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., НИУ ВШЭ МИЭМ
Ван Мэйлин – д.т.н., проф., Пекинский политехн. ун-т, Китай
Иванов А.П. – д.э.н., проф., МГУПС (МИИТ)
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
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, Китай
Фу Ли – д.т.н., проф., ин-т Бейхан, Китай
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, Китай
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
Янович Е.А. – д.э.н., проф., Кошалинский политехн. ин-т, Польша

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

Адрес редакции:
107076, Москва, Колодезный пер., д. 2А, стр. 2.
Тел.: (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 Российского индекса научного цитирования (РИНЦ)

Издаётся с 1947 г.

Том 72 **1 / 2018**

СОДЕРЖАНИЕ

АВТОМАТИЗАЦИЯ НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИХ И ПРОИЗВОДСТВЕННЫХ ПРОЦЕССОВ

Ничков А.В. Влияние различных факторов на конструктивные параметры червячной модульной фрезы 3

Нурушев Е.Т., Хисматуллин Р.М., Даев Ж.А. Проблемы и решение задач авиаремонтного завода в условиях неопределённости состояния объектов ремонта 7

Шалумов М.А. Проблемы и задачи автоматизированной оценки экстремальных электрических режимов работы электрорадиоизделий 10

СОВРЕМЕННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ

Шахтарин Б.И., Сизых В.В., Шевцев В.А. Исследование статистических характеристик фазовой автоподстройки частоты второго порядка методом численного решения уравнения ФПК 14

Сиддиков И.Х., Жукова Ю.А. Имитационное моделирование системы управления динамическим объектом на основе синергетического подхода 25

Неусыпин К.А., Лукьянов В.В., Нгуен Динь Тхай. Разработка алгоритма коррекции инерциальной навигационной системы в автономном режиме 28

Железникова О.Е., Прытков С.В., Вилков Е.А., Микаева С.А. К вопросу выбора оптимального метода расчёта коррелированной цветовой температуры 32

Анисимов И.Ю., Затонский А.В. Управление микроклиматом в здании на основе нечёткой логики 36

СИСТЕМЫ И ПРИБОРЫ УПРАВЛЕНИЯ

Николаев С.В. Оценка возможностей авиационных комплексов в ближнем воздушном бою 41

ОБЗОР ПЕРИОДИЧЕСКОЙ ПЕЧАТИ

По страницам журналов 48

© Издательство «Инновационное машиностроение», «Автоматизация. Современные технологии», 2018

ao118.indd 1 25.12.2017 11:01:06

Automation. Modern Technologies

MONTHLY INTERBRANCH SCIENTIFIC AND TECHNICAL JOURNAL

It is published since 1947

Volume 72 1 2018

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., NRU HSE MIEM
Wang Meiling – Ph.D., prof., Beijing Ins. of Technology, China
Ivanov A.P. – dr.ec.s., prof., MSURE (MIIT)
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 «NPTSAP behalf N.A. Pilyugin»
Proletarskiy A.V. – dr.en.s., prof., MSTU behalf of N.E. Bauman
Putilov V.N. – LLC «Publishing "Innovative machine building"» (deputy chief in editor)
Rumyantseva O.N. – General Director of LLC «Publishing "Innovative mashine building"»
Xia Yuantsin – Ph.D., prof., Beijing Ins. of Technology, China
Fu Li – Ph.D., prof., Beikhan Un., 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, China
Shakhov V.N. – dr.en.s., prof., corr. member of RAS, MSTU behalf of the N.E. Bauman
Shibanov G.P. – dr.en.s., prof., State Flight Test Center behalf V.P. Chkalov
Yanovich E.A. – dr.ec.s., prof., Koszalin Polytechnic Ins., Poland

Editors — **Mymrina I.N., Selikhova E.A.**
Computer layout — **Konova E.V.**

Editorial address:
107076 Moscow Kolodezny lane – 2a, build. 2
Tel: (499) 268-41-77.
E-mail: ast@mashin.ru; astmashin@yandex.ru;
http://www.mashin.ru

Founder:

LLC «SCIENTIFIC AND TECHNICAL PUBLISHING "INNOVATIVE MACHINE BUILDING"»

