЕДСТВОМ ПРОГРАММИРОВАНИЯ КОНТРОЛЛЕРА И ПРИМЕНЕНИЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ЕГО ТЕПЛОВЫМ СОСТОЯНИЕМ

Рассмотрены вопросы автоматизации управления охлаждением двигателя внутреннего сгорания (ДВС) легковых и грузовых автомобилей. Предложен алгоритм управления числом оборотов электродвигателей жидкостного насоса и вентилятора радиатора в зависимости от температуры охлаждающей жидкости ДВС. Данный алгоритм реализуется микроконтроллером Arduino MEGA 2500 совместно с драйвером электродвигателя. Система автоматического управления тепловым состоянием ДВС позволит снизить расход топлива, износ цилиндропоршневой группы, а также выброс в атмосферу вредных веществ.

Ключевые слова: система охлаждения двигателя; автоматизация управления тепловым состоянием двигателя; микроконтроллер; драйвер двигателя.

The issues of cooling control automation for an internal combustion engine (ICE) of cars and trucks are considered. An algorithm for controlling the number of revolutions of the electric motors for the liquid pump and the radiator fan, depending on the temperature of the internal combustion engine coolant is proposed. This algorithm is stir up by the Arduino MEGA 2500 microcontroller in conjunction with the motor driver. The automatic control system for the thermal state of the internal combustion engine will reduce fuel consumption, wear of the cylinder-piston group, as well as the emission of harmful substances into the atmosphere.

Keywords: engine cooling system; automation of the engine thermal state control; microcontroller; engine driver.

При работе современных автомобильных двигателей внутреннего сгорания (ДВС) выделяют несколько режимов: запуска холодного двигателя, работы на холостом ходу, частичных нагрузок и номинальных нагрузок.

В режиме запуска холодного двигателя при прогреве происходит неполное сгорание топлива ввиду того, что температура топливной смеси или воздуха ещё не достигла значений, достаточных для полного испарения

топлива и гомогенного смешивания его с воздухом. При этом с выхлопными газами выходит большое количество NO_x , CO_2 , SO_2 , SO_3 и других вредных продуктов неполного сгорания. При достижении рабочей температуры охлаждающей жидкости дизелей 85...90 °С, бензиновых двигателей 95...100 °С выброс вредных веществ снижается.

Во время движения автомобиля в смешанном режиме разгона-торможения в плотном потоке автомобилей, в жаркое время года и при долгой стоянке с включенным двигателем происходит сильный разогрев деталей ДВС, поскольку при резком разгоне автомобиля выделяется большое количество тепла, а при резком торможении и остановке резко ухудшаются условия отвода тепла от радиатора. Рядом с радиатором охлаждения также находятся радиатор автоматической коробки переключения передач (АКПП), интеркуллер (радиатор охлаждения наддувочного воздуха после турбины), радиатор кондиционера. Радиаторы выделяют тепло под капотом, тем самым нагревая друг друга. Включившийся на повышенную частоту вращения вентилятор радиатора не решает полностью проблемы, поскольку не поступает необходимое количество жидкости для охлаждения блока и головки цилиндров ДВС. Частота вращения коленчатого вала ДВС на холостом ходу минимальна, соответственно, и частота вращения жидкостного насоса тоже, поскольку они соединены друг с другом приводом с неизменяемым передаточным числом (шестерни, зубчатый ремень, цепь). Жидкостный насос в этом случае не обеспечивает нужный приток охлаждающей жидкости. Работа двигателя при температуре выше рабочей температуры приводит к повышенному износу его деталей, поскольку масляная плёнка между трущимися деталями из-за уменьшения вязкости становится тоньше, при её разрыве происходят износ и задиры трущихся поверхностей.

Перегрев головки блока цилиндров (ГБЦ) приводит к трещинам на её поверхности и изгибу, из-за чего может раскрыться стык головка — блок. Результат — отказ двигателя.

В зимнее время наблюдается обратная ситуация: при работе дизельного двигателя на малых нагрузках температура охлаждающей жидкости поднимается крайне медленно. В случае сильного мороза при таких нагрузках дизель может не выйти на рабочую температуру. Происходит это по следующей причине: при движении автомобиля на номинальных числах оборотов двигателя, но при малой нагрузке выделяется относительно немного тепла. При

сгорании топлива жидкостный насос даёт максимальный расход охлаждающей жидкости, охлаждая тем самым двигатель, даже при работе системы охлаждения по малому кругу, при отключённом радиаторе. Топливо плохо испаряется, смывает масло со стенок цилиндра. Увеличиваются также расход топлива, нагар на клапанах и канавках поршневых колец. Возрастают вредные выбросы с отработанными газами. В зимнее время года для дизельного двигателя требуются мероприятия по уменьшению отвода тепла от его деталей (утепление двигателя, муфты и электродвигатели для привода вентилятора и жидкостного насоса, шаговый двигатель для закрытия/открытия шторок радиатора). Изложенное обуславливает актуальность работы.

Цель работы — разработка программного обеспечения и системы автоматизации для обеспечения оптимального теплового состояния двигателя при различных нагрузках. Рекомендации для создания подобных систем опубликованы в работе [1].

Для достижения указанной цели необходимо решить следующие задачи:

1. Составить программу для контроллера — создать алгоритм, управляющий изменением частоты вращения жидкостного насоса в зависимости от температуры охлаждающей жидкости изменением частоты вращения вентилятора радиатора, шторками радиатора.

2. Разработать схему автоматизации, скомпилировать программный код на контроллер.

3. Проверить работоспособность системы.

Методика. Установка электронного блока управления (ЭБУ) или программируемого логического контроллера (ПЛК) позволит решить проблемы недогрева дизеля в зимнее время и перегрева двигателя (бензинового и дизельного) летом.

ЭБУ или ПЛК обеспечит регулирование частоты вращения жидкостного насоса и вентилятора радиатора в зависимости от температуры охлаждающей жидкости (ОЖ) и назначит максимальную частоту вращения жидкостному насосу при температурах ОЖ выше 90 °С, несмотря на то, что частота вращения двигателя будет соответствовать режиму холостого хода [2—4]. На рис. 1 показана схема работы жидкостного насоса.

При включении двигателя в работу водяной насос включается на минимальные частоты вращения. Такой режим необходим, чтобы в узких каналах ГБЦ не было перегрева ОЖ. Жидкостный насос обеспечивает минимальное перетекание ОЖ по каналам двигателя [5—7]. После достижения температуры

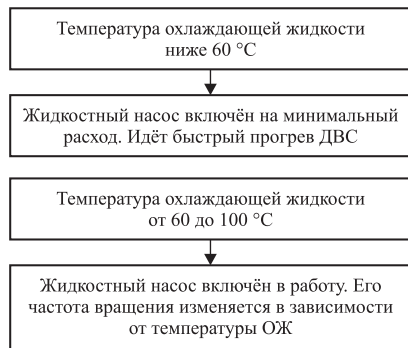


Рис. 1. Схема работы водяного насоса

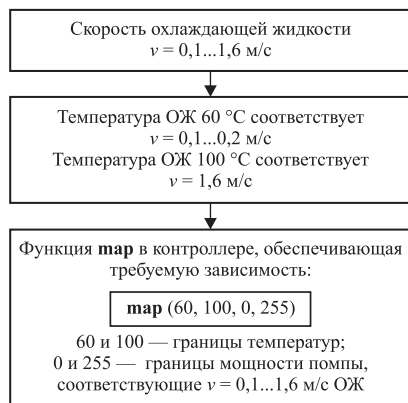


Рис. 2. Схема работы контроллера или ЭБУ

ОЖ 60 °С жидкостный насос будет изменять частоту вращения в зависимости от температуры охлаждающей жидкости. С повышением температуры будет пропорционально увеличиваться частота вращения жидкостного насоса. Данная схема работы контроллера или ЭБУ показана на рис. 2.

Итак, имеют место следующие граничные условия: при включении двигателя жидкостный насос обеспечивает скорость перемещения ОЖ 0,1 м/с; начальная температура ОЖ и изменения частоты вращения жидкостного насоса составляет 60 °С; максимальная скорость перемещения ОЖ составляет 1,6 м/с и имеет место при температуре ОЖ 100 °С.

В языке программирования СИ++ есть функция `map`, которая позволяет увязать эти граничные условия с частотой вращения жидкостного насоса и определить необходимый коэффициент перехода от частоты вращения жидкостного насоса к изменению температуры ОЖ. Коэффициент характеризует необходимое увеличение напряжения электродвигателя жидкостного насоса при изменении температуры ОЖ на 1 °С.

Изменение частоты вращения жидкостного насоса будет обеспечиваться изменением частоты вращения электродвигателя.

Электродвигатель будет передавать крутящий момент водяному насосу или непосредственно с вала на вал, или с помощью какой-либо механической передачи, которая будет независима от передачи коленчатого вала. На электродвигатель будет поступать изменяемое контроллером или ЭБУ напряжение постоянного тока. Напряжение будет изменяться благодаря функции широтно-импульсной модуляции (ШИМ, англ. pulse-width modulation (PWM) — процесс управления мощностью, подводимой к нагрузке, путём изменения скважности импульсов) [8]. Работу ШИМ иллюстрирует рис. 3, где представлены три режима работы ШИМ — 5, 50 и 90 %, которые соответствуют таким же частотам — 5, 50 и 90 % от максимума частоты вращения электродвигателя (ЭД). При режиме 5 % время включения электродвигателя в работу показано верхней короткой, горизонтальной частью импульса, а время выключения — соответственно, нижней, длинной. На режимах 50 и 90 % верхняя линия увеличивается, что соответствует увеличенному времени включения электродвигателя. Эти режимы включения и выключения чередует контроллер по разработанной и загруженной в него программе.

Остановимся на немаловажном элементе схемы системы автоматизации — драйвере электродвигателя. Это микросхема, которая позволяет контроллеру управлять электродвигателем [9]. То есть контроллер подаёт изменяющийся сигнал вначале на драйвер, а драйвер, в свою очередь, выдаёт сигнал на электродвигатель. Зачем необходима такая последовательность? Дело в том, что контроллер выдаёт ток небольшой величины и запитать электродвигатель не сможет. Поэтому мощный источник питания подаёт на ножки драйвера 4, 5 землю и на 8 плюс, а выходы на электродвигатель снимают с ножек 3 и 6 (рис. 4). Данный драйвер интересен и тем, что может управлять двумя электродвигателями: одной, левой, своей по-

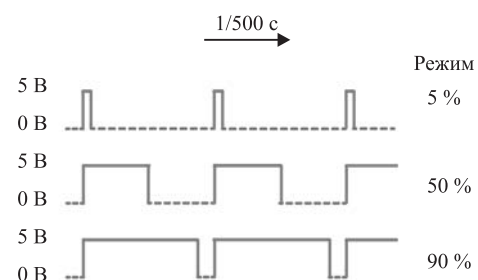


Рис. 3. Работа ШИМ:

— — время включения в работу ЭД; --- — время выключения ЭД



Рис. 4. Драйвер двигателя

ловиной управляет одним электродвигателем (ЭД1), а другой, правой, половиной — вторым электродвигателем (ЭД2).

Один электродвигатель будем использовать для передачи вращения водяному насосу, а другой — для передачи вращения вентилятору радиатора. Вентилятор радиатора тоже включим в цепь автоматизации. И управлять всем будет контроллер или ЭБУ (рис. 5).

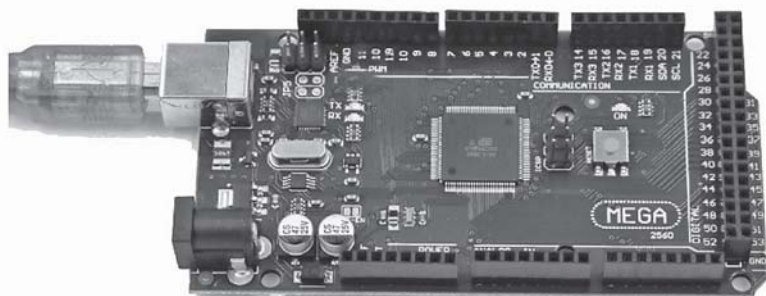
Для экспериментальной установки использовали блок питания, показанный на рис. 5, б. На автомобиле планируется использовать напряжение бортовой сети для запитывания драйвера двигателя (см. рис. 4).

Код управления пишется на компьютере в специальной программе на языке СИ++ и загружается (компилируется) на контроллер.

Для того чтобы проверить работоспособность схемы автоматизации, необходимо подключить к ней датчик температуры. Но его прогрев и охлаждение займут достаточно большое время. Для ускорения процесса данные температуры будем вводить с клавиатуры. Дело в том, что с контроллером можно общаться через диалоговое окно, необходимо лишь прописать это в коде. Поэтому в коде присвоим значение температуры, вводимое с клавиатуры, переменной Temperature, с помощью команды Serial.parseInt ().

На рис. 6 представлена система автоматизации охлаждения двигателя. При запуске ДВС загорается светодиод 7, что свидетельствует о запуске жидкостного насоса. Симуляция запуска ДВС обеспечивается вводом температуры ОЖ с клавиатуры ноутбука в программное окно контроллера. Соответственно, частота вращения жидкостного насоса начинает увеличиваться, а при понижении температуры — уменьшаться.

На рис. 6 приведена надпись на экране ноутбука в момент испытаний. Контроллер



а)



б)

Рис. 5. Контроллер MEGA 2050 (а) и блок питания (б)



Рис. 6. Система автоматизации:

1 — контроллер; 2 — блок питания; 3 — электродвигатель водяного насоса; 4 — светодиод первой скорости вентилятора; 5 — драйвер электродвигателя; 6 — светодиод второй скорости вентилятора; 7 — светодиод включения электродвигателя водяного насоса; 8 — надпись на экране ноутбука программного окна контроллера

имеет обратную связь, т. е. с ним можно общаться с помощью диалогового окна программы. Можно задать вопрос о значениях тех или иных параметров в различных циклах, например каковы значения температуры ОЖ, идет ли питание на ЭД, на какую частоту вращения включен вентилятор в цикле проверки.

Работу электродвигателя вентилятора радиатора проверяли включением светодиодов. Если питание пришло на светодиод, то допустили, что это же питание пришло и на вентилятор, соответственно, он включён. Светодиоды 4 и 6 (см. рис. 6) загорелись в следующем порядке: при достижении температуры ОЖ в диапазоне 80...90 °С включалась первая скорость вентилятора, горел светодиод 4, а при достижении температуры ОЖ в диапазоне от 90 °С и выше включалась вторая скорость вентилятора, соответственно, горел светодиод 6.

Ознакомиться с работой данной схемы можно с помощью видеofilма [10].

Система автоматизации управляет частотой вращения вентилятора 2 и жидкостного насоса 3 (рис. 7). Рекомендуем в систему охлаждения включить также шторки радиатора, которые бы в зимнее время закрывались с помощью шагового двигателя, управляемого контроллером.

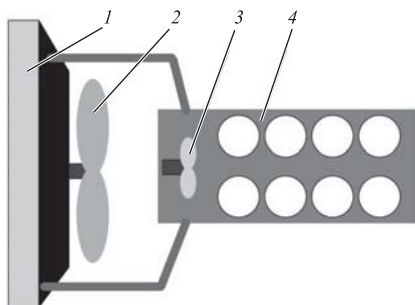


Рис. 7. Система охлаждения двигателя:

1 — радиатор; 2 — вентилятор радиатора; 3 — жидкостный насос; 4 — двигатель внутреннего сгорания

Распространённая кавитация мокрых гильз происходит при недостаточном давлении в системе охлаждения ДВС, полагаем, что предложенная система автоматизации не ухудшит положения, поскольку минимально необходимое давление всё равно создаётся. Требуется лишь следить за герметичностью системы охлаждения, чтобы не происходило падение давления в ней.

Выводы:

1. Система автоматизации позволяет уменьшить время прогрева двигателя, что, в свою очередь, уменьшает выбросы токсичных веществ с отработанными газами на режиме прогрева. Это может послужить до-

полнительным преимуществом при переводе двигателя на следующий уровень ЕВРО.

2. Система обеспечивает оптимальный тепловой режим двигателя при увеличенных тепловых нагрузках. Возможно увеличить скорость ОЖ с 1,4 до 1,8 м/с при перегреве двигателя (свыше 105 °С). Температура ОЖ в радиаторе будет снижаться за счёт увеличения частоты вращения вентилятора, регулируемой контроллером.

3. В зимнее время автоматическая система обеспечит прогрев дизеля на малых нагрузках, поскольку вентилятор радиатора при малых температурах ОЖ не будет включаться, шторки будут закрыты — эти мероприятия не позволят охлаждать двигатель холодным воздухом, жидкостный насос при этом будет работать с минимальной частотой вращения независимо от частоты вращения ДВС.

Библиографические ссылки

1. Несиоловский О.Г., Чекалёв И.Е. Принципы проектирования и общее устройство системы управления тепловым состоянием ДВС // Улучшение эксплуатационных показателей двигателей внутреннего сгорания: Материалы Междунар. науч.-практ. конф. «Наука — Технология — Ресурсосбережение». СПб. — Киров, 2009. Вып. 6. С. 146—149.
2. База знаний по системе [Электронный ресурс]: SCADA. Режим доступа: <https://support.simplight.ru> (дата обращения: 24.04.2019).
3. База знаний по программированию ARDUINO. URL: <https://www.arduino.cc/index.php>.
4. Соммер У. Программирование микроконтроллерных плат Arduino / Freeduino. БХВ — СПб., 2012. 238 с.
5. Гаврилов А.К. Системы жидкостного охлаждения автотракторных двигателей // Теория, конструкция, расчет и экспериментальные исследования. М.: Машиностроение, 1966. 163 с.
6. Дьяченко Н.Х. Теплообмен в двигателях и теплонапряженность их деталей. М.: Машиностроение, 1969. 248 с.
7. Иванов И.Е., Шатров М.Г., Кричевская Т.Ю. Системы охлаждения поршневых ДВСМ. М.: МАДИ, 2015. 168 с.
8. Петин В.А., Биняковский А.А. Практическая энциклопедия Arduino. М.: ДМК Пресс, 2017. 152 с.
9. Петриченко Р.М. Системы жидкостного охлаждения быстроходных двигателей внутреннего сгорания. М.: Машиностроение, 1975. 224 с.
10. Работа установки [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://youtu.be/dIZEaN3gcys> (дата обращения: 24.04.2019).

Ссылка для цитирования

Несиоловский О.Г., Адакин Р.Д., Соцкая И.М., Карпов Д.С. Автоматизация системы охлаждения двигателя внутреннего сгорания посредством программирования контроллера и применения системы управления его тепловым состоянием // Автоматизация. Современные технологии. 2020. Т. 74. № 4. С. 160—164. DOI: 10.36652/0869-4931-2020-74-4-160-164.