The journal was registered in the Roskomnadzor, on May 29, 2014, (PI No. FS77-78102), 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)

CONTENTS

AUTOMATION OF SCIENTIFIC-RESEARCH AND PRODUCTION PROCESSES

Nichkov A.V. The influence of various factors on the design parameters of a modular hob . . . 3
Nurushev E.T., Khismatullin R.M., Daev Zh.A. Problems and solving the problems of the aircraft repair plant in conditions of uncertainty the repair objects state . . . 7
Shalumov M.A. Problems and tasks of the automatic evaluation the extreme electrical working conditions for electro-radio products . 10

MODERN TECHNOLOGIES

Shakhtarin B.I., Sizykh V.V., Shevtsev V.A. The statistical characteristics investigation of the second order frequency phase automatic tuning by the numerical solution method of the FPK equation . . . 14
Siddikov I.Kh., Zhukova Yu.A. Simulation modeling of a dynamic object control system based on a synergetic approach . . . 25
Neusypin K.A., Lukyanov V.V., Nguen Din Tkhay. Development of a correcting algorithm for the inertial navigation system in an autonomous mode . . . 28
Zheleznikova O.E., Prytkov S.V., Vilkov E.A., Mikaeva S.A. On the choice of the optimal method for calculating the correlated color temperature . . . 32
Anisimov I.Yu., Zatonskiy A.V. Controlling the microclimate in the building on the basis of fuzzy logic . . . 36

CONTROL SYSTEMS AND DEVICES

Nikolaev S.V. Evaluation of the aircraft systems capabilities in close air battle . . . 41

SURVEY OF PERIODICALS

Periodical review . . . 48

© Publishing «Innovative machine building», «Automation. Modern technologies», 2018

УДК 621.9.02

А.В. Ничков, канд. техн. наук, доц.
(Уральский федеральный университет имени первого Президента России Б.Н. Ельцина)
Nav8080@rambler.ru

ВЛИЯНИЕ РАЗЛИЧНЫХ ФАКТОРОВ НА КОНСТРУКТИВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ ЧЕРВЯЧНОЙ МОДУЛЬНОЙ ФРЕЗЫ

Представлена методика определения оптимальных конструктивных элементов червячной модульной фрезы и эксплуатационных характеристик процесса зубофрезерования, обеспечивающих минимальную себестоимость и высокую производительность операции зубонарезания цилиндрических колёс.

Ключевые слова: зубофрезерование; червячная фреза; зубчатое колесо.

The methodology for determining the optimal structural elements of the modular hob and the operational characteristics of the gear milling process, enabling the minimum cost and high productivity for the gear cutting operation of cylindrical wheels, is presented.

Keywords: gear milling; hob; gear.

На производительность и себестоимость операции зубофрезерования колёс червячными модульными фрезами влияет множество факторов, связанных с параметрами нарезаемого зубчатого колеса, червячной фрезы, эксплуатационными характеристиками процесса зубофрезерования, стоимостными зависимостями, простыми и комбинированными технологическими схемами зубонарезания, требованиями к точности и шероховатости обработанной поверхности зубьев колеса и различного рода ограничениями. Все они в конечном итоге предопределяют такие конструктивные элементы червячной фрезы, как диаметр, число стружечных канавок, число заходов, длина, при которых обеспечиваются минимальная себестоимость и высокая производительность операции зубонарезания.

Для определения оптимальных конструктивных элементов червячной фрезы и достижения минимальной себестоимости и высокой производительности при зубонарезании конкретной партии зубчатых колес необходимо располагать соответствующими функциональными зависимостями, характеризующими операцию зубообработки. Эти зависимости имеют следующий вид:

$$a_{\text{доп}} = 0,16\sqrt{m}K_{\text{м}};$$

$$a_{\max} = a_{\text{доп}};$$

$$S_{\text{о}} = \left(\frac{a_{\max}}{C_1 m^{X_1} z_1^{X_2} R_{ao}^{X_3} \left(\frac{\pi}{2} + \beta_1 \right)^{X_4} z_0^{X_5} z_{10}^{X_6}} \right)^2;$$

$$\text{С}_{\text{и}} = 1,5 m^{0,24} R_{ao}^{1,0} L_{\text{фр}}^{0,92} z_0^{0,2} z_{10}^{0,16};$$

$$\text{С}_{\text{п}} = 1,18 m^{0,56} L_{\text{фр}}^{0,8} z_0^{0,8} h_{\text{п}}^{0,8};$$

$$\text{С}_{\text{о}} = (0,03...0,05)\text{С}_{\text{и}};$$

$$i = \left(\frac{2\pi R_{ao}}{z_0} - \Delta p \right) \frac{1}{h_{\text{п}}};$$

$$\text{Э}_{\text{и}} = \frac{\text{С}_{\text{и}} + \text{С}_{\text{п}} i - \text{С}_{\text{о}}}{i+1};$$

$$T_{\text{э}} = \frac{1 - m_1}{m_1} \left(t_{\text{см}} + \frac{\text{Э}_{\text{и}}}{\text{С}_{\text{р}}} \right);$$

$$V_{T_{\text{э}}} = C_2 \left(\frac{h_{\text{доп}} - h_{\text{нач}}}{T_{\text{э}}} \right)^{0,403} \times$$

$$\times m^{X_1} z_1^{X_2} R_{ao}^{X_3} \left(\frac{\pi}{2} + \beta_1 \right)^{X_4} z_0^{X_5} z_{10}^{X_6} s^{X_7} r^{0,1};$$

$$n = \frac{1000V}{2\pi R_{ao}};$$

$$N_{\text{р}} = C_3 m^{X_1} z_1^{X_2} R_{ao}^{X_3} \left(\frac{\pi}{2} + \beta\right)^{X_9} z_0^{X_4} z_{10}^{X_5} s^{X_7} V_{T_{\text{э}}};$$

$$M_{\text{р}} = 6{,}12 \frac{N_{\text{р}} R_{ao}}{V};$$

$$l_{\text{вр}} = C_4 m^{X_1} z_1^{X_2} R_{ao}^{X_3} \frac{\left(\frac{\pi}{2} - \beta_1\right)^{X_8}}{\cos\beta_1} z_{10}^{X_6};$$

$$B = B_1 + l_{\text{вр}} + l_{\text{пб}};$$

$$t_{\text{о}} = \frac{B}{S_{\text{о}} n}\left(\frac{z_1}{z_{10}} + \frac{S_{\text{о}} \sin\beta_1}{\pi m z_{10}}\right);$$

$$\text{С} = t_{\text{о}}\left(\text{С}_{\text{р}} + \text{С}_{\text{р}} \frac{t_{\text{см}}}{T_{\text{э}}} + \frac{\text{Э}_{\text{и}}}{T_{\text{э}}}\right),$$