Е.А. Микрин, д-р техн. наук, проф., академик РАН, **Н.Е. Zubov**, д-р техн. наук, проф. (Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана),
С.В. Иваненко, **С.В. Ещенко**, **С.С. Демин**, д-р экон. наук, **С.В. Далецкий**, д-р техн. наук (Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации, г. Москва)

Nikolay.Zubov@rsce.ru

ВЛИЯНИЕ НЕПРЕДНАМЕРЕННЫХ РАДИОПОМЕХ НА КАЧЕСТВО ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ АППАРАТУРЫ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ СПУТНИКОВЫХ РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

Проведён анализ влияния отражений от подстилающей поверхности, шумов атмосферы, поверхности Земли, космических шумов и ослабления сигнала в атмосфере, а также динамики полёта воздушного судна (ВС) на отношение сигнал/шум и, соответственно, на точность навигационных определений ВС с использованием аппаратуры потребителей спутниковых радионавигационных систем. Анализ влияния отражений от подстилающей поверхности на качество функционирования аппаратуры потребителей спутниковых радионавигационных систем проведён с использованием модели Бекмана, в рамках которой земная поверхность представляется состоящей из плоских граней с произвольным наклоном. Отмечено, что отражения от подстилающей поверхности больше сказываются на качестве функционирования аппаратуры потребителей спутниковых радионавигационных систем в режиме слежения за сигналом, чем в режиме обнаружения. При этом влияние отражений возрастает с уменьшением высоты полёта и увеличением угла крена ВС в сторону навигационного космического аппарата.

Ключевые слова: спутниковая радионавигационная система; воздушное судно; высота полёта; непреднамеренные помехи; эффективная шумовая температура антенны; ослабление сигнала в атмосфере; подстилающая поверхность; отражение.

The analysis an influence of reflections from the underlying surface, atmospheric noise, the Earth's surface, cosmic noise and signal attenuation of the signal the atmosphere, as well as the flight dynamics of the aircraft (AC) on the signal/noise ratio and, accordingly, on the accuracy of AC navigation definitions by using consumer equipment of the satellite radio navigation systems. The analysis an influence of reflections from the underlying surface on the equipment operation quality of the satellite radio navigation systems consumers is carried out by using the Beckman model, in accordance with the earth's surface appears to consist of flat faces with an arbitrary slope. It is noted that reflections from the underlying surface have a greater effect on the quality of functioning of the consumer equipment of the satellite radio navigation systems in the tracking signal mode than in the detection mode. In this case, the influence of reflections increases with decreasing flight altitude and an increase in the angle of heel of the AC in the direction of the navigation spacecraft.

Keywords: satellite radio navigation system; aircraft; flight altitude; unintentional interference; effective noise temperature of the antenna; signal attenuation in the atmosphere; underlying surface; reflection.

Введение и постановка задачи исследования. Активное применение в авиации и космонавтике аппаратуры спутниковой навигации с использованием GPS и ГЛОНАСС [1–5] обуславливает необходимость проведения исследований по многим аспектам как приборного построения таких навигационных систем, так и влияния различных факторов на качество и точность работы этих систем [6, 7]. В данной статье в качестве таких факторов рассмат-

риваются отражения от подстилающей поверхности, шумы атмосферы, поверхность Земли, космические шумы и ослабление сигнала в атмосфере.

Результаты исследований. В современной авиационной аппаратуре потребителей (АП) спутниковых радионавигационных систем (СРНС) типа GPS и ГЛОНАСС [8], применяемой для навигационных определений воздушных судов (ВС), как правило, используется

приёмная антенна в виде скрещенных щелей с коэффициентом усиления G_{BC} , выражение для которого записывается в виде [9]

$$G_{BC}(\beta) = \begin{cases} 6,1 - 0,108|\beta|, \text{ дБ}, & -84 \leq \beta \leq 84^\circ; \\ 8,446 - 0,158|\beta|, \text{ дБ}, & 84 < \beta \leq 180^\circ, -180 \leq \beta < -84^\circ, \end{cases} \quad (1)$$

где β — угол крена.

Из выражения (1) следует, что максимальный коэффициент усиления $G_{BC}(0)$ при $\beta = 0$ равен 6,1 дБ, а ширина диаграммы направленности по уровню — 3 дБ равна 168° .

Выражение для эффективной шумовой температуры T_a такой антенны имеет вид [10]

$$T_a \cong \frac{1}{2\pi} \left\{ \sum_i \left[T_{\text{атм}}(\lambda, \gamma_i) + \frac{\bar{T}(\lambda)}{L(\lambda, \gamma_i)} + T_3(\lambda, \varepsilon_3, \gamma_i) \right] \Delta\gamma_i + 0,329 \sum_j \left[T_{\text{атм}}(\lambda, \gamma_j) + \frac{\bar{T}(\lambda)}{L(\lambda, \gamma_j)} + T_3(\lambda, \varepsilon_3, \gamma_j) \right] \Delta\gamma_j \right\} + T_{\text{ди}}, \quad (2)$$

где γ — угол места навигационного космического аппарата (НКА); $T_{\text{атм}}(\lambda, \gamma_i)$ — яркостная температура атмосферы в направлении γ_i для данной длины волны λ ; $\bar{T}(\lambda)$ — усреднённая по небосводу яркостная температура галактических источников шума; $T_3(\lambda, \varepsilon_3, \gamma_i)$ — яркостная температура поверхности Земли в направлении β_i при данных значениях длины волны λ и относительной диэлектрической проницаемости почвы ε_3 ; $T_{\text{ди}}$ — составляющая шумовой температуры антенны, обусловленная радиоизлучением дискретных источников (Солнца, Луны); γ_i, γ_j и $\Delta\gamma_i, \Delta\gamma_j$ — текущие значения углов, относящиеся к i -му и j -му интервалам, и интервалы усреднения, в пределах которых яркостная температура принимается постоянной, соответственно; $L(\lambda, \gamma_i), L(\lambda, \gamma_j)$ — ослабление сигнала в атмосфере в направлениях β_i и β_j .

На рис. 1 приведены результаты расчёта зависимости яркостной температуры атмосферы $T_{\text{атм}}$ от угла места γ навигационного космического аппарата относительно ВС при частоте работы СРНС GPS/ГЛОНАСС $f \approx 1,5$ ГГц ($\lambda \approx 20$ см). Видно, что яркостная температура атмосферы достаточно быстро падает при возрастании угла места НКА. На рис. 2 представлены результаты расчёта за-

висимости ослабления сигнала в атмосфере в том же диапазоне частот от угла места γ НКА относительно ВС и от высоты полёта ВС H . Видно, что с ростом высоты полёта ВС и угла места НКА относительно ВС уменьшается ослабление сигнала в атмосфере.

На рис. 3 показана зависимость яркостной температуры земной поверхности для

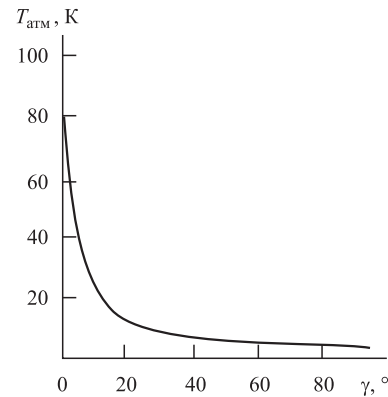


Рис. 1. Зависимость яркостной температуры атмосферы от угла места НКА относительно ВС

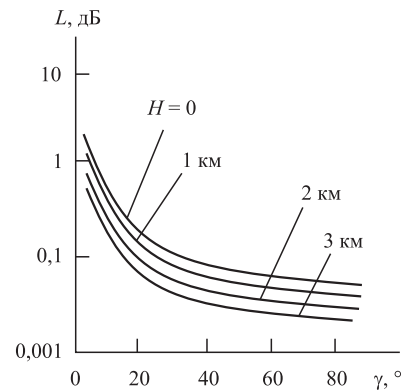


Рис. 2. Зависимость потерь в атмосфере L от угла места НКА относительно ВС и от высоты ВС

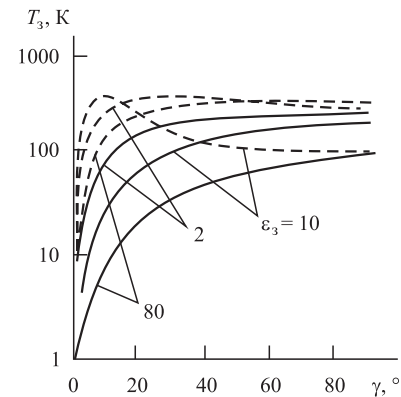


Рис. 3. Зависимость яркостной температуры земной поверхности от угла места НКА и диэлектрической проницаемости поверхности:

— — горизонтальная поляризация; --- — вертикальная поляризация

горизонтальной и вертикальной поляризации при частоте, на которой работают СРНС ($\approx 1,5$ ГГц), от угла места НКА γ относительно ВС при различных значениях относительной диэлектрической проницаемости земной поверхности ϵ_3 . При этом среднюю яркостную температуру космических источников шума принимали равной 10 К.

Суммарная эффективная шумовая температура дискретных источников определяется путем суммирования вкладов от отдельных источников:

$$T_{\text{ди}} = \frac{1}{4\pi} \sum_i \bar{T}_{\text{ди}_i}(\lambda) \frac{G_{\text{ВС}_i}(\beta_{\text{ди}})}{L(\lambda, \beta_{\text{ди}})}, \quad (3)$$

где $\bar{T}_{\text{ди}_i}(\lambda)$ — усреднённая по поверхности дискретного источника яркостная температура; $G_{\text{ВС}_i}(\beta_{\text{ди}})$ — усиление приёмной антенны ВС; $L(\lambda, \beta_{\text{ди}})$ — ослабление сигнала в направлении НКА.

Анализ показал, что при изменении угла места γ НКА относительно ВС от минимального до максимального величина $G_{\text{ВС}_i}(\beta_{\text{ди}})$ изменяется в диапазоне 0,5...4, а $L(\lambda, \beta_{\text{ди}})$ — в диапазоне 3...0,05 дБ. Эффективная шумовая температура Солнца изменяется в диапазоне 0,04...1,35 К, а Луны — в диапазоне 0,08...1,25 К. При этом в связи с тем, что ширина диаграммы направленности приёмной антенны АП СРНС существенно больше видимых угловых размеров Солнца и Луны, их вкладом в эффективную шумовую температуру антенны в первом приближении можно пренебречь.

На рис. 4 приведены результаты расчётов по формуле (2) эффективной шумовой температуры приёмной антенны при различных углах крена β ВС. Видно, что при его увеличении уровень шума возрастает. Это можно объяснить увеличением доли шума, создаваемого земной поверхностью.

При полётах на малых высотах ВС, навигационное обеспечение которых осуществля-

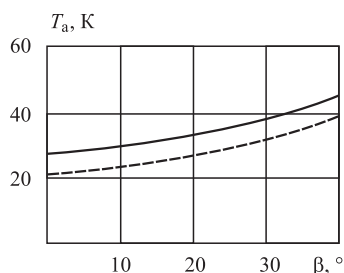


Рис. 4. Зависимость эффективной шумовой температуры антенны АП СРНС от угла крена ВС:

— — горизонтальная поляризация; --- — вертикальная поляризация

ется с использованием АП СРНС, точность навигационных определений в значительной степени зависит от отражений подстилающей поверхности.

Качество радиоприёма при многолучевом распространении радиосигнала анализировалось в работах [11—13]. При многолучевом распространении сигналов амплитуда сигнала U зависит от его задержки. В режиме обнаружения эта зависимость имеет вид

$$U = \begin{cases} \left(1 - \frac{\tau^* - \tau_3}{T_k}\right) U_{\text{отр}}, & \tau^* - \tau_3 \leq T_k; \\ 0 & \tau^* - \tau_3 > T_k, \end{cases} \quad (4)$$

где τ^* — оценка времени задержки; T_k — ширина автокорреляционной функции элемента сигнала; τ_3 , $U_{\text{отр}}$ — время задержки и амплитуда отражённого сигнала соответственно.

Из выражения (4) следует, что задержанные более чем на T_k относительно прямого сигнала отражения при корреляционной обработке не создают помехи на выходе коррелятора.

В режиме слежения зависимость амплитуды сигнала от задержки записывается по-другому:

$$U = \begin{cases} \left(1 - \frac{\tau^* - \frac{T_k}{2} - \tau_3}{T_k}\right) U_{\text{отр}}, & \tau^* - \frac{T_k}{2} - \tau_3 \leq T_k; \\ 0, & \tau^* - \frac{T_k}{2} - \tau_3 > T_k. \end{cases} \quad (5)$$

При этом следует рассматривать два отражённых сигнала — сдвинутые «вправо» и «влево» на $T_k/2$ относительно оценки τ^* , причём многолучевость будет оказывать большее влияние на сигнал, сдвинутый «вправо», а полностью подавляются отражения, задержанные более чем на $3T_k/2$, т. е. в режиме слежения за сигналом отражения от подстилающей поверхности больше сказываются на качестве функционирования АП СРНС, чем в режиме обнаружения.

Выражения (4) и (5) позволяют осуществлять расчёт зон отражения от земной поверхности, формирующих помехи на выходе коррелятора. При этом, поскольку в режиме обнаружения подавляются отражения, задержанные более чем на T_k , а в режиме слежения — более чем на $3T_k/2$, размер зон отражения больше для режима слежения. Соответ-

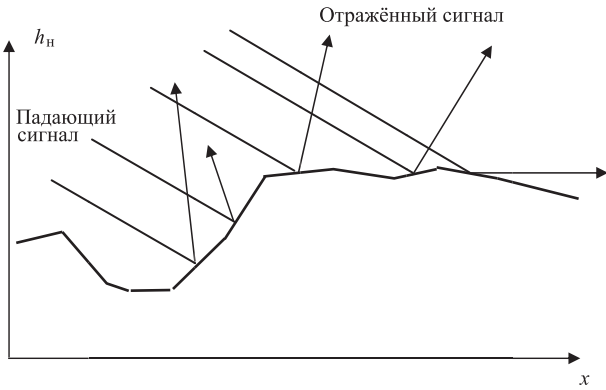


Рис. 5. Аппроксимация земной поверхности в рамках модели Бекмана:

x — плановая координата; h_n — высота неровности

ственно, в этом режиме выше уровень помех, вызванных отражениями.

В дециметровом диапазоне волн, в котором работают СРНС, при моделировании отражений от так называемой шероховатой земной поверхности, как правило, используется модель Бекмана [14, 15]. В рамках этой модели полагается, что земная поверхность состоит из плоских граней с произвольным наклоном (рис. 5).

Можно предположить, что радиоволны, отражённые гранями, имеющими одинаковый наклон, ориентированы в одном и том же направлении. Следствием данного предположения [8] является то, что поверхность, состоящая из граней с произвольным наклоном их плоскостей, хорошо описывается марковским процессом с дискретными моментами перехода и конечным числом состояний.

В рамках рассматриваемой модели плотность вероятностей распределения высот неровностей h_n можно полагать нормальной со средним квадратичным отклонением высот неровностей h :

$$W(h_n) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}h} \exp\left(-\frac{h_n^2}{2h^2}\right). \quad (6)$$

Мощность помехи P_n , вызванной отражением от подстилающей поверхности, определяется по формуле [16]

$$P_n = \eta_{BC} \sum_{i=1}^N G_{BC}\{i, \beta, H_{BC}\} P_{отр}\{i\} K\{\Delta\tau_{zi}, T_k\}. \quad (7)$$

В этой формуле используются следующие обозначения: $G_{BC}\{i, \beta, H_{BC}\}$ — коэффициент усиления антенны аппаратуры потребителей (АП) СРНС, размещаемой на ВС, в направлении i -й площадки (грань в модели Бекмана) подстилающей поверхности; H_{BC} — высота

полёта ВС; $K\{\Delta\tau_{zi}, T_k\} = U/U_{отр}$ — коэффициент подавления помехи в корреляторе АП СРНС; T_k — интервал корреляции используемого в СРНС элемента дискретного сигнала; $\Delta\tau_{zi}$ — время задержки отраженного от i -й грани в модели Бекмана; $P_{отр}\{i\}$ — мощность, которая излучается i -й гранью модели подстилающей поверхности в направлении на ВС,

$$P_{отр}\{i\} = \frac{P_{прд} G_{прд} \eta_{прд} H_{НКА} S_i}{4\pi D_i^2 L(\gamma)} \times \arctg\left(\frac{H_{BC} - \gamma}{r_i}\right) W \frac{\pi}{2} - \arctg\left(\frac{H_{BC}}{S_i}\right) \times W \frac{\lambda^2}{4\pi R_i^2} \Gamma_r\{\epsilon_3, \gamma\}, \quad (8)$$

где

$$W = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \frac{l \sec^2 \beta}{\sqrt{2}h} \exp\left\{-\frac{e^2}{4h^2} \tan^2 \beta\right\}; \quad (9)$$

$$\Gamma_r\{\epsilon_3, \gamma\} = \frac{\cos \gamma - \sqrt{\epsilon_3 - \sin^2 \gamma}}{\cos \gamma + \sqrt{\epsilon_3 - \sin^2 \gamma}}; \quad (10)$$

W — плотность вероятностей угла наклона i -й площадки по отношению к горизонту; l — интервал корреляции неровностей поверхности; Γ_r — коэффициент отражения для горизонтально поляризованной волны; ϵ_3 — диэлектрическая проницаемость почвы; $P_{прд}$ — мощность передатчика НКА; $G_{прд}$ — коэффициент усиления антенны передатчика НКА; $\eta_{прд}$ — коэффициент потерь в антенно-фидерном тракте передатчика НКА; r_i, S_i — координаты центра i -й грани; D_i — расстояние между центром i -й грани и НКА; $L(\gamma)$ — потери в атмосфере; R_i — расстояние от центра i -й грани до ВС.

Мощность помехи, вызванной отражением от подстилающей поверхности, определяемая формулой (8), оценивалась применительно к режиму слежения, который, как отмечалось выше, менее защищён от влияния многолучёвости по сравнению с режимом обнаружения.

Мощность сигнала на входе приёмника АП СРНС, размещаемой на ВС, определяется выражением

$$P_{с.вх} = \frac{P_{прд} G_{прд} \eta_{прд} G_{BC}\{\gamma - \beta\} \eta_{BC}}{4\pi D^2 L\{\gamma, H_{BC}\}}, \quad (11)$$

где η_{BC} — коэффициент потерь внутри ВС.

Отношение сигнал/шум по напряжению на выходе коррелятора АП СРНС вычисляется по формуле

$$q_{\text{ш}} = \sqrt{\frac{P_{\text{с.вх}}}{P_{\text{ш}}}} = \left(\frac{P_{\text{прд}} G_{\text{прд}} \eta_{\text{прд}} G_{\text{вс}} \{\gamma - \beta\} \eta_{\text{вс}}}{\frac{4\pi D^2}{\lambda^2} L\{\gamma, H_{\text{вс}}\} \kappa_{\text{ш}} \Delta F_{\text{к}} [T_{\text{а}}\{\gamma, \beta, H_{\text{вс}}\} \eta_{\text{вс}} + T_{\text{к}} (\kappa_{\text{ш}} - \eta_{\text{вс}})]} \right)^{1/2}, \quad (12)$$

где $\kappa_{\text{ш}}$ — коэффициент потерь шума; $\Delta F_{\text{к}}$ — функция Лапласа.

При этом под шумом понимаются шумы, создаваемые атмосферой и земной поверхностью.

Отношение же сигнал/помеха записывается в виде

$$q_{\text{п}} = \sqrt{\frac{P_{\text{с.вх}}}{P_{\text{п}}}} = \left(G_{\text{вс}} \{\gamma - \beta\} L\{\gamma, 0\} / L\{\gamma, H_{\text{вс}}\} - \sum_{i=1}^N G_{\text{вс}} \{i, \beta, H_{\text{вс}}\} K(\Delta \tau_{3i}, T_{\text{к}}) \Gamma_{\text{г}}(\varepsilon_{3i}, \lambda) \frac{S_i}{4\pi R_i^2} \times W \frac{\arctg\left(\frac{H_{\text{вс}}}{2} - \gamma\right)}{2} W \frac{\pi}{2} \arctg \frac{H_{\text{вс}}}{S_i} \right)^{1/2}, \quad (13)$$

где N — суммарное число площадок отражения.