где $a_{\text{доп}}$ — допустимая толщина срезаемого зубом фрезы слоя, мм; $K_{\text{м}}$ — поправочный коэффициент на обрабатываемый материал; $S_{\text{о}}$ — осевая подача, мм/об.; C_i — постоянные коэффициенты; $\text{С}_{\text{и}}$ — стоимость фрезы, руб.; $L_{\text{фр}}$ — длина фрезы, мм; $\text{С}_{\text{п}}$ — стоимость переточки фрезы, руб.; $h_{\text{п}}$ — величина слоя, стачиваемого за одну переточку; $\text{С}_{\text{о}}$ — стоимость отходов фрезы, руб.; i — число переточек фрезы; Δp — доля окружного шага фрезы, обеспечивающая прочность зуба и размещение стружки, мм; m_1 — показатель степени влияния стойкости инструмента на скорость резания; $\text{Э}_{\text{и}}$ — эксплуатационные расходы на инструмент за период его стойкости, руб.; $T_{\text{э}}$ — стойкость экономическая, мин; $V_{T_{\text{э}}}$ — скорость резания экономическая, м/мин; $X_1 ... X_9$ — показатели степеней влияния параметров зубофрезерования; s — либо радиальная, либо осевая подача при вычислении скорости и мощности резания в зависимости от выбранного направления подачи; n — частота вращения шпинделя, об/мин; $N_{\text{р}}$ — мощность резания, кВт; $M_{\text{р}}$ — крутящий момент резания, кгс·м; V — скорость резания; $l_{\text{вр}}$ — величина осевого врезания фрезы в заготовку, мм (для радиального врезания $l_{\text{вр}} = 2{,}5m$); m — модуль, мм; B — суммарное перемещение фрезы вдоль оси заготовки, мм; B_1 — ширина нарезаемого колеса, мм; $l_{\text{пб}}$ — величина перебега фрезы, мм; $t_{\text{о}}$ — основное время, мин; С — себестоимость операции зубофрезерования, руб./оп.; z_1 — число зубьев нарезаемого колеса; R_{ao} — радиус фрезы, мм; β_1 — угол наклона зубьев колеса, рад; z_0 — число стружечных канавок фрезы; z_{10} — число заходов фрезы; $\beta = \beta_1$ при $\beta_1 > 20°$ и $\beta = 0{,}349$ рад. при $\beta \leqslant 20°$; $\text{С}_{\text{р}}$ — стоимость 1 мин работы станочника и станка, руб./мин; $t_{\text{см}}$ — время на смену инструмента, мин; r — радиус закругления вершин зубьев червячной фрезы, $r = 0{,}3m$ при $r \leqslant 2$, иначе $r = 2$, мм; $h_{\text{доп}}$ — допускаемый износ фрезы, мм; $h_{\text{нач}}$ — начальный износ фрезы, мм.

Значения показателей степеней X_i в формулах для определения коэффициентов C_i (в рассмотренных формулах $C_1 ... C_9$) и s, V, $N_{\text{р}}$, $l_{\text{вр}}$ приведены в табл. 1 [1] для случая нарезания зубчатых колёс из стали 18ХНМА червячными фрезами из быстрорежущей стали Р18 при осевом и радиальном врезании фрезы в заготовку, с осевым смещением фрезы и без

Таблица 1

Значения коэффициентов C_i и показателей степеней X_i в формулах для определения s, V, $N_{\text{р}}$, $l_{\text{вр}}$

Параметр	Схема	C_i	X_1	X_2	X_3	X_4	X_5	X_6	X_7	X_8	X_9
$S_{\text{о}}$	I	5,83	0,8	−0,42	−0,33	0,6	−1	0,82	—	—	—
	III	9,536	0,74	−0,44	−0,4	0,6	−1	0,88	—	—	—
V	I	5,85	−0,194	0,214	0,492	1,774	0,371	−0,331	−0,314	—	—
	III	11,01	−0,234	0,177	0,476	0,948	0,371	−0,383	−0,282	—	—
V (врезание радиальное, $S_{\text{р}} = 0{,}5S_{\text{о}}$)	I	7,85	−0,242	0,169	0,423	2,1	0,371	−0,36	−0,355	—	—
	III	13,74	−0,246	0,177	0,403	0,66	0,371	−0,36	−0,314	—	—
$N_{\text{р}}$	I	0,011	1,88	0,1	−0,98	—	0,23	0,77	0,78	—	1
	III	0,011	1,88	0,1	−0,98	—	0,23	0,77	0,78	—	1
$N_{\text{р}}$ (врезание радиальное, $S_{\text{р}} = 0{,}5S_{\text{о}}$)	I	0,019	1,6	0,22	−0,68	—	0,23	0,77	0,8	—	3,2
	III	0,000825	1,52	0,22	−0,44	—	0,23	0,77	0,8	—	3,2
$l_{\text{вр}}$	I	3,35	0,69	0,14	0,26	—	—	0,98	—	−0,88	—
	III	1,82	0,52	0,12	0,46	—	—	−0,08	—	−0,67	—

ao118.indd 4 25.12.2017 11:01:07

Таблица 2

Результаты расчётов оптимальных конструктивных элементов R_{ao} и z_0 червячной фрезы