При этом под помехой понимаются отражения сигнала СРНС от земной поверхности.

Выражение для результирующего отношения сигнал/(помеха + шум) $q_{\text{рез}}$ записывается в виде

$$q_{\text{рез}} = \frac{q_{\text{п}} q_{\text{ш}}}{q_{\text{п}} + q_{\text{ш}}}. \quad (14)$$

Зависимость отношения сигнал/(помеха + шум) от угла места НКА относительно ВС, высоты полёта и угла крена ВС приведена на рис. 6.

Отличие помехи, обусловленной многолучевостью, от шумов, обусловленных тепловым излучением атмосферы и земной поверхности, состоит в том, что она является коррелированной. При этом автокорреляционная функция $R(\tau^*)$ помехи, обусловленной многолучевостью, зависит от скорости движения ВС и характера рельефа подстилающей поверхности и в рамках марковской модели процесса, описывающего неровности рельефа, может полагаться экспоненциальной и описываться выражением

$$R(\tau^*) = R(0) \exp\left\{-\frac{|\tau^*| V}{l}\right\}, \quad (15)$$

где l — интервал пространственной корреляции высот неровностей; V — путевая скорость движения ВС.

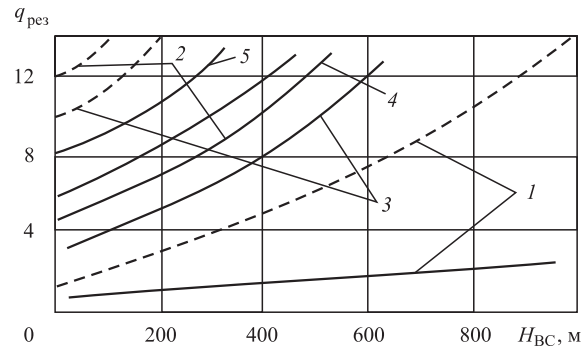


Рис. 6. Зависимость результирующего отношения сигнал/(помеха + шум) от угла места НКА относительно ВС, высоты полёта и угла крена ВС:

1 — $\gamma = 5^\circ, \beta = 0$; 2 — $\gamma = 20^\circ, \beta = 0$; 3 — $\gamma = 20^\circ, \beta = 30^\circ$; 4 — $\gamma = 45^\circ, \beta = 30^\circ$; 5 — $\gamma = 45^\circ, \beta = 0$;

— — канал «сдвиг вправо»; --- — канал «сдвиг влево»

Заключение. В статье проведён анализ влияния отражений от подстилающей поверхности, шумов атмосферы, поверхности Земли, космических шумов и ослабления сигнала в атмосфере, а также динамики полёта воздушного судна на отношение сигнал/шум и, соответственно, на точность навигационных определений воздушного судна, полученных с использованием аппаратуры потребителей спутниковых радионавигационных систем. Анализ влияния отражений от подстилающей поверхности на качество функционирования этой аппаратуры осуществляется с использованием модели Бэкмана, в рамках которой земная поверхность представляется состоящей из плоских граней с произвольным наклоном. Показано, что в режиме слежения за сигналом отражения от подстилающей поверхности больше сказываются на качестве функционирования аппаратуры потребителей спутниковых радионавигационных систем, чем в режиме обнаружения. При этом влияние отражений возрастает с уменьшением высоты полёта и увеличением угла крена воздушного судна в сторону навигационного космического аппарата.

Библиографические ссылки

1. Ерохин В.В. Управление траекторией летательного аппарата при полете по заданному маршруту на основе глобальной навигационной спутниковой

системы // Известия вузов. Авиационная техника. 2018. № 3. С. 49—56.

2. **Розенберг И.Н., Соколов С.В., Баяндурова А.А.** Повышение точности позиционирования летательного аппарата при его движении по заданной линии траектории // Известия вузов. Авиационная техника. 2018. № 2. С. 64—70.

3. **Анцев Г.В., Лысенко Л.Н., Петров В.А.** Повышение точности определения параметров орбит на основе применения операторов совмещения витковых оценок по результатам малоинтервальной обработки данных ГЛОНАСС // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. «Приборостроение». 2016. № 5. С. 99—110.

4. **Микрин Е.А., Михайлов М.В.** Навигация космических аппаратов по измерениям от глобальных спутниковых навигационных систем. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017. 357 с.

5. **Микрин Е.А., Михайлов М.В.** Ориентация, выведение, сближение и спуск космических аппаратов по измерениям от глобальных спутниковых навигационных систем. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017. 346 с.

6. **Перов А.И., Харисов В.Н.** ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования. М.: Радиотехника, 2010. 800 с.

7. **ГЛОНАСС.** Принципы построения и функционирования / под ред. А.И. Петрова, В.Н. Харисова. М.: Радиотехника, 2005. 196 с.

8. **Соловьев Ю.А.** Системы спутниковой навигации. М.: Радио и связь; ИТЦ «Эко-Трендз», 2000. 87 с.

9. **Кинкулькин И.Е.** Современная аппаратура потребителей спутниковых радионавигационных систем // Радиотехника. 1996. № 2. С. 3—6.

10. **Краснюк Н.П. и др.** Влияние тропосферы и подстилающей поверхности на работу РЛС. М.: Радио и связь, 1983. 176 с.

11. **Энергетическая характеристика космических радиолоний** / под ред. О.А. Зенковича. М.: Сов. радио, 1972. 232 с.

12. **Болдин В.А.** Современные глобальные навигационные системы. Итоги науки и техники. Т. 36. М.: Сов. радио, 1986. 95 с.

13. **Khali M.A.** GPS multipath error aerospace symposium. Atlantic City, 25—27 Oct. 23 p.

14. **Beckman P., Spizzicino A.** The scattering of electromagnetic waves from rough surface. N.J.: Pergamon Press, 1963. 323 p.

15. **Жуковский А.П., Оноприенко Е.И., Чижов В.И.** Теоретические основы радиовысотометрии. М.: Сов. радио, 1979. 345 с.

16. **Зубкович С.Г.** Статистические характеристики сигналов, отраженных от земной поверхности. М.: Советское радио, 1968. 156 с.

Ссылка для цитирования

Микрин Е.А., Зубов Н.Е., Иваненко С.В., Ещенко С.В., Демин С.С., Далецкий С.В. Влияние непреднамеренных радиопомех на качество функционирования аппаратуры потребителей спутниковых радионавигационных систем // Автоматизация. Современные технологии. 2020. Т. 74. № 4. С. 165—170. DOI: 10.36652/0869-4931-2020-74-4-165-170.

УДК 517.977.5

DOI: 10.36652/0869-4931-2020-74-4-170-175

В.Н. Афанасьев, д-р техн. наук, проф., **А.А. Семион**

(Национальный исследовательский университет «Высшая школа экономики», г. Москва)

vafanasiev@hse.ru; asemion@gmail.com

УПРАВЛЕНИЕ ОБЪЕКТОМ В УСЛОВИЯХ ЗАПАЗДЫВАНИЯ И ПОСЛЕДЕЙСТВИЯ С ИНТЕРВАЛЬНОЙ ДЛИТЕЛЬНОСТЬЮ

Рассмотрена задача оптимального управления динамическим объектом, функционирующим в условиях запаздывания и последействия. Описан метод получения наихудших величин длительности запаздывания и последействия. Приведён алгоритм синтеза робастного регулятора, учитывающего наихудший случай задержки.

Ключевые слова: теория автоматического управления; нелинейные системы; системы с запаздыванием; последействие; гарантирующее управление; уравнение Риккати.

The optimal control problem of a dynamic object functioning under conditions of delay and aftereffect is considered. A method for obtaining the worst values of the delay duration and aftereffect is described. An algorithm for the synthesis of a robust controller that takes into account the worst case of delay is introduced.

Keywords: automatic control theory; nonlinear systems; delay systems; aftereffect; guaranteeing control; Riccati equation.

Введение. Во многих системах, нуждающихся в управлении, проявляется эффект запаздывания, заключающийся в том, что состояние объекта начинает изменяться толь-

ко через некоторое время, после изменения входного воздействия. Так, например, при заражении клетки вирусом иммунодефицита человека (ВИЧ) существует инкубационный

период, длительность которого необходимо учитывать при лечении [1]. В подобных условиях регуляторы, синтезированные без учёта запаздываний, могут оказаться недостаточно эффективными для выполнения поставленной задачи [2].

В современных исследованиях делается упор на доказательство устойчивости системы на всём интервале возможных задержек, для чего интервал разбивается на дискреты [3]. Предлагается исследовать данный интервал и выделить наилучшее значение задержки.

Объекты непременно возникают в задачах управления, как реальными установками и машинами, так и в биомедицинских приложениях. Другим примером может являться задержка получаемого несколькими фотодетекторами сигнала от лазера [4]. Заметим, что величина запаздывания не обязательно должна быть фиксирована и может изменяться в некотором заранее заданном интервале. Примером подобных процессов, протекающих в системе, могут служить задержки в сетях, возникающие из-за переменной скорости обработки информации в каждом узле сети [5]. Важно понимать, что не во всех системах максимальная задержка из интервала является наименее благоприятным случаем. Задачей, решаемой авторами статьи, является синтез регулятора, способного стабилизировать систему в окрестности нуля при наличии в системе запаздывания.

Так как наилучшая величина задержки неизвестна на этапе синтеза регулятора, предлагается предварительно провести анализ системы в целях выявления наименее благоприятного значения запаздывания. В данной статье предлагается один из возможных способов подобного анализа. Анализ проводился с использованием метода функций Ляпунова.

На следующем этапе по начальной системе строится вспомогательная линейная система, использующая параметры задержки, полученные на предыдущем этапе синтеза. На финальном этапе синтезируются коэффициенты регулятора с использованием вспомогательной системы.

Проверка полученного алгоритма синтеза управления проведена путём математического моделирования простой двухмерной системы, имеющей задержку по состоянию. Для системы была построена функция Ляпунова и выбрана наилучшая задержка с учётом начальных условий.

Постановка задачи. Пусть нелинейный нестационарный управляемый объект с нали-

чием запаздывания описывается векторным дифференциальным уравнением

$$\frac{d}{dt}x(t) = f(x, \tau) + B(x)u(t, \gamma); \quad (1)$$

$$x(t_0) \in X_0,$$

где $x(t_0) \in R^n$ — вектор начальных условий состояния объекта; X_0 — множество возможных начальных состояний объекта; $u \in R^r$ — вектор управляющих воздействий; $\tau \in \tau_u \subset R^+$ — последнее действие; $\gamma \in \Gamma \subset R^+$ — запаздывание управления.

Пусть задан функционал качества

$$J(x, u) = \lim_{T \rightarrow \infty} \left[\int_0^T \{x^T(t)Qx(t) + u^T(t)Ru(t)\} dt \right]. \quad (2)$$

Задача управления объектом (1) заключается в построении вектора $u(t)$, обеспечивающего минимум функционала (2).

Синтез управления. Предположим, что $f_i[x(t), \tau]$, $b_{i,j}[x(t)]$, $i = 1, \dots, n$, $j = 1, \dots, r$ — элементы матриц f и B соответственно — непрерывны относительно $x(t)$ и t ; $\frac{\partial f_i[x(t)]}{\partial x_k(t)}$, $\frac{\partial f_i[x(t)]}{\partial t}$, $\frac{\partial b_{ij}[x(t)]}{\partial x_k(t)}$, $\frac{\partial b_{ij}[x(t)]}{\partial t}$ — непрерывны по $x(t)$ и t для $i, k = 1, \dots, n$, $j = 1, \dots, r$; управление есть линейная функция состояния объекта (1), т. е. $u(t) = Kx(t - \gamma)$.

Данные предположения позволяют представить исходное уравнение объекта в окрестности точки $x = 0$ в виде

$$\frac{d}{dt}x(t) = [A_1 + \alpha(x, \tau)]x(t) + [B_1 + \beta(x, \gamma)] \times \\ \times Kx(t - \gamma) + A_\tau x(t - \tau) + \mathfrak{I}_1[x, \alpha(x), \beta(x), \tau, \gamma].$$

С учётом того, что в окрестности точки $x = 0$

$$x(t - l) = x(t) - \dot{x}(t)l, \text{ где } l \in R^+,$$

окончательно получаем

$$\frac{d}{dt}x(t) = [I + A_\tau \tau + B_\gamma K]^{-1} \{ [A_1 + A_\tau + \alpha(x, \tau)]x(t) + \\ + [B_1 + \beta(x, \gamma)]Kx(t) + \mathfrak{I}_1[x, \alpha(x), \beta(x), \tau, \gamma] \}$$

или, упростив:

$$\frac{d}{dt}x(t) = [A + \alpha(x, \tau)]x(t) + [B + \beta(x, \gamma)]Kx(t) + \\ + \mathfrak{I}[x, \alpha(x, \tau), \beta(x, \gamma), \tau, \gamma]. \quad (3)$$

Пусть начальное состояние объекта принадлежит области замыкания множества на-

чальных состояний $x_0^* \in X_0$, при которых условия выполнения поставленной задачи являются «наихудшими».

Пусть Ω — множество возможных траекторий $\alpha[x(t), \tau]$ и $\beta[x(t), \gamma]$, т. е. $\alpha[x(t)], \beta[x(t)] \in \Omega$ и α^*, β^* — «наихудшие» значения параметров матриц, лежащих на границе замыкания множества возможных значений параметрических возмущений и начальных состояний, т. е. $\alpha^*, \beta^* \in \partial\Omega$, при которых удаётся выполнить поставленную задачу управления объектом:

$$\frac{d}{dt} z(t) = [A + \alpha^*]z(t) + [B + \beta^*]u(t) + \mathfrak{Z}(z, \alpha^*, \beta^*), \quad (4)$$

$$z(t_0) = x_0^* \in X_0.$$

Синтез регулятора, т. е. поиск матрицы K , будем осуществлять с использованием линейной модели объекта (5), которая имеет вид

$$\frac{d}{dt} z_M(t) = [A + \alpha^*]z_M(t) + [B + \beta^*]u_M(t), \quad (5)$$

$$z_M(t_0) = x_0.$$

Функционал (2) также видоизменится:

$$J(x, u) = \lim_{T \rightarrow \infty} \int_0^T \{z_M^T(t)Qz_M(t) + u_M^T(t)Ru_M(t)\} dt. \quad (6)$$

Оптимальное управление для модели (5) с функционалом (6) будет иметь вид

$$u^*(t) = Kz_M(t) = -R^{-1}[B + \beta^*]^T S z_M(t), \quad (7)$$

где положительно определённая матрица S есть решение уравнения Риккати—Лурье:

$$S[A + \alpha^*] + [A + \alpha^*]^T S - S[B + \beta^*]R^{-1}[B + \beta^*]^T S + Q = 0. \quad (8)$$

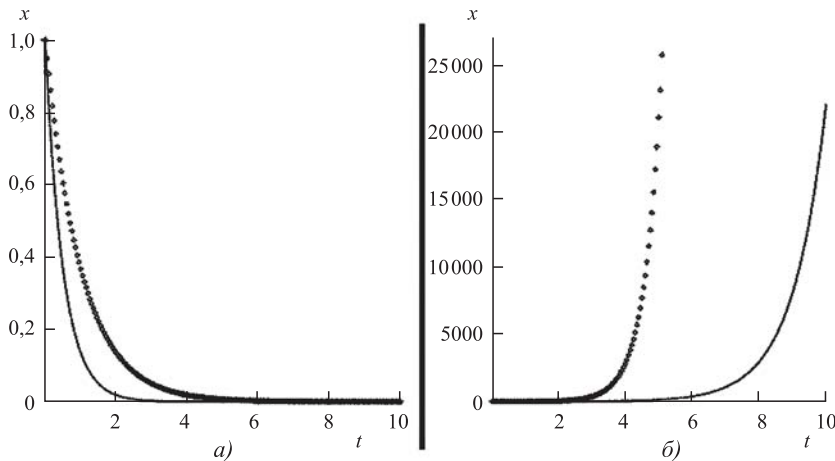


Рис. 1. Примеры различных траекторий устойчивых (а) и неустойчивых (б) систем

Нетрудно убедиться, что синтезированное управление (7) обеспечивает отрицательность вещественных частей корней характеристического уравнения системы первого приближения:

$$\frac{d}{dt} z_M(t) = \pi z_M(t), \quad (9)$$

где

$$\pi = A + \alpha^* - [B + \beta^*]R^{-1}[B + \beta^*]^T S, \quad (10)$$

что является необходимым и достаточным условием её асимптотической устойчивости.

Очевидно, что решение уравнения (9) при успешном выполнении задачи управления будет являться мажорантой для всех возможных решений уравнения (3) при $\alpha[x(t)], \beta[x(t)] \in \Omega$.

Нахождение мажоранты системы. Для нахождения $\alpha^*, \beta^* \in \Omega$ проведём следующие операции.

На первом этапе рассмотрим линеаризованный объект (5) без управления:

$$\frac{d}{dt} z(t) = A_z z(t) = [I + A_z \tau]^{-1} [(A_1 + A_z)z(t)], \quad (11)$$

считая $\tau \subset \tau_u$ неизвестной.

Заметим, что объект (5) может быть как устойчивым, так и неустойчивым. Будем считать, что в случае устойчивости объекта, мажорирующим параметром τ будет являться такой, при котором система позже приходит к положению равновесия. В случае неустойчивости объекта выберем такое значение τ , при котором система обладает наибольшей скоростью.

На рис. 1 показаны примеры траекторий устойчивых и неустойчивых одномерных систем при различных параметрах. Искомые параметры соответствуют траекториям, обозначенным пунктирными линиями.

Для нахождения мажорирующих параметров можно рассмотреть корни λ_i характеристического уравнения $\det(A_z - \lambda I)$. Необходимо выбрать параметр таким образом, чтобы $\text{Re}[\lambda_i(\tau^*)] \geq \text{Re}[\lambda_i(\tau)]$, $\forall i, \forall \tau \neq \tau^*, \tau \subset \tau_u, \tau^* \subset \tau_u$.

В тех же случаях, когда использовать метод корней характеристического уравнения по каким-либо причинам неудобно, предлагается использовать следующий метод.

Рассмотрим норму

$$M = \|X(t, \tau)\|^2 = \frac{1}{2} Z^T(t, \tau)Z(t, \tau). \quad (12)$$

Нетрудно убедиться, что искомые траектории системы соответствуют наибольшей производной по времени нормы M для выражения (11): $\dot{M}(\tau^*) > \dot{M}(\tau), \forall \tau \neq \tau^*, \tau \in \tau_u, \tau^* \in \tau_u$, найдя которую, получим такую величину последствия τ^* , при которой система без управления обладает наихудшей устойчивостью.

После нахождения мажоранты (11) используем структуру управления (7) для построения управления объектом (5):

$$u(t) = -R^{-1}[B + \beta^*]^T S z(t). \quad (13)$$

Заметим, что при синтезе управления (13) учитывалось только запаздывание, но не задержка по управлению.

Для учёта задержки по управлению рассмотрим систему вида

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} x(t) = & \\ = [I + A_\tau \tau + B_\gamma K]^{-1} \{ [A_1 + A_\tau + \alpha(x, \tau)] x(t) + & \\ + [B_1 + \beta(x, \gamma)] K x(t) \}, & \end{aligned} \quad (14)$$

где $K = -R^{-1}[B + \beta^*]^T S$.

Здесь матрица S — решение уравнения Риккати (8) с параметром $\tau = \tau^*$, найденным на предыдущем этапе.

Для нахождения наихудшего значения задержки γ^* воспользуемся любым приёмом из предыдущего этапа. Считая $\tau = \tau^*$ известной, а $\gamma \in \Gamma$ неизвестной, найдём мажорирующую величину задержки, используя один из предложенных методов для системы (11).

Для полученных величин последствия τ^* и задержки γ^* решается уравнение Риккати (8), которое используется в конечном алгоритме управления.

Пример. Рассмотрим систему с запаздыванием следующего вида:

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} x(t) = & \begin{pmatrix} 0 & 1 \\ -1 & -2 \end{pmatrix} x(t) + \\ + \begin{pmatrix} 0 & 1 \\ -2 & 0 \end{pmatrix} x(t - \tau) + \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \end{pmatrix} u(t - \gamma); & \\ x(t_0) = [1; 1], 0 < \tau \leq 3, 0 \leq \gamma \leq 0, 3; & \quad (15) \\ J(x, u) = & \\ = \lim_{T \rightarrow \infty} \left[\int_0^T \left\{ x^T(t) \begin{pmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{pmatrix} x(t) + u^T(t) u(t) \right\} dt \right]. & \end{aligned}$$

В данном примере

$$A = \begin{pmatrix} 0 & 1 \\ -1 & -2 \end{pmatrix}; B = \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \end{pmatrix}; A_\tau = \begin{pmatrix} 0 & 1 \\ -2 & 0 \end{pmatrix}.$$

На начальном этапе примем $\gamma = 0$. Соответственно, норма (12) принимает вид

$$\frac{d}{dt} z(t) = \left[\frac{1}{2\tau^2 + 1} \begin{pmatrix} 3\tau & 2\tau + 2 \\ -3 & 4\tau - 2 \end{pmatrix} \right] z(t).$$

Производная нормы (14) по времени принимает следующий вид:

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} M = & z_1 \left(\frac{3\tau z_1}{2\tau^2 + 1} + \frac{(2 + 2\tau) z_2}{2\tau^2 + 1} \right) + \\ + z_2 \left(-\frac{3\tau z_1}{2\tau^2 + 1} + \frac{(4\tau - 2) z_2}{2\tau^2 + 1} \right). & \end{aligned}$$

Для начальных условий $z(t_0) = [1; 1]$ график $\frac{d}{dt} M(\tau)$ выглядит, как показано на рис. 2.

В результате получаем наихудшее время запаздывания $\tau = 1,115$ и мажоранту решения

$$\frac{d}{dt} z(t) = \begin{pmatrix} 0,959 & 1,213 \\ -0,86 & -0,705 \end{pmatrix} z(t) + \begin{pmatrix} -0,319 \\ 0,286 \end{pmatrix} u(t). \quad (16)$$

Продemonстрируем получение мажоранты с помощью корней характеристического уравнения

$$\det(A_z - \lambda I) = \frac{2\lambda^2 \tau^2 + \lambda^2 - 7\lambda \tau + 2\lambda + 6}{2\tau^2 + 1}.$$

Корни характеристического уравнения будут иметь вид

$$\lambda_{1,2}(\tau) = \frac{7\tau - 2 \pm \sqrt{\tau^2 - 28\tau - 20}}{4\tau^2 + 2}.$$

График их вещественной составляющей представлен на рис. 3, а график производной

$\frac{\partial}{\partial \tau} \lambda_{1,2}(\tau)$ — на рис. 4.

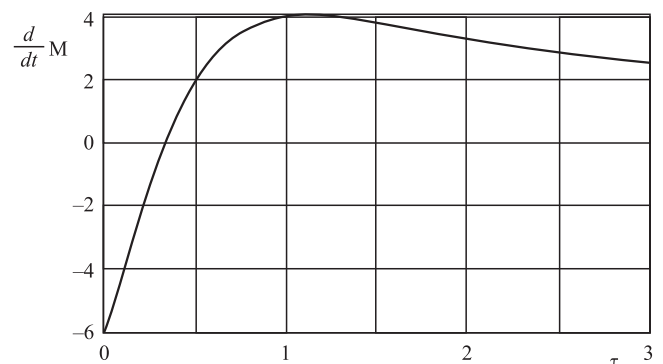


Рис. 2. График производной нормы

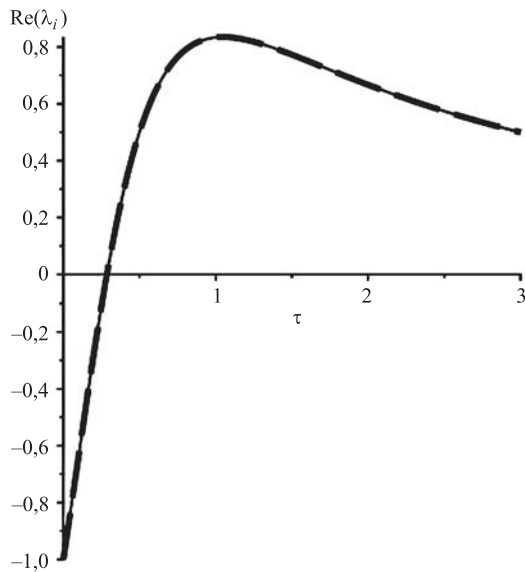


Рис. 3. График вещественной части корней характеристического уравнения

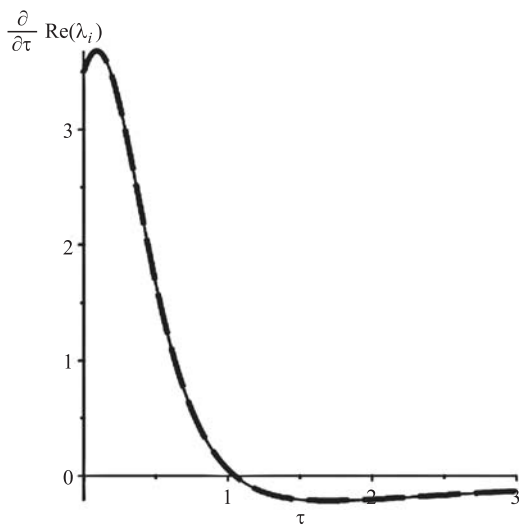


Рис. 4. График производной вещественной части корней характеристического уравнения

Используя данный метод, получаем такое же наихудшее время запаздывания $\tau = 1,115$.

Соответствующее уравнение Риккати—Лурье (8) будет иметь решение

$$S = \begin{pmatrix} 19,0395 & 21,7962 \\ 21,7962 & 66,7307 \end{pmatrix},$$

а управление примет вид (13)

$$u[x(t)] = (0,1623 \quad 12,1679)x(t). \quad (17)$$

С учётом найденного управления мажоранта выражение (11) примет вид

$$\frac{d}{dt} z(t) = \begin{pmatrix} 1,1217 & 1,2132 \\ -0,8603 & 12,8735 \end{pmatrix} z(t). \quad (18)$$

На рис. 5 представлен график $x(t)$ с управлением (17) и фактическим $\tau = 1,115$ без влияния задержки по управлению.

График мажоранты $z(t)$ представлен на рис. 6.

Проведём сравнение регулятора, построенного при $\tau = 1,115$ и $\tau = 2$, для чего сравним функционалы качества регуляторов при $\tau = 2$ (рис. 7).

На графике (см. рис. 7) видно, что предложенный регулятор, построенный при наихудшем значении величины последствия, достигает меньших значений функционала качества. К сожалению, полученное управле-

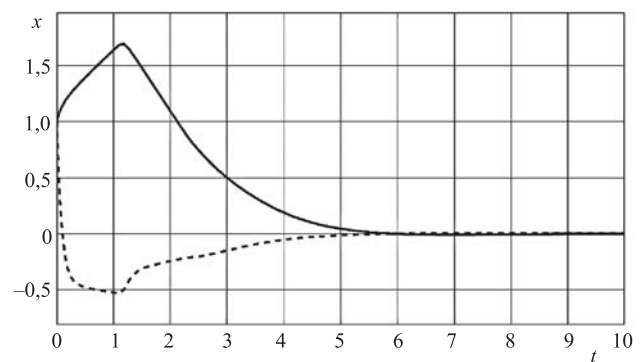


Рис. 5. График $x(t)$ при $\tau = 1,115$

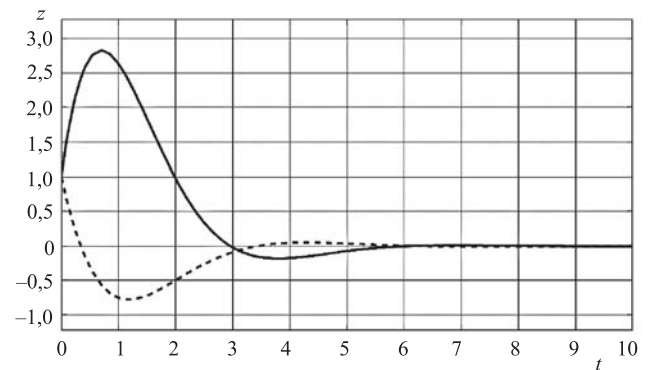


Рис. 6. График мажоранты $z(t)$

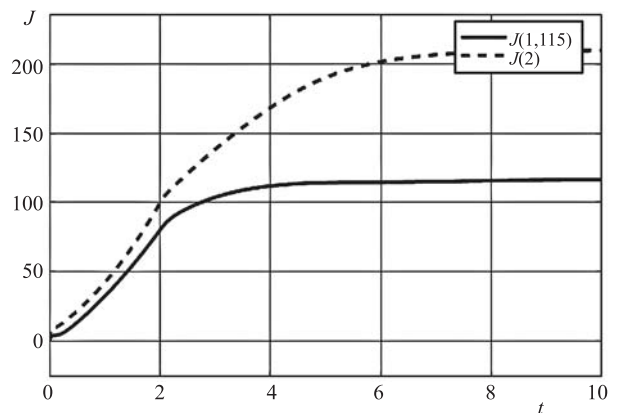


Рис. 7. График функционалов регуляторов, построенных при разных задержках

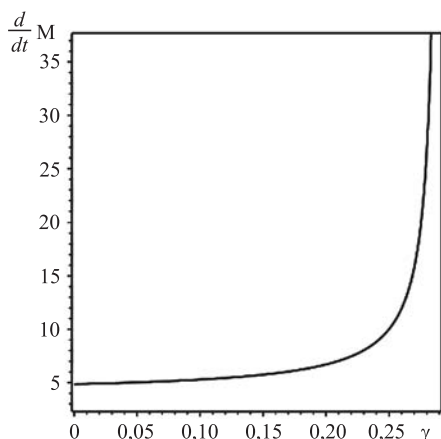


Рис. 8. График производной нормы $M(\tau)$ для мажоранты с задержкой

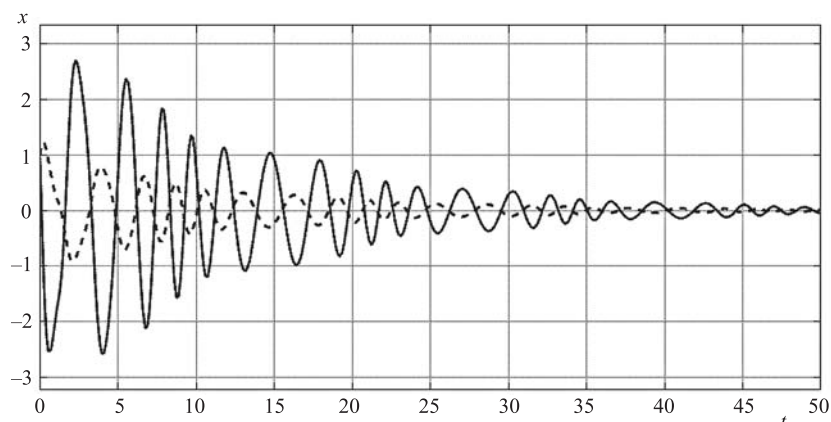


Рис. 9. График траектории системы с последствием и задержкой

ние не способно стабилизировать систему при наличии задержки по управлению.

Величина наихудшего запаздывания управления обусловлена полученным на предыдущем этапе значением последствия и решением уравнения Риккати. Представим $u(t - \gamma) = -KZ(t) + \gamma K\dot{Z}(t)$, где $K = R^{-1}BS$, тогда

$$\dot{Z}(t) = (I + \tau A_\tau - \gamma BK)^{-1}(A + A_\tau - BK)Z(t).$$

График производной нормы $M(\tau)$ (12) представлен на рис. 8.

В качестве наихудшей величины задержки по управлению выберем верхнюю границу интервала $\gamma = 0,3$.

Используя полученные значения длительности последствия $\tau = 1,115$ и задержки $\gamma = 0,3$, найдём решение уравнения Риккати для мажорирующей динамической системы (9):

$$\begin{aligned} \dot{Z}(t) &= (I + \tau A_\tau - \gamma BK)^{-1}(A + A_\tau)Z(t) + \\ &+ (I + \tau A_\tau - \gamma BK)^{-1}BU(t); \\ S &= \begin{pmatrix} 1,3146 & 1,4777 \\ 1,4777 & 1,6769 \end{pmatrix}. \end{aligned}$$

Полученное таким способом управление способно стабилизировать исходную систему (15) с последствием и задержкой по управлению. График переходного процесса показан на рис. 9.

Заключение. Предложен алгоритм синтеза робастного регулятора, учитывающий возникающие задержки в нелинейной системе. Приведён пример, когда максимальная задержка не является наихудшей ситуацией. Данное наблюдение может быть полезно из-за своей неочевидности при проектировании

систем управления нелинейными системами в условиях, когда величина задержки входит в дифференциальную систему нелинейно. Проведены моделирование нелинейной системы второго порядка и сравнение эффективности предложенного регулятора с линейно-квадратичным регулятором.

Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (проект 19-8-00535).

Библиографические ссылки

1. Zhang J., Xia X. Identifiability Problems of Time-delay HIV Models // Proceedings of the 17th World Congress The International Federation of Automatic Control. Seoul, 2008. P. 283—288.
2. Ghiggi I., Bender A., Gomes da Silva Jr. J.M. Dynamic Non-rational Anti-windup for Time-delay Systems with Saturating Inputs // Proceedings of the 17th World Congress The International Federation of Automatic Control. Seoul, 2008. P. 277—282.
3. Das D.K., Ghosh S., Subud B. Delay-dependent robust stability analysis and stabilization of linear systems using a simple delay-discretization approach // IFAC-PapersOnLine. 2018. Vol. 51. P. 572—579.
4. Marino F., Giacomelli G. Pseudo-spatial coherence resonance in an excitable laser with long delayed feedback // Chaos: An Interdisciplinary Journal of Nonlinear Science. 2017. Vol. 27. P. 114—123.
5. Zhao Y.P., He P., Saberi Nik H., Ren J. Robust adaptive synchronization of uncertain complex networks with multiple time-varying coupled delays // Complexity. 2019. Vol. 20. P. 62—73.

Ссылка для цитирования

Афанасьев В.Н., Семион А.А. Управление объектом в условиях запаздывания и последствия с интервальной длительностью // Автоматизация. Современные технологии. 2020. Т. 74. № 4. С. 170—175. DOI: 10.36652/0869-4931-2020-74-4-170-175.

УДК 681.518

DOI: 10.36652/0869-4931-2020-74-4-176-180

Б.И. Шахтарин, д-р техн. наук, проф., **К.А. Неусыпин**, д-р техн. наук, проф.,
М.С. Селезнева, канд. техн. наук, **Ч. Лифэй**
(Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана)
m.s.selezneva@mail.ru

АЛГОРИТМ ОЦЕНИВАНИЯ НАВИГАЦИОННОГО КОМПЛЕКСА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА АВИАНОСНОГО БАЗИРОВАНИЯ

Исследованы особенности совершения захода на посадку летательного аппарата на движущийся авианосец. Основными измерительными системами, используемыми при заходе на посадку летательного аппарата корабельного базирования, являются инерциальная и спутниковая навигационные системы. Совместная обработка сигналов в навигационном комплексе осуществляется с помощью адаптивного фильтра Калмана, способного функционировать в условиях отсутствия априорной информации о статистических характеристиках входного шума. Адаптивный фильтр Калмана основан на использовании свойств обновляемой последовательности. Результаты моделирования по данным полунатурного эксперимента показали его высокую эффективность.

Ключевые слова: летательный аппарат; авианосец; инерциальная навигационная система; коррекция; фильтр Калмана; адаптивный алгоритм оценивания; свойства обновляемой последовательности; полунатурный эксперимент.

The features of an aircraft landing approach on a moving aircraft carrier are studied. The main measuring systems used in landing approach for a carrier-based aircraft are inertial and satellite navigation systems. Joint signals processing in the navigation system is carried out by using an adaptive Kalman filter that can operate in the absence of a priori information about the statistical characteristics of the input noise. Kalman adaptive filter is based on using the properties of the updated sequence. The simulation results according to the semi-natural experiment showed its high efficiency.

Keywords: aircraft; aircraft carrier; inertial navigation system; correction; Kalman filter; adaptive estimation algorithm; properties of the updated sequence; semi-natural experiment.

Введение. Эксплуатационные характеристики летательных аппаратов (ЛА) в большой степени определяются совершенством бортового оборудования, в частности, качеством информационно-измерительных сигналов, используемых для управления. Особо жёсткие требования к бортовому оборудованию предъявляются к ЛА авианосного базирования [1].

Для управления ЛА на всех этапах полёта, в том числе при посадке, необходима информация о навигационно-пилотажных параметрах его движения. Определение этих параметров осуществляется с помощью инерциальной навигационной системы (ИНС), спутниковой навигационной системы (СНС), радиотехнических навигационных систем, систем визуальной ориентации и др. [2—6].

Одной из основных измерительных систем ЛА является ИНС [1—3]. Современные ИНС отличаются различными конструкциями, но все они имеют погрешности, которые с течением

времени функционирования ИНС накапливаются, что приводит к снижению точности определения навигационных параметров. Для повышения точности ИНС применяются различные схемы коррекции. Самыми эффективными являются схемы коррекции, предусматривающие использование дополнительных измерительных систем, например СНС.

Однако сигналы СНС также содержат ошибки, обусловленные слабой помехозащищённостью канала передачи информации. Они могут быть вызваны целым рядом факторов — от местонахождения объекта до неблагоприятных погодных условий.

Реализация предпосадочного маневрирования и захода ЛА на посадку на движущийся авианосец являются наиболее сложными задачами. Конечная цель захода на посадку — выведение ЛА в заданную малую область воздушного пространства с заданными параметрами пространственного положения ЛА, где экипаж принимает решение о реали-

зации посадки или об уходе на «второй круг». Движение ЛА по глиссаде осуществляется с помощью сигналов посадочного радиополя. В условиях активного противодействия предпосадочное маневрирование и заход на посадку ЛА осуществляются в условиях радиомолчания авианосца.

Измерительные системы ЛА объединены в навигационный комплекс (НК). Базовым алгоритмом НК является алгоритм оценивания. В качестве алгоритма оценивания НК ЛА применяются различные модификации фильтра Калмана (ФК) [7—9]. Основными требованиями к алгоритму оценивания в процессе совершения маневрирования при заходе ЛА на посадку являются высокая точность, быстродействие и надёжность. Нелинейный ФК имеет высокую точность, но чувствителен к недостоверности априорной информации о модели оцениваемого процесса и сложен в реализации в бортовой цифровой вычислительной машине (БЦВМ). Федеративный ФК предполагает проведение большого объёма вычислений и может применяться в НК при совершении ЛА предварительных манёвров до захода на глиссаду [1, 2].