R_{ao}, мм	56	75	90	56	75	90	56	75	90	56	75	90	56	75	90
z_0	8			9			10			11			12		
S_o, мм/об	3,2	4,0	4,7	4,0	5										
$C_и$, руб.	13 054	18 140	21 760	13 860	18 570	22 280	14 160	18 960	22 760	14 430	19 330	23 190	14 680	19 670	23 600
$C_п$, руб.	676			743			808			872			935		
C_o, руб.	541	725	870	554	742	891	566	578	910	577	773	928	587	786	944
i	19	34	46	14	27	38	10	22	31	7	18	26	5	14	22
$Э_и$, руб.	1292	1154	1106	1581	1353	1272	1971	1565	1466	2495	1803	1665	3129	2132	1880
$T_э$, мин	236	215	208	278	245	233	336	276	261	414	311	291	507	360	323
$V_{T_э}$, м/мин	33	36,8	39,0	30,2	34,4	38,3	27,4	34,1	38,0	26,1	33,6	37,7	24,8	32,7	37,3
n, об/мин	94	78	69	86	73	68	78	72	67	74	71	67	70	69	48
$N_р$, кВт	2,36	2,37	2,36	2,66	2,68	2,5	2,92	2,73	2,54	2,84	2,75	2,58	2,76	2,73	2,6
$M_р$, кгс·м	24,5	29,6	33,2	30,2	35,8	36	36,5	36,7	36,8	37,3	37,5	37,7	38	38,3	38,4
$l_{вр}$, мм	45	51	56	45	51	56	45	51	56	45	51	56	45	51	56
B, мм	111	117	122	111	117	122	111	117	122	111	117	122	111	117	122
t_o, мин	22,1	22,2	22,6	19,1	19,3	21,6	17,1	19,5	21,7	17,9	19,7	21,9	18,9	20,2	22,1
С, руб./оп.	371	373	378	320	323	361	286	326	364	300	330	367	316	339	371

него, по двум технологическим схемам (схема I — направление витков фрезы и зубьев колеса разноимённое, осевая подача встречная, схема III — направление витков фрезы и зубьев колеса одноимённое, осевая подача попутная). Для других условий нарезания цилиндрических зубчатых колёс при определении указанных параметров можно воспользоваться данными из справочника [2].

Для исследования диапазон изменения параметров зубофрезерования был выбран следующим: модуль m = 6 мм; число зубьев нарезаемого колеса z_1 = 60 и 150; радиус фрезы R_{ao} = 56...90 мм; число стружечных канавок z_0 = 7...18; число заходов фрезы z_{10} = 1 и 2; угол наклона зубьев колеса $\beta_1 = 20°$; максимально допустимая осевая подача $S_{o\,max}$ = 5 мм/об; радиальная подача $S_р = 0{,}5S_o$.

Варьируя параметрами R_{ao} и z_0 червячной фрезы и последовательно решая приведённые выше уравнения, определим все промежуточные характеристики операции зубонарезания, её минимальную себестоимость С и основное время t_o.

Результаты одного из вариантов такого решения приведены в табл. 2. Они показывают, как параметры R_{ao} и z_0 влияют на промежуточные характеристики операции зубофрезерования, на её себестоимость, основное время и при каких значениях R_{ao} и z_0 себестоимость оказывается минимальной (в данном случае минимальная С = 286 руб./оп. при R_{ao} = 56 мм и z_0 = 10). В данном примере исходные параметры и ограничивающие факторы были следующими: m = 6 мм; z_1 = 60; R_{ao} = 56...90 мм; $\beta_1 = 20°$; z_0 = 8...12; z_{10} = 1; r = 1,8 мм; $L_{фр}$ = 100 мм; $h_{доп}$ = 1 мм; $h_{нач}$ = = 0,1 мм; $h_п$ = 1 мм; m_1 = 0,403; $C_р$ = 10 руб./мин; $t_{см}$ = 30 мин; B_1 = 60 мм; $l_{пб}$ = 5,9 мм; $K_м$ = 1; $S_{o\,max}$ = 5 мм/об; $a_{доп}$ = 0,392 мм.