Адаптивные ФК, способные функционировать в условиях отсутствия априорной статистической информации о входных и измерительных шумах [7—9], для надёжной работы требуют использования довольно длительных измерительных выборок.

В связи с этим в статье разработан адаптивный ФК для использования в НК ЛА авианосного базирования, который удовлетворяет требованиям по точности, быстродействию и может быть использован при совершении манёвра захода на посадку на движущийся авианосец.

Навигационный комплекс. Современные НК обычно включают базовые системы ИНС в качестве основного внешнего измерителя СНС. Функциональная схема НК представлена на рис. 1. Коррекция ИНС в выходной информации системы обычно осуществляется посредством ФК [4, 8, 9].

Фильтр Калмана. Рассмотрим линейную систему, описывающую изменения погрешностей ИНС:

$$\mathbf{x}_k = \Phi_{k,k-1}\mathbf{x}_{k-1} + \Gamma_{k,k-1}\mathbf{W}_{k-1}, \quad (1)$$

где \mathbf{x}_k — вектор состояния; $\Phi_{k,k-1}$ — матрица модели; \mathbf{W}_{k-1} — вектор входного возмущения; $\Gamma_{k,k-1}$ — матрица входного шума.

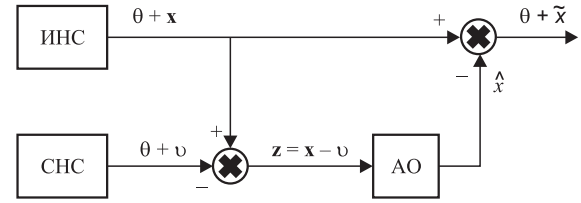


Рис. 1. Функциональная схема НК:

θ — истинная информация о навигационных параметрах ЛА; \mathbf{x} — вектор погрешностей ИНС; \mathbf{z} — вектор измерений, представляющий собой смесь ошибок ИНС и СНС; $\hat{\mathbf{x}}$ — оценки погрешностей ИНС; $\bar{\mathbf{x}}$ — ошибки оценивания

Входные возмущения предполагаются r -мерным дискретным аналогом гауссового белого шума с нулевым математическим ожиданием и известной ковариационной матрицей $M[\mathbf{W}_j \mathbf{W}_{k-1}^T] = \mathbf{Q}_{k-1} \delta_{j,k-1}$, где \mathbf{Q}_{k-1} — неотрицательно определённая матрица; $\delta_{j,k}$ — символ Кронекера. Часть вектора состояния измеряется как

$$\mathbf{z}_k = \mathbf{H}_k \mathbf{x}_k + \mathbf{V}_k, \quad (2)$$

где \mathbf{z}_k — вектор измерений; \mathbf{V}_k — m -вектор ошибок измерения; \mathbf{H}_k — матрица измерений.

Ошибки измерений предполагаются дискретным аналогом гауссового белого шума, для которого $M[\mathbf{V}_k] = 0$; $M[\mathbf{V}_j \mathbf{V}_k^T] = \mathbf{R}_k \delta_{j,k}$; \mathbf{R}_k — неотрицательно определённая матрица.

Ошибки измерения и входные возмущения некоррелированы. Начальное значение вектора состояния полагаем гауссовым случайным вектором с нулевым математическим ожиданием, не зависящим от входных возмущений ошибок измерений: $M[\mathbf{x}_0 \mathbf{W}_{k-1}^T] = 0$; $M[\mathbf{x}_0 \mathbf{V}_k^T] = 0$ для любого k .

ФК имеет вид [7, 10]

$$\begin{aligned} \hat{\mathbf{x}}_k &= \Phi_{k,k-1} \hat{\mathbf{x}}_{k-1} + \mathbf{K}_k \mathbf{v}_k; \\ \mathbf{P}_{k/k-1} &= \Phi_{k,k-1} \mathbf{P}_{k-1} \Phi_{k,k-1}^T + \mathbf{Q}_{k-1}; \\ \mathbf{K}_k &= \mathbf{P}_{k/k-1} \mathbf{H}_k^T [\mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k/k-1} \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k]^{-1}; \\ \mathbf{P}_k &= (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k) \mathbf{P}_{k/k-1}, \end{aligned} \quad (3)$$

где \mathbf{v}_k — обновляемая последовательность, $\mathbf{v}_k = \mathbf{z}_k - \mathbf{H}_k \Phi_{k,k-1} \hat{\mathbf{x}}_{k-1}$; $\hat{\mathbf{x}}_{k-1}$ — оценка вектора состояния; $\mathbf{P}_{k/k-1}$ — априорная ковариационная матрица ошибок оценивания; \mathbf{P}_k — апостериорная ковариационная матрица ошибок оценивания; \mathbf{K}_k — матрица усиления ФК.

В ФК используется априорная информация о ковариационной матрице измерительного

шума, которая в данном случае представляет собой ошибки СНС. При интенсивном маневрировании ЛА в процессе захода на посадку значение ковариационной матрицы входного шума меняется и определить априорные значения \mathbf{Q} в зависимости от фазы манёвра не представляется возможным. Поэтому в ФК целесообразно определять ковариационную матрицу входного шума адаптивным образом.

Адаптивный фильтр Калмана. В практических приложениях априорная информация о статистических характеристиках входного шума достоверно неизвестна, что может приводить к расходящемуся процессу оценивания [11, 12]. Адаптивный ФК осуществляет определение ковариационной матрицы входного шума в процессе работы. Представим априорную ковариационную матрицу ошибок оценивания $\mathbf{P}_{k/k-1}$, которая используется в алгоритме фильтра Калмана в следующем виде:

$$\mathbf{P}_{k/k-1} = (\mathbf{P}_{k/k-1})_{\Phi} - \Delta\mathbf{P}_{k/k-1}, \quad (4)$$

где $(\mathbf{P}_{k/k-1})_{\Phi}$ — фактическая априорная ковариационная матрица ошибки оценивания; $\Delta\mathbf{P}_{k/k-1}$ — приращение априорной ковариационной матрицы ошибки оценивания, вызванное отсутствием точной информации о ковариационной матрице входных шумов.

Ковариационная матрица обновляемой последовательности имеет вид [13]

$$\begin{aligned} \mathbf{M}(v_k v_k^T) &= \mathbf{H}_k \Phi_{k,k-1} \mathbf{P}_{k-1} \Phi_{k,k-1}^T \mathbf{H}_k^T + \\ &+ \mathbf{H}_k \Gamma_{k,k-1} \mathbf{Q}_{k-1} \Gamma_{k,k-1}^T \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k. \end{aligned} \quad (5)$$

Следовательно, использование обновляемой последовательности для формирования матрицы усиления фильтра \mathbf{K}_k позволяет учитывать информацию о ковариационных матрицах входного и измерительного шумов.

Рассмотрим ковариационную матрицу последовательности $\mathbf{K}_k v_k$, подставив выражение для \mathbf{K}_k из алгоритма фильтра Калмана, сохранив в правой части связь с матрицей усиления \mathbf{K} для удобства последующих выкладок. Такая подстановка позволит впоследствии выразить $\Delta\mathbf{P}$ в компактном виде с использованием матрицы усиления фильтра Калмана:

$$\begin{aligned} \mathbf{K}_k \mathbf{M}(v_k v_k^T) \mathbf{K}_k^T &= \\ &= \mathbf{P}_{k/k-1} \mathbf{H}_k^T \left[\mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k/k-1} \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k \right]^{-1} \mathbf{M}(v_k v_k^T) \mathbf{K}_k^T. \end{aligned} \quad (6)$$

Ввиду того, что ковариационная матрица определяется на основе фактических измерений, являющихся составной частью обновляемой последовательности, выражение (5) можно переписать в следующем виде:

$$\mathbf{M}(v_k v_k^T) = \mathbf{H}_k (\mathbf{P}_{k/k-1})_{\Phi} \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k. \quad (7)$$

Подставляя выражение (7) в формулу (6), предварительно заменив в выражении (7) $(\mathbf{P}_{k/k-1})_{\Phi}$ на $\mathbf{P}_{k/k-1} + \Delta\mathbf{P}_{k/k-1}$ из выражения (4), получим

$$\begin{aligned} \mathbf{K}_k \mathbf{M}(v_k v_k^T) \mathbf{K}_k^T &= \\ &= \mathbf{P}_{k/k-1} \mathbf{H}_k^T \left[\mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k/k-1} \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k \right]^{-1} \times \\ &\times \left\{ \mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k/k-1} \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k + \mathbf{H}_k \Delta\mathbf{P}_{k/k-1} \mathbf{H}_k^T \right\} \mathbf{K}_k^T = \\ &= \mathbf{P}_{k/k-1} \mathbf{H}_k^T \mathbf{K}_k^T + \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k \Delta\mathbf{P}_{k/k-1} \mathbf{H}_k^T \mathbf{K}_k^T. \end{aligned} \quad (8)$$

Из этого уравнения определим $\Delta\mathbf{P}_{k/k-1}$:

$$\begin{aligned} \Delta\mathbf{P}_{k/k-1} &= \left[\mathbf{K}_k \mathbf{H}_k \right]^{-1} \left[\mathbf{K}_k \mathbf{M}(v_k v_k^T) \mathbf{K}_k^T - \right. \\ &\left. - \Delta\mathbf{P}_{k/k-1} \mathbf{H}_k^T \mathbf{K}_k^T \right] \left\{ \left(\mathbf{K}_k \mathbf{H}_k \right)^{-1} \right\}^T. \end{aligned} \quad (9)$$

В уравнении (9) присутствует ковариационная матрица обновляемой последовательности $\mathbf{M}(v_k v_k^T)$. Необходимо определить такое значение $\mathbf{M}(v_k v_k^T)$, при котором плотность вероятности v_k максимальна. Так как процесс v_k гауссов, плотность вероятности может быть представлена в виде

$$\begin{aligned} P(v_k) &= (2\pi)^{-\frac{m}{2}} \left[\det \mathbf{M}(v_k v_k^T) \right]^{-\frac{1}{2}} \times \\ &\times \exp \left\{ -\frac{1}{2} v_k^T \left[\mathbf{M}(v_k v_k^T) \right]^{-1} v_k \right\}. \end{aligned} \quad (10)$$

Продифференцируем $P(v_k)$ по $\mathbf{M}(v_k v_k^T)$ и приравняем результат нулю [13]:

$$\begin{aligned} \frac{dP(v_k)}{d[\mathbf{M}(v_k v_k^T)]} &= \\ &= -\frac{1}{2} (2\pi)^{-\frac{m}{2}} \left[\det \mathbf{M}(v_k v_k^T) \right]^{-\frac{3}{2}} \det \mathbf{M}(v_k v_k^T) \times \\ &\times \left[\mathbf{M}(v_k v_k^T) \right]^{-1} \exp \left\{ -\frac{1}{2} v_k^T \left[\mathbf{M}(v_k v_k^T) \right]^{-1} v_k \right\} + \\ &+ \frac{1}{2} (2\pi)^{-\frac{m}{2}} \left[\det \mathbf{M}(v_k v_k^T) \right]^{-\frac{1}{2}} \left[\mathbf{M}(v_k v_k^T) \right]^{-1} \times \\ &\times v_k v_k^T \left[\mathbf{M}(v_k v_k^T) \right]^{-1} \times \\ &\times \exp \left\{ -\frac{1}{2} v_k^T \left[\mathbf{M}(v_k v_k^T) \right]^{-1} v_k \right\} = 0. \end{aligned} \quad (11)$$

Отсюда получаем

$$M(v_k v_k^T) = v_k v_k^T.$$

Учитывая, что $M(v_k v_k^T)$ определяется по текущим значениям измерений z и $\mathbf{P}_{k/k-1}$ на соседних тактах близки по величине, т. е. $\mathbf{P}_{k/k-1} = \mathbf{P}_{k-1/k-2}$, можно выражение (9) переписать в виде

$$\Delta \mathbf{P}_{k/k-1} = [\mathbf{K}_{k-1} \mathbf{H}_{k-1}]^{-1} \times \\ \times [\mathbf{K}_{k-1} v_k v_k^T \mathbf{K}_{k-1}^T - \mathbf{P}_{k-1/k-2} \mathbf{H}_{k-1}^T \mathbf{K}_{k-1}^T]^T. \quad (12)$$

При вычислении $\Delta \mathbf{P}_{k/k-1}$ встречаются случаи, когда матрица $[\mathbf{K}_{k-1} \mathbf{H}_{k-1}]$ не обращается. Чтобы эта матрица гарантированно обращалась, необходимо составить вектор \mathbf{z}_k^* , состоящий из линейной комбинации векторов измерений. Для каждого такта вычислений проводится l подтактов измерений вектора состояния \mathbf{x}_k :

$$\begin{aligned} \mathbf{z}_k &= \mathbf{H} \mathbf{x}_k + \mathbf{V}_k; \\ \mathbf{z}_{k+1} &= \mathbf{H} \Phi \mathbf{x}_k + \mathbf{V}_{k+1}; \\ \mathbf{z}_{k+2} &= \mathbf{H} \Phi^2 \mathbf{x}_k + \mathbf{V}_{k+2}; \\ \mathbf{z}_{k+l} &= \mathbf{H} \Phi^l \mathbf{x}_k + \mathbf{V}_{k+l}. \end{aligned} \quad (13)$$

Количество подтактов l в каждом такте формирования \mathbf{z}_k^* должно быть не менее n/m , где m — размерность вектора измерений, n — размерность вектора состояния. Вектор состояния \mathbf{x}_k оценивается на каждом такте, состоящем из l подтактов. На подтактах проводятся только его измерения.

Выразим вектор состояния \mathbf{x}_k из системы уравнений

$$\mathbf{x}_k = \begin{bmatrix} \mathbf{H} \\ \mathbf{H} \Phi \\ \mathbf{H} \Phi^2 \\ \dots \\ \mathbf{H} \Phi^l \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} z_k \\ z_{k+1} \\ z_{k+2} \\ \dots \\ z_{k+l} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \mathbf{H} \\ \mathbf{H} \Phi \\ \mathbf{H} \Phi^2 \\ \dots \\ \mathbf{H} \Phi^l \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \mathbf{V}_k \\ \mathbf{V}_{k+1} \\ \mathbf{V}_{k+2} \\ \dots \\ \mathbf{V}_{k+l} \end{bmatrix}. \quad (14)$$

Введём обозначения

$$\mathbf{S} = \begin{bmatrix} \mathbf{H} \\ \mathbf{H} \Phi \\ \mathbf{H} \Phi^2 \\ \dots \\ \mathbf{H} \Phi^l \end{bmatrix}; \quad \mathbf{V}_k^* = \mathbf{S}^{-1} \begin{bmatrix} \mathbf{V}_k \\ \mathbf{V}_{k+1} \\ \mathbf{V}_{k+2} \\ \dots \\ \mathbf{V}_{k+l} \end{bmatrix}; \quad \mathbf{z}_k^* = \mathbf{S}^{-1} \begin{bmatrix} z_k \\ z_{k+1} \\ z_{k+2} \\ \dots \\ z_{k+l} \end{bmatrix}.$$

Для определения нового вектора измерений \mathbf{z}_k^* сформируем линейную комбинацию текущих измерений z , чтобы они в соседних тактах оценивания перекрывали друг друга, т. е.

$$\mathbf{z}_1^* = \mathbf{S}^{-1} \begin{bmatrix} z_1 \\ \dots \\ z_l \end{bmatrix}; \quad \mathbf{z}_2^* = \mathbf{S}^{-1} \begin{bmatrix} z_2 \\ \dots \\ z_{l+1} \end{bmatrix}; \quad \mathbf{z}_l^* = \mathbf{S}^{-1} \begin{bmatrix} z_l \\ \dots \\ z_{2l-1} \end{bmatrix}. \quad (15)$$

Матрица \mathbf{S} обратима, так как представляет собой матрицу наблюдаемости.

После проведения замены \mathbf{z} на \mathbf{z}^* матрица измерений \mathbf{H} становится единичной:

$$\mathbf{z}_k^* = \mathbf{x}_k + \mathbf{V}_k^*. \quad (16)$$

Таким образом, условие обратимости матрицы $[\mathbf{K}_{k-1} \mathbf{H}_{k-1}]$ выполняется, так как матрица усиления \mathbf{K}_{k-1} всегда обратима при $m = n$.

Адаптивный алгоритм оценивания описывается уравнением вида

$$\mathbf{P}_{k/k-1} = \Phi_{k/k-1} \mathbf{P}_{k-1} \Phi_{k/k-1}^T + \Delta \mathbf{P}_{k/k-1}, \quad (17)$$

где $\Delta \mathbf{P}_{k/k-1}$ определяется из уравнения (12); уравнение измерений — из матрицы (16), а матрица $\mathbf{H} = \mathbf{I}$.

Экспериментальные исследования алгоритма оценивания. Для моделирования ФК использована математическая модель ошибок ИНС вида (1), в котором

$$\mathbf{x}_k = \begin{bmatrix} \delta V_k \\ \varphi_k \\ \varepsilon_k \end{bmatrix}; \quad \Phi = \begin{bmatrix} 1 & -gT & 0 \\ T & 1 & T \\ 0 & 0 & 1 - \beta T \end{bmatrix},$$

где δV_k — ошибки ИНС в определении скорости; φ_k — углы отклонения гиросtabilизированной платформы (ГСП) относительно сопровождающего трёхгранника; ε_k — скорость дрейфа ГСП; g — гравитационное ускорение; R — радиус Земли; T — период дискретизации; β — средняя частота случайного изменения дрейфа ГСП.

Предполагается, что измеряется только первая компонента вектора состояния в уравнении (2). Для моделирования ФК использованы данные полунатурного эксперимента с реальной ИНС Ц060К [2]. При установке ИНС на неподвижном основании выходная информация о местоположении и скорости является ошибками ИНС. Ошибки СНС представляют собой дискретный аналог бело-

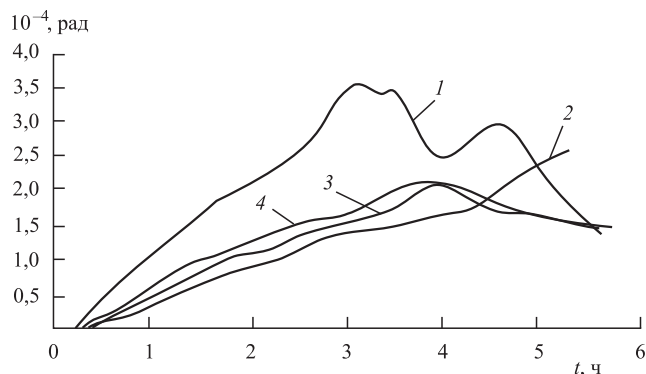


Рис. 2. Ошибки реальной инерциальной навигационной системы в определении широты местности и их оценки: 1 — погрешности в определении широты местности, полученные в процессе лабораторного эксперимента; 2 — оценки погрешностей реальной системы, полученные ФК с заниженной Q ; 3 — оценки погрешностей реальной системы, полученные с помощью ФК; 4 — оценки погрешностей реальной системы, полученные с помощью адаптивного ФК

го гауссового шума. На выходе ФК получаем оценки ошибок ИНС. Ошибки ИНС в определении местоположения, полученные в ходе лабораторного эксперимента, необходимо сравнить с расчётными ошибками в определении широты и долготы, которые вычислены с помощью ФК. Для оценки результатов эксперимента воспользуемся методикой [9].

Моделирование по данным лабораторного эксперимента с реальной ИНС проводилось с использованием ФК с различными значениями Q и адаптивного ФК. Результаты моделирования представлены на рис. 2.

Моделирование показало, что лучшие результаты по оцениванию погрешностей реальной ИНС в определении широты получены с помощью адаптивного ФК. Точность определения широты местности составила в среднем 10^{-4} рад.

Выводы. Исследованы особенности НК, включающего ИНС от СНС, при реализации захода на посадку ЛА на движущийся авианосец. В условиях отсутствия достоверной априорной информации о статистических характеристиках входного шума применён адаптивный ФК, основанный на использовании свойств обновляемой последовательности. Результаты моделирования продемонстрировали эффективность ФК.

Таким образом, адаптивный ФК позволяет повысить точность НК при заходе ЛА на посадку на движущийся авианосец.

Исследования выполнены при поддержке Российского научного фонда (проект № 19-79-10005).

Библиографические ссылки

1. Никулин А.С., Алексеев А.Н., Ангуладзе В.А. и др. Комплекс средств, обеспечивающих подготовку к вылету и посадку самолётов авианосного базирования // Авиакосмическое приборостроение. 2018. № 2. С. 36.
2. Никулин А.С., Алексеев А.Н., Ангуладзе В.А. и др. Начальная выставка инерциальных навигационных систем летательных аппаратов корабельного базирования // Прикладная физика и математика. 2018. № 1. С. 59.
3. Moir I., Seabridge A.G. Aircraft Systems: Mechanical, electrical and avionics subsystems integration. Third Edition. Chichester: John Wiley and Sons Ltd, 2008.
4. Noureldin A., Karamat T.B., Georgy J. Fundamentals of inertial navigation, satellite-based positioning and their integration. Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2013.
5. Shen K., Xia Y., Wang M. et al. Quantifying observability and analysis in integrated navigation // Navigation, Journal of the Institute of Navigation. 2018. 65(2). 169.
6. Carvalho H. et al. Optimal nonlinear filtering in GPS/INS integration // IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems. 1997. Vol. 33. No. 3. P. 835.
7. Шахтарин Б.И. Фильтры Винера и Калмана: учеб. пособие для вузов. 2-е изд., испр. М.: Горячая линия — Телеком, 2016.
8. Степанов О.А. Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Ч. 1. Введение в теорию оценивания. Изд. 3-е, исправ. и доп. СПб.: ГНЦ РФ АО «Концерн ЦНИИ "Электроприбор"», 2017.
9. Shakhhtar B.I., Shen K., Neusybin K.A. Modification of the nonlinear kalman filter in a correction scheme of aircraft navigation systems // Journal of communications technology and electronics. 2016. Vol. 61. No. 11. P. 1252.
10. Julier S.J., Uhlmann J.K. A New Extension of the Kalman Filter to Nonlinear Systems // Defense Sensing, Simulation and Controls. 1997. Vol. 3068. P. 182.
11. Kalman R.E. A new approach to linear filtering and prediction problems // Trans. ASME. Ser. D. Journal of Basic Engineering. 1960. Vol. 82. P. 35.
12. Verhaegen M., Verdult V. Filtering and system identification: a least squares approach. Cambridge University Press, 2007.
13. Jazwinski A.H. Stochastic Processes and Filtering Theory. N.Y., 1970. 376 p.

Ссылка для цитирования

Шахтарин Б.И., Неусыпин К.А., Селезнева М.С., Лифэй Ч. Алгоритм оценивания навигационного комплекса летательного аппарата авианосного базирования // Автоматизация. Современные технологии. 2020. Т. 74. № 4. С. 176—180. DOI: 10.36652/0869-4931-2020-74-4-176-180.

УДК 629.05

DOI: 10.36652/0869-4931-2020-74-4-181-183

А.В. Кудрявцев, С.Н. Куликов, канд. техн. наук, доц.
(Московский авиационный институт — национальный исследовательский университет)

kudriavtzeff.aleksei@yandex.ru

МОДЕЛИРОВАНИЕ АВТОМАТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ УСТОЙЧИВОСТИ ПЕРСПЕКТИВНОГО ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЁТА В КАНАЛЕ КРЕНА

Рассмотрена подсистема ограничения крена самолёта, вызванного резким отклонением руля направления на максимальный угол, а также представлены результаты испытаний на инженерном стенде предложенной подсистемы, полученные при моделировании пространственного движения перспективного транспортного самолёта.

Ключевые слова: безопасность полёта; автоматическая система управления; обеспечение устойчивости и управляемости самолёта; функция ограничения крена.

The subsystem of aircraft list restriction caused by a sharp deviation of the rudder to the maximum angle is considered. The test results on the engineering stand for the proposed subsystem obtained by modeling the spatial motion of a promising transport aircraft are introduced.

Keywords: flight safety; automatic control system; ensuring the stability and controllability of the aircraft; list restriction function.

Статистика показывает, что в настоящее время примерно 70 % авиационных катастроф происходят по вине человека, при этом большинство ошибок — это непреднамеренные действия экипажа, неадекватные развивающейся ситуации. Влияние ошибок человека может быть существенно уменьшено за счёт расширения использования автоматических функций ограничения предельных режимов полёта.

Проведённые исследования динамических характеристик разрабатываемого перспективного транспортного самолёта выявили риск превышения максимально допустимого угла крена, вплоть до выхода на запредельные углы атаки и сваливания самолёта с переходом в спиральное вращение, при резком отклонении педалей руля направления (РН), вызванном непреднамеренными действиями лётчика. Такое поведение самолёта связано с большой эффективностью РН, приводящей к быстрому нарастанию угла скольжения и увеличению угла атаки, и особенно проявляется на малых скоростях (взлёт/посадка) при различных режимах выпущенной механизации крыла.

Автоматические системы обеспечения устойчивости и управляемости самолёта традиционно парируют подобное явление элеронами либо элеронами совместно с интерцепторами в зависимости от соотношения возмущающих моментов и эффективности органов

управления [Баринов В.А., Шелюхин Ю.Ф. Аэродинамика и динамика полёта магистральных самолётов. М.: Изд. отдел ЦАГИ; Пекин: Xiaoguoan Dongli Anwai, 1995.]. Однако при больших углах атаки, близких к максимально допустимым, эффективность органов поперечного управления на самолётах разного класса и при различных компоновках планера снижается по-разному.

Таким образом, актуальной задачей является тщательная проработка модели работы подсистемы ограничения крена при резком отклонении РН на максимальный угол при взлёте или посадке самолётов транспортной категории.

Для предотвращения подобного режима полёта разрабатываемого транспортного самолёта и стабилизации переходного процесса по крену при ступенчатом отклонении РН на максимальный угол предложена модель работы системы стабилизации, в которой формируется дополнительный сигнал на интерцепторы, работающие в элеронном режиме. Данная подсистема реализуется путём введения обратной связи по углу крена, функция управления которой выглядит как

$$\delta_{\text{инт}} \text{sign} X H x_{\gamma} = K_{\gamma \text{ РН}} \Delta \gamma_{w \text{ инт}};$$

$$\Delta \gamma_{w \text{ инт}} = \begin{cases} 0 & \text{при } |\gamma| \leq \gamma_{w1 \text{ РН}}; \\ \gamma - \gamma_{w1 \text{ РН}} \text{sign} \gamma & \text{при } |\gamma| > \gamma_{w1 \text{ РН}}, \end{cases}$$

где $\delta_{\text{инт}}$ — угол отклонения интерцепторов, град; XH — отклонение педалей РН, мм; x_γ — сигнал, подключающий подсистему ограничения крена по совокупности условий $\text{double}(\text{AND}(|XH| \geq 80\%; \gamma > 20^\circ; |XE| < 5^\circ))$, $K_{\gamma\text{РН}}$ — коэффициент, зависящий от положения механизации крыла; γ — текущий угол крена, град; $\gamma_{w1\text{РН}}$ — граница зоны нечувствительности подсистемы по крену; $\Delta\gamma_{w\text{инт}}$ — приращение угла крена при $|\gamma| > \gamma_{w1\text{РН}}$; XE — угол отклонения штурвала поперечного управления, град.

При проведении данных исследований принималось, что $\gamma_{w1\text{РН}} = 20^\circ$.

Для обеспечения безопасности полёта при случайном отклонении педалей РН на максимальную величину используется также изменение коэффициента передачи от педалей на руль направления. Принимаем, что

$$\delta_{\text{РН max}} = K_V \delta_{\text{РН max}}(V_{\text{пр}}),$$

где K_V — коэффициент передачи от педалей к рулю направления,

$$K_V = \begin{cases} 1 & \text{при } V_{\text{пр}} \geq 350 \text{ км/ч;} \\ 0,5 & \text{при совокупности условий:} \\ V_{\text{пр}} < 350 \text{ км/ч; } |XH| \geq 0,8XH_{\text{max}}; \\ \omega_x \geq 0,1 \text{ рад/с;} \end{cases}$$

$\delta_{\text{РН max}}(V_{\text{пр}})$ — максимальное отклонение РН, град, соответствующее ограничению прочности вертикального оперения, являющееся функцией от $V_{\text{пр}}$; $\delta_{\text{РН max}}$ — фактическое отклонение РН, град; $V_{\text{пр}}$ — приборная скорость, км/ч; ω_x — угловая скорость крена, град/с.

На рис. 1 представлена структурная схема системы стабилизации, реализующая приведённые зависимости. На вход данной подси-

стемы с датчиков органов управления подаются сигналы перемещения педалей и штурвала поперечного управления, а по обратной связи с датчиков углового положения ЛА — угол крена. На выходе данной подсистемы по приведённым зависимостям формируется сигнал на отклонение интерцепторов.

Для подтверждения целесообразности и правильности предложенных решений в среде Matlab&Simulink проведено имитационное моделирование поведения перспективного транспортного самолёта при резком отклонении РН на максимальный угол.

С этой целью исследованы многочисленные варианты ступенчатого отклонения РН при различных вариантах механизации крыла в широком диапазоне скоростей, как с использованием предлагаемой схемы системы ограничения крена, так и без неё. Особое внимание уделялось режимам полёта при взлётной конфигурации самолёта: малые скорости, большие углы атаки, выпущенная механизация крыла в положение закрылков $\delta_3 = 20^\circ$.

На рис. 2 приведены наиболее значимые полученные зависимости, а именно балансировка самолёта в режиме горизонтального полёта с последующим ступенчатым отклонением РН до максимально располагаемого хода педалей $XH = XH_{\text{max}}$ во взлётной конфигурации $\delta_3 = 20^\circ$, на скорости $V_{\text{пр}} = 1,3$, скорости сваливания $V_c = 256$ км/ч, с предельной передней центровкой $\bar{X}_T = 0,17$, максимальным посадочным весом $G = 65$ т с убранными шасси и на требуемом для горизонтального полёта режиме работы двигателей.

На рис. 2 пунктиром показана реакция самолёта на ступенчатое отклонение РН на

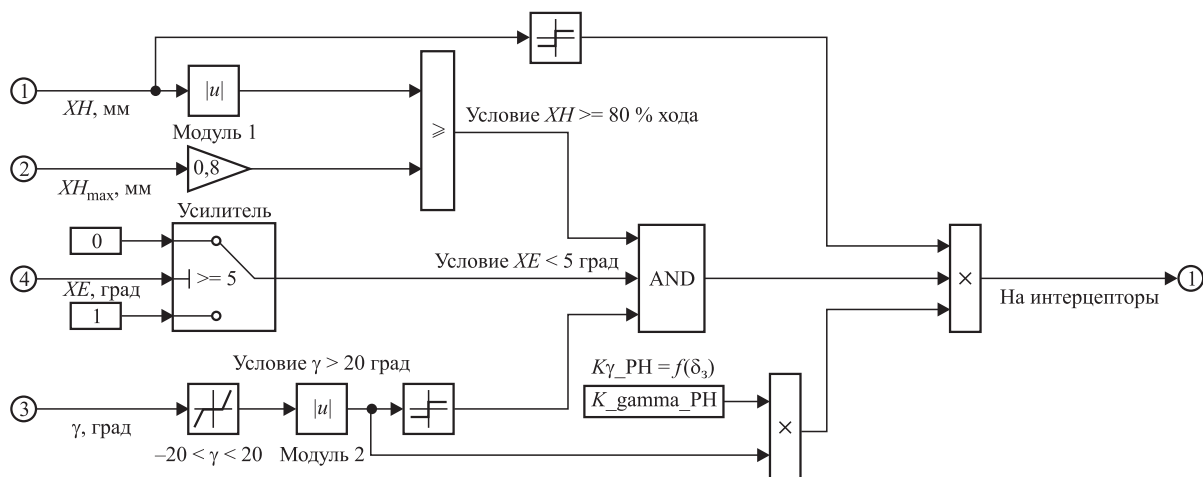


Рис. 1. Структурная схема системы формирования сигнала отклонения интерцепторов для ограничения крена при ступенчатом отклонении РН

максимальный угол $\delta_{РН}$ без использования предлагаемой подсистемы стабилизации и сплошной кривой — с включённой подсистемой стабилизации.

Результаты моделирования показывают, что без использования предлагаемой системы на малых скоростях при угле выпуска закрылков $\delta_3 = 20^\circ$, вследствие большой эффективности руля направления, происходит достаточно интенсивное нарастание угла скольжения β (10...15°) при одновременном увеличении угла атаки. При этом стабилизации переходного процесса по углу крена не наблюдается вследствие недостаточной эффективности работы элеронов, и угол крена к 5 с превышает максимально допустимое значение γ_{\max} и продолжает увеличиваться. Такую ситуацию можно классифицировать как близкую к аварийной и требующую немедленного вмешательства лётчика в процесс управления (пунктирная линия на рис. 2).

При включении в канал управления предлагаемой подсистемы ограничения крена анализ переходного процесса по крену показал, что при тех же условиях полёта крен к 5 с не превышает $\gamma = 40...50^\circ$ с последующим уменьшением и стабилизацией на значении, близком к 30° . Характер изменения крена плавный, близкий к апериодическому (сплошная линия на рис. 2).

Таким образом, проведённое моделирование показало эффективность введения в путевой канал управления самолёта системы, генерирующей по описанному закону сигнал, управляющий работой интерцепторов при резком отклонении руля направления. При этом система управления автоматически обеспечивает стабилизацию полёта в ожидаемых условиях эксплуатации перспективного транспортного самолёта.

Возмущающее воздействие РН с полным невмешательством лётчика в управление
($V_{пр} = 1,3$, $V_c = 256$ км/ч, $\bar{X}_T = 0,17$, $G = 65$ т, $\delta_3 = 20^\circ$, ШУ, потребный режим СУ)

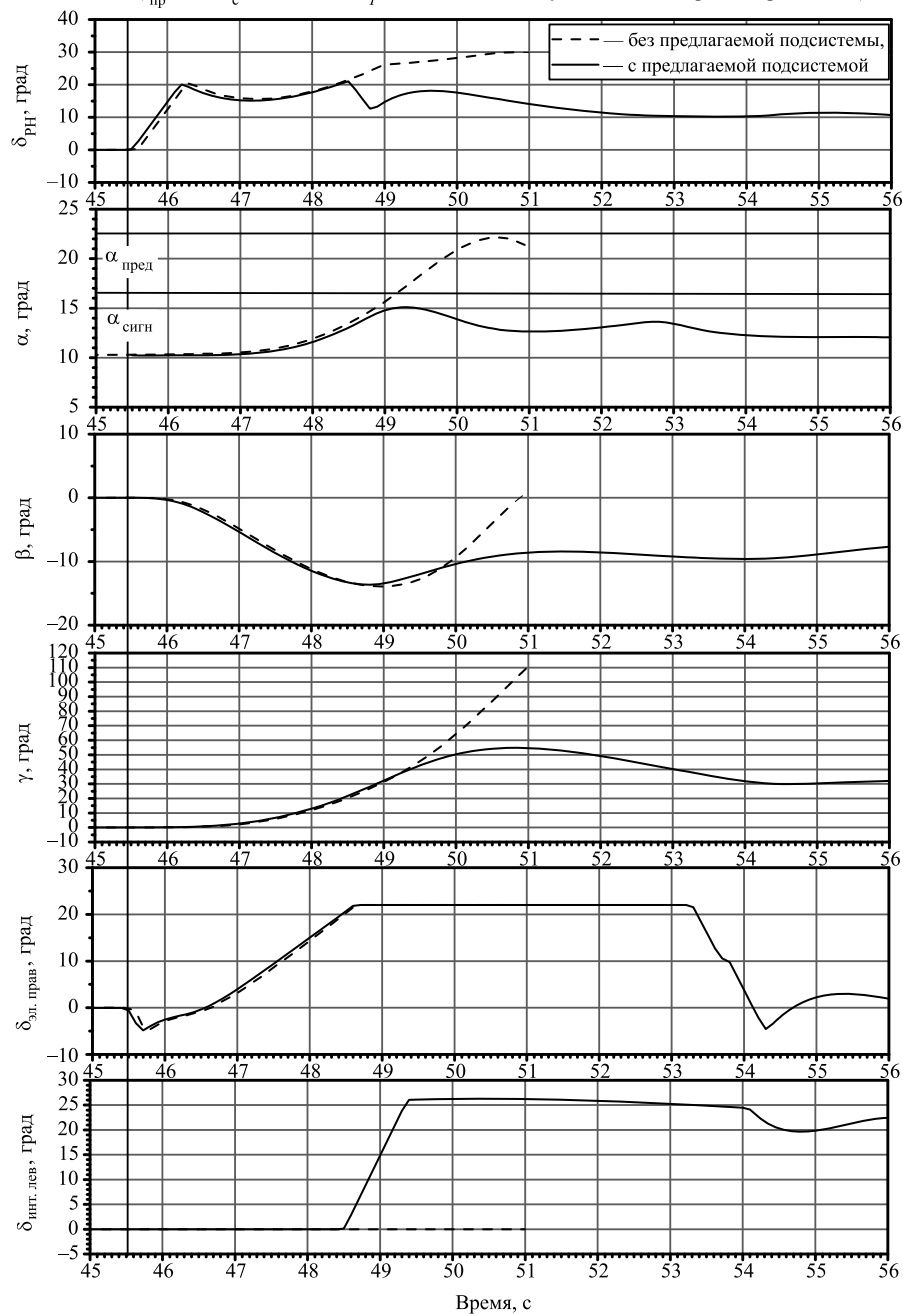


Рис. 2. Результаты моделирования:

α — угол атаки, град; β — угол скольжения, град; γ — угол крена, град; $\delta_{эл.прав}$ — отклонение правого элерона, град; $\delta_{РН}$ — отклонение руля направления, град; $\delta_{эл.лев}$ — отклонение секций интерцепторов на левой консоли крыла, град; ШУ — шасси убраны; СУ — силовая установка

Ссылка для цитирования

Кудрявцев А.В., Куликов С.Н. Моделирование автоматической системы обеспечения устойчивости перспективного транспортного самолёта в канале крена // Автоматизация. Современные технологии. 2020. Т. 74. № 4. С. 181—183. DOI: 10.36652/0869-4931-2020-74-4-181-183.

УДК 533.6.013+629.7.01+629.7.03+681.5

DOI: 10.36652/0869-4931-2020-74-4-184-189

Л.А. Чижикова

(ООО «Лаборатория научно-прикладных исследований и разработок для авиации», г. Москва)

ludmilachizhikova@yahoo.com

МЕТОДЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ БПЛА С СОЛНЕЧНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ, ПРЕДНАЗНАЧЕННОГО ДЛЯ ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОГО МОНИТОРИНГА НАЗЕМНЫХ ОБЪЕКТОВ

Рассмотрены основные аспекты проектирования беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) с солнечной силовой установкой (ССУ). Проведён анализ методов проектирования конструкции, оптимизации конструкции и лётно-технических характеристик в зависимости от целевого применения БПЛА с ССУ.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат (БПЛА); самолётостроение; обликотиповые характеристики; солнечная силовая установка.

The main aspects of the design of unmanned aerial vehicles (UAV) with a solar power plant (SPP) are considered. An analysis of the designing methods, optimizing the design and flight performance, depending on the intended use of UAV with SPP is given.

Keywords: unmanned aerial vehicle (UAV); aircraft construction; performance characteristics; solar power plant.

Проблемы загрязнения окружающей среды из-за использования нефтепродуктов в качестве авиационного топлива послужили предпосылкой для поиска альтернативных источников энергии для летательных аппаратов (ЛА).

Цель данной работы — анализ существующих источников энергии и разработок беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) гражданского назначения, а также определение обликотиповых характеристик БПЛА с солнечной (гибридной) силовой установкой, предназначенного для продолжительного мониторинга наземных объектов, имеющего минимальные ограничения по условиям базирования и эксплуатируемого с использованием инфраструктуры, сложившейся в настоящее время применительно к самолётам и вертолётам гражданского назначения.

В настоящее время наблюдается рост интереса к беспилотной авиации как инновационному направлению развития современной техники [1]. Задачами используемых в мирных целях БПЛА с силовыми солнечными установками (ССУ) могут быть:

мониторинг метеорологических условий и передача информации на наземные датчики. Такие БПЛА предполагается использовать в условиях и местах, где пилотируемые ЛА не могут безопасно работать, например при ураганах, конвективной погоде или вблизи вулканического пепла/газов:

мониторинг местности при климатических катаклизмах — наводнениях, землетрясениях в целях обнаружения и спасения людей;

картографические съёмки;

археологические съёмки;

мониторинг и определение месторождений полезных ископаемых, поисковые работы.

БПЛА с использованием преобразования солнечной энергии для питания батарей предполагают применение в зонах с видимостью категорий CAVOK, CAT I. Это обусловлено тем, что солнечная энергия не всегда доступна: только в дневные часы и при отсутствии густой облачности. Поэтому БПЛА с ССУ целесообразно использовать для мониторинга местности в целях обнаружения лесных пожаров, в зонах которых, как правило, присутствует большое задымление, а также в зонах извержения вулканов и подобных явлений.

При проектировании характеристик БПЛА с ССУ важно учитывать, что величина солнечной панели влияет на уровень заряда батареи, а следовательно, на возможную предельную дальность полёта и длительность функционирования БПЛА.

В настоящее время разрабатываются и используются следующие типы БПЛА: классической схемы (фюзеляж, крыло, хвостовая часть), «летающее крыло», мультироторного — вертолётного типа (примером являются квадрокоптеры).

При проектировании конструкции каркаса БПЛА наиболее широко применяются композиционные материалы (КМ) [2]. Это связано с тем, что такие материалы характеризуются оптимальным соотношением технических свойств, таких как лёгкость, механическая

(твёрдость, износостойчивость) и химическая (устойчивость к коррозии) прочность, и стоимость. Например, корпус БПЛА с ССУ Zephyr разработки компании Quinetiq выполнен из ультралёгкого углеродного волокна (carbon-fiber). Современные разработки в области инновационных конструкционных материалов, в том числе КМ, позволяют создать прочные и лёгкие элементы конструкции, применение которых может значительно повысить летно-технические характеристики БПЛА, в частности продолжительность и высоту полёта [3].

В работе [4] предложен процесс проектирования конструкции планера беспилотного самолёта из КМ, который состоит из этапов, указанных на рисунке. Он начинается с получения исходных данных в виде трёхмерных моделей внешнего обвода планера и внутренней компоновки, матрицы аэродинамических и массовых нагрузок на планер, документа, в котором описывается назначение и особенности функционирования летательного аппарата. Далее выполняется предварительная компоновка силовой конструкции планера в CAD-системе. При этом моделируются расположение и конфигурация основных силовых узлов, задаются свойства металлических и композиционных материалов.

Проектирование конструкции БПЛА необходимо выполнять с учётом его целевого назначения. В рассматриваемом случае это — продолжительный мониторинг объектов. Проектирование можно условно подразделить на несколько видов: аэродинамическое, конструктивно-силовое, объёмно-весовое, технологическое и т. д.

В сфере разработок БПЛА получили широкое применение технологии параметрического автоматизированного проектирования (CAD-системы). Такие технологии используются на следующих стадиях проектирования:

концептуальной стадии моделирования (3D);

моделирования массовых характеристик (выбор материалов и технологий, расчёт центра масс и т. п.);

моделирования с учётом результатов испытаний конструкции.

При проектировании БПЛА также широко используются методики математического моделирования физических процессов и аэродинамики ЛА (см. рисунок). Опытно-конструкторская разработка вклю-

чает в себя создание 3D-модели, анимации/имитации взлёта и посадки БПЛА.

Проектирование БПЛА с ССУ необходимо осуществлять с учётом следующих их особенностей. При большом размахе крыла и малой массе БПЛА он подвержен влиянию ветра на этапах набора высоты и снижения. При большом удлинении крыла и малой нагрузке на крыло даже при небольшом вертикальном порыве ветра возникают большие вертикальные перегрузки. Это ограничивает эксплуатационные возможности БПЛА с использованием солнечной энергии. При увеличении массы БПЛА заряда батареи от солнечных панелей может не хватить на осуществление продолжительного полёта и даже на взлёт и набор высоты. Задача проектирования конструкции БПЛА с ССУ состоит в обеспечении оптимального соотношения массы и размаха крыла, а также оптимального соотношения массы бортовой аппаратуры и выполняемых с её помощью функций.

Помимо солнечных панелей в конструкции должны быть предусмотрены инверторы солнечной энергии в заряд батарей. При определении площади солнечных панелей и ёмкости аккумуляторных батарей следует сначала рассчитать необходимую потребляемую мощность датчиков, установленных на БПЛА, — навигационной системы, датчика аэрофотосъёмки и распознавания, системы управления и прочих в зависимости от целевого применения БПЛА.

При проектировании БПЛА с ССУ следует учитывать рекомендации Международной организации гражданской авиации (ICAO), изложенные в документах 10019 AN/507, 328 AN/190. Циркуляром ICAO № 328 БПЛА отнесены к категории воздушных судов, поэтому все БПЛА должны иметь сертификат

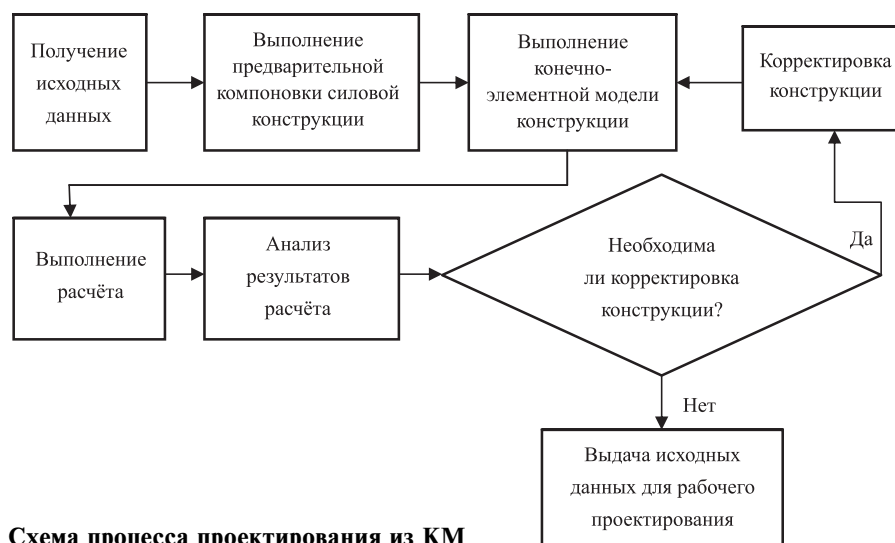


Схема процесса проектирования из КМ

лётной годности, выданный в соответствии с национальными правилами, так же как и компоненты беспилотных систем.

Для сертификации БПЛА в соответствии с упомянутыми рекомендациями ИКАО при проектировании БПЛА не требуются решения, необходимые для выполнения определённых требований к производительности, связанных с обязанностями лётного экипажа. В зависимости от типа и места проведения операций, которые должны выполняться БПЛА, они могут включать в себя: а) распознавание и понимание знаков аэродрома, маркировки и освещения; б) распознавание визуальных сигналов (например, при перехвате); в) определение и избежание опасной местности (горы); г) определение и избежание суровой погоды; д) поддержание определённого расстояния от облака; е) обеспечение «визуального» отделения от других воздушных судов или транспортных средств; ж) избежание столкновений (с другими ЛА, рельефом местности — горами и т. п.).

С учётом рекомендаций по сертификации БПЛА и требований по составу оборудования в упомянутых выше документах, а также того, что на таком типе ЛА применяется нетрадиционное топливо, предлагается при проектировании БПЛА с ССУ использовать результаты системного анализа и следующую последовательность его этапов:

1) определение целевого применения ЛА и решаемых им задач (в том числе использование в определённых географических широтах);

2) определение комплекта бортовой аппаратуры, характеристик и потребляемой мощности;

3) определение лётно-технических характеристик (в том числе предельной высоты полёта);

4) расчёт конструкции;

5) 3D-моделирование (трёхмерное) конструкции, математическое моделирование аэродинамических характеристик БПЛА и т. д.

При проектировании системы управления необходимо учитывать, что контур управления БПЛА, как правило, представляет собой систему автоматического управления (САУ), включающую в себя три подсистемы: систему сбора информации и формирования командного сигнала на исполнительное устройство; исполнительное устройство (ИУ) — бортовой рулевой привод (БРП); объект управления — БПЛА. В зависимости от потребляемой мощности такого оборудования необходимо также оптимизировать соотношение мощности батарей и параметров конструкции.

Также при проектировании БПЛА с ССУ следует учитывать тот факт, что солнечная радиация (количество падающего на поверхность

солнечных панелей излучения) зависит от географической широты, времени года, времени суток, высоты над уровнем моря. Поэтому в число основополагающих аспектов (факторов) при проектировании БПЛА с ССУ входит целевое применение на конкретной территории — географическое местоположение. В зависимости от этого фактора можно определять число солнечных дней в году, зависимость числа солнечных дней от времени года и, как результат, размеры солнечных панелей, аккумуляторов и их взаимодействие с датчиками.

Для продолжительного полёта и мониторинга наземных объектов минимальный необходимый запас ёмкости аккумуляторов должен определяться числом часов тёмного времени суток плюс времени сумерек и рассвета, когда солнечная энергия не так активна. Оптимальным же запасом ёмкости аккумуляторных батарей является суточный запас.

Для определения длины светового дня, зависящей от широты φ , долготы и территории, воспользуемся формулами из области астрономии.

Определим величину солнечного склонения:

$$\delta_{\text{сол}} = -I \cos\left(360^\circ \frac{n}{N}\right),$$

где $I = 23,45^\circ$ — угол наклона земной оси; $N = 365$ — число дней в году; n — число дней, прошедших от последнего зимнего солнцестояния, $n = 10 +$ номер текущего дня в году.

Определим длину светового дня:

$$T_{\text{д}} = 2 \arccos(\text{tg}\varphi \text{tg}\delta_{\text{сол}}) / 15^\circ.$$

Увеличения длительности, а следовательно, и дальности полёта можно достичь, увеличив запас топлива. Для БПЛА с ССУ топливом для работы двигателя и бортовой аппаратуры является заряд аккумуляторной батареи, питание которой осуществляется с преобразователя солнечной энергии, поступающей на солнечные панели, расположенные на крыле БПЛА. По данным зарубежных источников [5], при применении БПЛА в северных широтах в качестве топлива также можно применять преобразованную энергию ветра. Как отмечают авторы работы [6], при определении ограничений, связывающих критические параметры БПЛА, следует учитывать:

аэродинамические характеристики БПЛА (коэффициент лобового сопротивления $C_x(\alpha)$, коэффициент подъёмной силы $C_y(\alpha)$, где α — угол атаки, характерную площадь $S_{\text{хар}}$);

силы, действующие на БПЛА (лобовое сопротивление $X(\alpha, V_{\text{пол}})$, подъёмную силу

$Y(\alpha, V_{\text{пол}})$, где $V_{\text{пол}}$ — скорость полёта, мощность силовой установки $P_{\text{дв}}$, гравитационную силу mg ;

параметры энергообеспечения БПЛА (ток, снимаемый с солнечной батареи, ΔI , ток, потребляемый системами БПЛА, $I_{\text{пот}}$, ёмкость бортовых батарей $C_{\text{бат}}$, время полёта $t_{\text{пол}}$).

При этом административные ограничения отсутствуют; технические ограничения: диапазон углов атаки $-4^\circ < \alpha < 20^\circ$, $P_{\text{дв}} = f(V_{\text{пол}})$, $m = \text{const}$, $C_x = f(V_{\text{пол}})$, $C_y = f(V_{\text{пол}})$; смысловые ограничения: границы минимальной манёвренности, необходимой БПЛА для осуществления взлёта, стационарного полёта и посадки.

Из авиационной метеорологии и аэродинамики известно, что погодные условия и метеорологические факторы влияют на продолжительность полёта ЛА. БПЛА не является исключением. Таким образом, на продолжительность полёта БПЛА с ССУ действуют следующие факторы:

метеорологическое воздействие;

географическое местоположение (зависимость уровня заряда батареи от всех определяющих его факторов: длины светового дня, времени года);

аэродинамические характеристики конструкции.

Существует несколько типов классификаций для БПЛА. В таблице приведена классификация для типов БПЛА по взлётной массе и дальности полёта [7].

В данной статье рассматривается БПЛА схемы «летающее крыло» с неизменяемой геометрией крыла и размахом до 10 м. Можно рассчитать взлётную массу такого БПЛА, а также её составляющие: массу фюзеляжа, крыла и др.

Классификация БПЛА по взлётной массе и дальности полёта

Тип БПЛА	Взлётная масса, кг	Дальность полёта, км
Микро- и мини-БПЛА ближнего радиуса действия	До 5	25...40
Лёгкие БПЛА малого радиуса действия	5...50	10...70
Лёгкие БПЛА среднего радиуса действия	50...100	70...150
Средние БПЛА	100...300	150...1000
Средне-тяжёлые БПЛА	300...500	70...300
Тяжёлые БПЛА среднего радиуса действия	>500	70...300
Беспилотные боевые самолёты	>500	1500

Уравнение массового баланса гражданского БПЛА представим в виде

$$m = m_{\text{кон}} + m_{\text{СУ}} + m_{\text{T}} + m_{\text{ЦН}} + m_{\text{об/упр}} + m_{\text{безоп}},$$

где m — взлётная масса; $m_{\text{кон}}$ — масса конструкции планера, включающая в себя массы фюзеляжа, крыла, оперения; $m_{\text{СУ}}$ — масса силовой установки, в которую входят массы двигателя, движителя, крепления двигателя к конструкции планера, топливной системы и агрегатов управления двигателем, движителем и топливной системой; m_{T} — масса топлива; $m_{\text{ЦН}}$ — масса целевой нагрузки, включающая в себя массы собственно целевой нагрузки, узлов крепления к конструкции планера, источников питания целевой нагрузки и агрегатов управления целевой нагрузкой; $m_{\text{об/упр}}$ — масса оборудования и управления, содержащая массы бортового оборудования, системы управления и системы энергообеспечения; $m_{\text{безоп}}$ — масса системы обеспечения безопасности, включающая в себя массы аэронавигационных огней, проблесковых маяков, радиолокационных ответчиков активного ответа, электронных блоков предупреждения столкновений и анализа полётных ситуаций, автоматического пилота, систем прерывания полёта и гашения энергии.

Примерные формулы для расчёта весовых характеристик (масс бортовой аппаратуры БПЛА, крыла и пр.) приведены в работе [8]. Исходя из приведённых выше параметров можно рассчитать конструкцию и частично лётно-технические характеристики такого БПЛА.

Солнечные панели устанавливаются на верхнюю поверхность крыла. Доступная площадь установки солнечных панелей меньше, чем исходная площадь крыла [9]. Это связано прежде всего с формой самого крыла. Для того чтобы оценить доступную для установки солнечных батарей площадь, необходимо определить характерные зависимости площади крыла от массы аппарата m при значениях потребляемого тока на высоте полёта [10].

Критерием эффективности действия БПЛА является время полёта $t_{\text{пол}}$, вычисляемое по формуле [8]

$$t_{\text{пол}} = C_{\text{бат}} / (I_{\text{пот}} - \Delta I),$$

где $C_{\text{бат}}$ — ёмкость бортовых батарей; $I_{\text{пот}}$ — ток, потребляемый системами БПЛА; ΔI — ток, снимаемый с фотоэлементных панелей (солнечных батарей).

Вычисления не представляют сложности, основную сложность представляет формирование смысловых ограничений, связывающих параметры полёта α , X , Y , $P_{\text{дв}}$, mg .

Режимами, при которых потребляется больший заряд энергии батареи, чем при уста-

новившемся крейсерском полёте на заданном эшелоне, являются взлёт и набор высоты, а также посадка БПЛА, что следует учитывать при выборе ёмкости аккумуляторных батарей.

В работе [9] приведены математические выкладки и расчётные данные для определения затрат энергии при выполнении каждого этапа полёта.

Задача вычисления изменения продолжительности полёта БПЛА Δt при установке на его крыло солнечных панелей может быть представлена в виде зависимости

$$\Delta t = f(\Delta\Phi, \Delta m, \Delta I),$$

где Δt — изменение продолжительности полёта БПЛА; $\Delta\Phi$, Δm — изменения формы и массы БПЛА соответственно; ΔI — заряд от солнечных батарей, преобразованный в энергопитание БПЛА.

Набор высоты и снижение летательных аппаратов являются участками траектории, которые влияют на дальность и продолжительность крейсерского полёта. Силовая установка БПЛА должна обеспечивать продолжительный полёт на заданной высоте и не иметь избытка мощности и неоправданно увеличенную массу. Это возможно, когда заданная высота полёта является практическим потолком, который определяется значением вертикальной скорости $V_y = 1$ м/с [11]. Исходя из заданной длины взлётно-посадочной полосы (ВПП) можно вычислить ещё одну характеристику БПЛА — скорость отрыва от земли:

$$V_{\text{отр}} = \sqrt{\frac{2G_{\text{взл}}}{\rho S C_{ya}}},$$

где $G_{\text{взл}}$ — сила тяжести, действующая на ВС при взлёте; ρ — плотность воздуха; S — площадь крыла; C_{ya} — коэффициент подъёмной силы на взлёте.

Расстояние, проходимое самолётом с момента страгивания на линии старта до момента его отрыва от ВПП, — длина разбега L_p ,

$$L_p = \frac{(V_{\text{отр}} \pm W_x)^2}{2g \left(\frac{F_{p \text{ ср}}}{G} - f \right)},$$

где $F_{p \text{ ср}}$ — среднее значение тяги (при скорости $V = 0,7V_{\text{отр}}$); f — коэффициент трения; W_x — скорость попутного (встречного) ветра.

Дистанции разбега и разгона, полученные расчётным путём, принято называть фактическими дистанциями взлёта. Значения фактических дистанций взлёта для условий нормального взлёта относятся к основным характеристикам ЛА, они определяют требуемую

длину разбега $L_{\text{ПДР}}$ и требуемую дистанцию взлёта $L_{\text{ПДВ}}$: $L_{\text{ПДР}} = 1,15(L_p + 0,5L_{\text{возд}})$; $L_{\text{ПДВ}} = 1,15(L_p + L_{\text{возд}})$, где $L_{\text{возд}}$ — длина воздушного участка взлёта. Полученные значения требуемых дистанций определяют требуемую длину ВПП следующим образом: $L_{\text{ПДР}} \leq L_{\text{ВПП}}$; $L_{\text{ПДВ}} \leq 1,5L_{\text{ВПП}} + L_{\text{КПБ}}$, где $L_{\text{КПБ}}$ — длина концевой полосы безопасности [12].

Следует отметить, что изначально беспилотные авиационные комплексы имели военное назначение. Но у такого типа техники есть неоспоримый потенциал, который может использоваться в мирных целях. БПЛА и робототехника должны использоваться для выполнения работ, опасных для людей: при ликвидации аварий, химических выбросах, военных действиях, катастрофах и ликвидации их последствий и т. п. Ввиду того что БПЛА с ССУ могут выполнять длительные полёты, их можно применять в лесном хозяйстве, сельском хозяйстве, для охраны окружающей среды, при добыче нефти и газа, в энергетике и системах связи, дорожном хозяйстве, для решения задач МЧС, ведения охранной деятельности.

В заключение необходимо отметить, что из информации, изложенной в рекомендательном документе ICAO 328 AN/190, можно сделать вывод, что, как ни парадоксально, преимущества дистанционно пилотируемых самолётов для проведения визуальных наблюдений и мониторинга, которые обычно происходят в хороших метеорологических условиях, достаточно спорны вследствие необходимости избегать столкновений с другим воздушным транспортом и препятствиями без использования разделения, эшелонирования воздушного пространства, предоставляемых службами управления воздушным движением (УВД). Технология поддержки пилотирования и разделения воздушного пространства, управления воздушным движением по предотвращению столкновений для БПЛА пока не создана, следовательно, развитие гражданского рынка БПЛА, возможно, будет медленным.

В сотрудничестве с научным сообществом специалисты гражданской авиации работают над способами, позволяющими среди прочего использовать БПЛА для исследований по изменению климата, метеорологического прогнозирования и мониторинга живой природы. Большинство необходимых для этого полётов не может быть проведено пилотируемыми самолётами из-за отдалённости исследуемых областей, суровых климатических условий или больших высот, на которых должны выполняться полёты. Ожидается, что гражданский рынок БПЛА будет развиваться поэтапно, по мере роста уверенности в их безопасности и надёжности.

В настоящее время разрабатывается стандарт по управлению БПЛА оператором.

К значительным преимуществам БПЛА перед пилотируемым ЛА стоит отнести то, что он не нуждается в лётчиках, функции управления почти полностью переданы автоматике, а оператор в основном лишь наблюдает за работой бортовых систем и отслеживает корректность траектории полёта. Отсутствие на борту пилота позволяет значительно увеличить продолжительность полёта и снизить общую массу конструкции БПЛА.

Библиографические ссылки

1. Кудряков С.А., Макаров В.В. Актуальные вопросы развития беспилотной индустрии России // Теория и практика современной науки. 2016. № 8(14).
2. Акименко А.А. Инженерная методика проектирования авиационных конструкций из композиционных материалов. М.: ОАО «Нормаль», 1997.
3. Шевыренков М.Ю. Анализ мирового рынка высотных беспилотных летательных аппаратов большой продолжительности полета // Экономические стратегии. 2016. № 2.
4. Крылов Е.Д., Лопатин А.В. Методика проектирования конструкций беспилотных летательных аппаратов из композиционных материалов // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. 2013. Т. 1. № 9.
5. Zafar S., Gadalla M. Energy harvesting using small renewable energy sources: UAV application. USA, 2015.

6. Зеленцов В.В., Тарасов В.С., Шаповалов Л.А. Оценка изменения продолжительности полета беспилотного летательного аппарата с электродвигателем // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2013. № 3.

7. Беспилотная авиация: терминология, классификация, современное состояние / под ред. В.С. Фетисова. Уфа: Фотон, 2014.

8. Gudmundsson S. General aviation aircraft design: applied methods and procedures. Elsevier, 2014.

9. Manuel H., Vidales G. Design, Construction and Test of the Propulsion System of a Solar UAV. Master thesis. Tecnico Lisboa, 2013.

10. Шустов А.В. Некоторые особенности выбора параметров самолетов, использующих нетрадиционные источники энергии // Уч. записки ЦАГИ. 1996. Т. XXVII. № 1—2.

11. Михайлов Ю.С., Федоров Л.П. Расчет характеристик набора высоты и снижения высотного беспилотного летательного аппарата // Науч. вестник МГТУ ГА. 2013. № 188.

12. Рыбалкина А.Л. Физика неблагоприятных внешних условий: пособие по выполнению лабораторной работы «Влияние внешних условий на взлетные характеристики воздушных судов». М.: МГТУ ГА, 2014.

Ссылка для цитирования

Чижикова Л.А. Методы проектирования БПЛА с солнечной силовой установкой, предназначенного для продолжительного мониторинга наземных объектов // Автоматизация. Современные технологии. 2020. Т. 74. № 4. С. 184—189. DOI: 10.36652/0869-4931-2020-74-4-184-189.

УДК 623.4:004.942

DOI: 10.36652/0869-4931-2020-74-4-189-192

А.В. Пузанов, канд. техн. наук

(Специальное конструкторское бюро приборостроения и автоматизации, г. Ковров)

avp@oao-skbpa.ru

АНАЛИЗ УСТОЙЧИВОСТИ КОРПУСНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ГИДРОПРИВОДА РОБОТОТЕХНИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА К ПОВРЕЖДЕНИЮ ПОРАЖАЮЩИМИ ЭЛЕМЕНТАМИ

Нарушение герметичности гидропривода в результате деструктивного воздействия поражающих элементов взрыва или пуль среднего калибра ведёт к обездвиживанию мобильного робототехнического комплекса. В статье приведены результаты моделирования устойчивости корпуса гидропривода к повреждению поражающими элементами.

Ключевые слова: гидропривод; прочность; устойчивость к повреждению.

Violation of the tightness of the hydraulic as a result of the destructive effect of the damaging explosion elements or medium-caliber bullets leads to immobilization of the mobile robotic complex. The results of the stability modeling of the hydraulic DRIVE to damage with damaging elements are given in this article

Keywords: hydraulic drive; strength; resistance to damage.

Основным направлением развития бронетехники как основной составляющей ударной мощи Вооруженных сил России является разработка и принятие на вооружение беспилотных (дистанционно управляемых или авто-

матизированных) мобильных робототехнических комплексов (МРК).

МРК специального назначения подвергается обстрелу из огнестрельного оружия, воздействиям осколков поражающих элементов мин

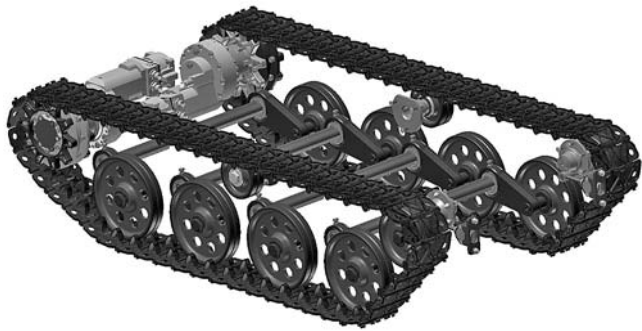


Рис. 1. Шасси МРК с гидроприводом движения

и т. п. В отличие от пилотируемой бронетехники, оснащенной максимальным бронированием, основные элементы обеспечения функциональной живучести и боеспособности беспилотников защищены более лёгкой бронёй. Тем самым достигается повышение их удельной боевой мощи, боевой мобильности, снижается стоимость изготовления и обслуживания.

В качестве энергетической установки в мобильной робототехнике используются аккумуляторные батареи или дизель-генератор — для электроприводов (как правило, в бронетехнике сверхлёгкого и лёгкого классов) или двигатель внутреннего сгорания (ДВС) с насосной станцией — для электрогидроприводов (в бронетехнике лёгкого, среднего и тяжёлого классов).

Гидрообъёмная передача (ГОП) привода движения расположена в кормовой части шасси, имеющей минимальную бронезащиту (рис. 1). Однако нарушение герметичности ГОП в результате деструктивного воздействия поражающих элементов взрыва или пуль среднего калибра приведёт к обездвиживанию всего МРК.

Целью моделирования является подтверждение выполнения требования технического задания (ТЗ) на разработку ГОП: «Внешняя поверхность корпуса гидропривода гидрообъёмной передачи должна выдерживать внешнее воздействие обстрела из вооружения калибром до 12 мм и осколками поражающих элементов взрывчатых веществ».

Особенности процесса взаимодействия поражающих элементов с корпусом. Основные закономерности взаимодействия поражающих элементов к корпусными деталями гидропривода описываются преградной (терминальной) баллистикой и теориями удара, контакта, трещинообразования и разрушения.

Деструктивные воздействия ударного характера появляются в системе при возникновении контакта между поверхностями физических тел (звеньев механической системы).

Прямым называют удар при тангенциальной скорости соударения, равной нулю, иначе удар — косой. При косом ударе часть энергии расходуется на относительное скольжение поверхностей соударяющихся тел.

Процесс взаимодействия соударяющихся тел с переходом кинетической энергии в потенциальную (внутреннюю) энергию упругой (упругопластической) деформации, с возможным нарушением целостности структуры материала сопровождается локальным повышением температуры. Сам процесс удара разделяют на два этапа. На первом, начальном, этапе происходит нагружение увеличивающейся контактной силой сопряжённых тел. Деформации в зоне контакта носят упругопластический характер. На втором этапе контактные усилия уменьшаются вплоть до нуля — происходит расхождение тел (разгрузка зоны контакта). В течение первого этапа возможно возникновение волновых резонансных процессов, затухание которых происходит и по окончании второго этапа.

Особенностью процесса ударного взаимодействия тел является проявление динамических свойств материалов. При высокоскоростном деформировании материала в упругопластической стадии происходят изменение характеристик материала (динамического предела текучести) и скоростное упрочнение. Моделирование этих процессов подразумевает решение существенно нелинейных задач. Динамические характеристики материалов представляют собой эмпирические зависимости, связывающие интенсивности напряжений с интенсивностями деформаций и скоростей деформаций. Зоны процессов, проходящих в различных упругопластических стадиях деформирования, изменяются в пространстве и по времени [1, 2].

Поскольку разрушение конструкции для нас является недопустимым результатом, для моделирования механических систем ударные взаимодействия с достаточно приемлемой точностью можно описать с помощью вязкоупругих моделей. Контактную силу F при ударе в этом случае представим в виде двух составляющих:

$$F = F_U(\delta) + F_D(\delta, \dot{\delta}),$$

где δ — деформация; $\dot{\delta}$ — скорость деформации; $F_U(\delta)$ — упругая компонента; $F_D(\delta, \dot{\delta})$ — вязкая компонента.

Упругая компонента зависит только от деформации. Она представляет собой статическую составляющую силы нормального контактного

взаимодействия. В первом приближении для упругой компоненты обычно используется линейная модель, эквивалентная закону Гука:

$$F_U = c\delta,$$

где c — коэффициент жёсткости.

Или в общем случае

$$F_U = K\delta^v,$$

где K, v — эмпирические или теоретические (например, модель Герца) коэффициенты.

При наличии экспериментальных данных о статической силе контактного взаимодействия их следует использовать при моделировании, принимая

$$F_U = F_e(\delta),$$

где $F_e(\delta)$ — функция экспериментальной зависимости нормальной составляющей силы контактного взаимодействия от деформации, полученной в результате контакта.

Вязкая компонента обычно выражается в следующем виде:

$$F_D = D\delta^\eta \dot{\delta}^\mu,$$

где D, η, μ — эмпирические коэффициенты.

Для моделирования процесса удара предмета по внешнему корпусу ГОП МРК проанализировали его геометрическую модель и выбрали наиболее уязвимое место — центр корпуса (на рис. 2 показан стрелкой).

Варианты соотношения массы, формы и скоростей объектов, осуществляющих ударное воздействие, заданы в ТЗ.

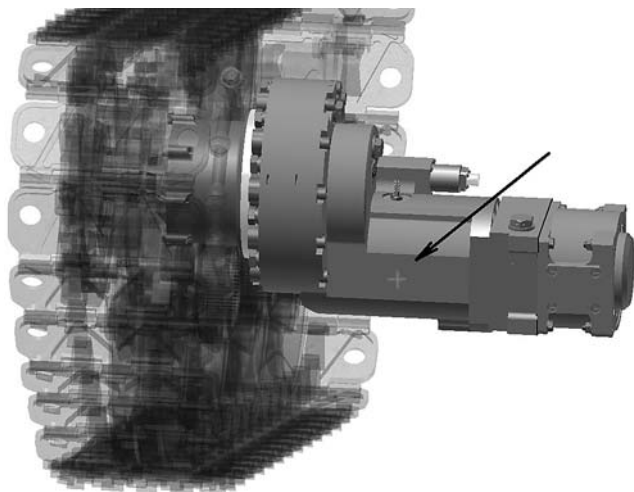


Рис. 2. Исследуемая зона ударного воздействия

В связи со сложной формой корпуса ГОП с преимущественно цилиндрическими образующими, провоцирующими рикошет, моделировали наихудший вариант — прямой удар без проскальзывания (т. е. на деформацию и разрушение преграды расходуется вся энергия удара).

Также к допущениям, принятым при моделировании, относится игнорирование изменения положения всей конструкции МРК под воздействием взрывной волны или удара снаряда, что увеличивает локальную энергию разрушения корпуса ГОП.

Модель для расчёта. Расчётная модель в симметричной постановке представлена на рис. 3.

Окружностями выделены узлы с зависимостями симметрии по плоскости. К поражаемому элементу приложена линейная скорость (на рис. 3 узлы отмечены символом «V»). Для описания материалов соударяющихся тел используется упругопластичная модель. При достижении предела упругости материала энергия ударного воздействия поглощается за счёт пластичного деформирования, при превышении этого предела остаток энергии удара уходит на разрыв молекулярных связей — разрушение внешней оболочки корпуса.

Были проанализированы варианты материала для внешней оболочки корпуса ГОП МРК: сталь 10, алюминий Д16, композитный материал.

Моделирование проводилось в программном комплексе Autodesk Simulation Multiphysics. Тип анализа: MES (Mechanical Event Simulation) — моделирование механических событий.

Результаты расчёта. Были выявлены следующие этапы процесса ударного воздействия:

- 1) локальный упругий прогиб поверхности взаимодействия;
- 2) пластическое деформирование пятна контакта;
- 3) упругая деформация всей поверхности корпуса;
- 4) нарушение контакта (обратный отскок).

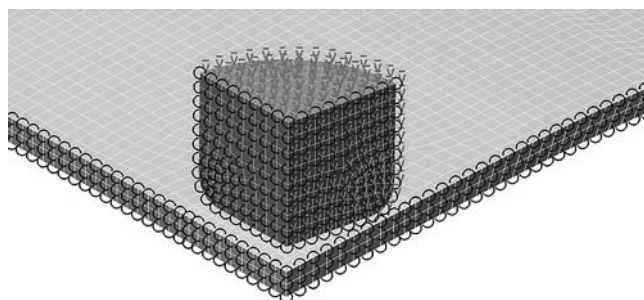


Рис. 3. Расчётная модель

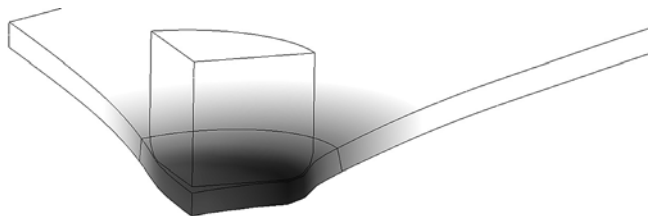


Рис. 4. Результаты моделирования: максимальная деформация элемента корпуса ГОП

Анализ результатов расчётов наглядно продемонстрировал волновые процессы, описываемые в теории ударного взаимодействия, стадии упругого и пластического деформирования материала корпуса ГОП при внешнем динамическом воздействии, что характеризует адекватность результатов моделирования реальным процессам.

Финальное время ударного взаимодействия 0,005 с — когда объект удара начал отлетать от внешней поверхности оболочки (рис. 4).

Моделирование показало, что разрушения внешней оболочки не произошло. Относительный прогиб корпуса составил 5 % (упругая деформация 3 % и пластическая деформация 2 %). Следует отметить, что характер полученной при моделировании деформации соответствует результатам натурных испытаний по сопротивлению элемента корпуса ударному воздействию.

Максимальная деформация корпуса составила 12,4 мм, включая пластичную составляющую 4 мм. Пиковое локальное напряжение не превысило 750 МПа.

Заключение. В результате моделирования ударного воздействия поражающими элементами на корпус ГОП мобильного робота его

разрушения (сквозного проникновения поражающих элементов внутрь) не выявлено. Однако при изменении геометрических параметров поражающего элемента, при наличии у него острых граней (например, для снаряда, преодолевшего внешнее бронирование) будут наблюдаться эффекты среза и, возможно, разрушение корпуса ГОП.

Конструкции ГОП с повреждениями корпусных элементов дополнительно проходят моделирование на работоспособность под воздействием штатных нагрузок.

Полученные в результате проведённого исследования данные о силовой составляющей контактного взаимодействия могут быть использованы в качестве исходных данных для моделирования устойчивости МРК к внешним воздействиям.

Библиографические ссылки

1. Садовская О.В. Численное моделирование динамического контактного взаимодействия упруго-пластических тел: автореф. дис. ... канд. физ.-мат. наук: 01.02.04 / Ин-т гидродинамики им. М.А. Лаврентьева СО РАН. Новосибирск, 2001. 20 с.
2. Воробьев Ю.С., Чернобрылко М.В., Чугай М.А., Романенко В.Н. Анализ динамического напряженного состояния элементов конструкций при импульсном нагружении // Вісник СевНТУ. 2011. № 120. С. 3—9.

Ссылка для цитирования

Пузанов А.В. Анализ устойчивости корпусных элементов гидропривода робототехнического комплекса к повреждению поражающими элементами // Автоматизация. Современные технологии. 2020. Т. 74. № 4. С. 189—192. DOI: 10.36652/0869-4931-2020-74-189-192.

Журнал распространяется по подписке, которую можно оформить в любом почтовом отделении (индекс по каталогу «Пресса России» — 27838) или непосредственно в издательстве по e-mail: realiz@mashin.ru, на сайте www.mashin.ru (без почтовых наценок, с любого месяца, со своего рабочего места); телефон для справок: (495) 785-60-69

Сдано в набор 29.01.2020.

Подписано в печать 23.03.2020.

Формат 60 × 88 1/8. Бумага офсетная.

Усл. печ. л. 5,88. Цена свободная.

Отпечатано в ООО «Канцлер»

150008, г. Ярославль, ул. Клубная, д. 4, кв. 49.

Оригинал-макет: ООО «Адвансед солюшнз».

119071, г. Москва, Ленинский пр-т, д. 19, стр. 1. Сайт: www.aov.ru

Перепечатка материалов из журнала «Автоматизация. Современные технологии» возможна при обязательном письменном согласии редакции журнала. При перепечатке материалов ссылка на журнал «Автоматизация. Современные технологии» обязательна. За содержание рекламных материалов ответственность несёт рекламодатель