Аналогичным образом ниже рассмотрено влияние на себестоимость С операции зубонарезания различных факторов, таких как технологическая схема (I и III), z_1, z_{10}, $l_п$, ограничения по $a_{доп}$, S_o. Результаты этого исследования приведены в табл. 3, где для каждого опыта указаны исходные данные и полученные оптимальные значения параметров чер-

Таблица 3

Условия зубофрезерования и оптимальные значения R_{ao}, z_0, t_o и С

Номер опыта	Параметры зубофрезерования	Схема	R_a, мм	z_0	t_o, мин	С, руб./оп.
1	$a_{доп}$ = 0,392 мм; z_1 = 60; z_{10} = 1; $L_{фр}$ = 100 мм; $S_{o\,max}$ = 5 мм/об	I	56	10	15,8	264
2		III	56	10	17,1	286
3	$a_{доп}$ = 0,392 мм; z_1 = 60; z_{10} = 1; $L_{фр}$ = 150 мм; $S_{o\,max}$ = 5 мм/об; $l_п$ = 50 мм	I	56	10	14	235
4		III	56	10	15,2	255
5	$a_{доп}$ = 0,392 мм; z_1 = 60; z_{10} = 1; $L_{фр}$ = 100 мм; $S_{o\,max}$ = 2 мм/об	I	56	8	27,8	466
6		III	56	8	31	519
7	$a_{доп}$ = 0,392 мм; z_1 = 60; z_{10} = 2; $L_{фр}$ = 100 мм; $S_{o\,max}$ = 5 мм/об	I	90	16	14	236
8		III	90	16	15,8	265
9	$a_{доп}$ = 0,392 мм; z_1 = 60; z_{10} = 1; $L_{фр}$ = 100 мм; $S_{o\,max}$ = 5 мм/об; $S_р = 0{,}5S_o$	I	56	10	11,8	197
10		III	56	10	16,6	278
11	$a_{доп}$ = 0,2 мм; z_1 = 60; z_{10} = 1; $L_{фр}$ = 100 мм; $S_{o\,max}$ = 5 мм/об	I	90	16	22,1	370
12		III	90	16	24,6	413
13	$a_{доп}$ = 0,392 мм; z_1 = 150; z_{10} = 1; $L_{фр}$ = 150 мм; $s_{o\,max}$ = 5 мм/об	I	56	8	34,6	609
14		III	56	8	40,2	674

вячной фрезы (R_{ao}, z_0), обеспечивающие минимальную себестоимость С и высокую производительность операции зубофрезерования.

Анализ данных табл. 3 позволяет сделать следующие выводы:

оптимальные параметры червячной фрезы оказались одинаковыми для обеих технологических схем, но по С и t_o схема I предпочтительнее (опыты 1...7);

применение периодической осевой перестановки фрезы, естественно, снизило значения С и t_o, но не изменило оптимальные параметры фрезы (опыты 3, 4);

ограничение по подаче S_o с 5 до 2 мм/об несколько снизило значение z_0 — с 10 до 8 (опыты 5, 6);

увеличение числа заходов фрезы привело к значительному увеличению оптимальных параметров: R_{ao} до 90 мм; z_0 до 16 (опыты 7, 8);

применение радиального врезания фрезы в заготовку по сравнению с осевым не привело к изменению R_{ao} и z_0, но снизило С и t_o, особенно при схеме I (опыты 9, 10);

ограничение по $a_{доп}$ (до 0,2 мм) приводит к необходимости увеличения R_{ao} до 90 мм и z_0 до 16, при этом увеличиваются С и t_o (опыты 11, 12);

при нарезании зубчатого колеса с z_1 = 150 число стружечных канавок у фрезы снизилось с 10 до 8 по сравнению с нарезанием колеса с z_1 = 60 (опыты 13, 14).

Предложенная методика оптимизации конструктивных элементов червячных модульных фрез пригодна для любого сочетания параметров зубофрезерования при наличии технических характеристик, аналогичных приведённым ранее, а также полученных для других инструментальных и обрабатываемых материалов.

Библиографические ссылки

1. **Ничков А.Г.** Основы комплексного исследования процесса зубофрезерования и оптимизации его конструктивных и технологических параметров в простых и комбинированных схемах нарезания зубчатых колес червячными фрезами: дис. ... д-ра техн. наук. Тула, 1991. 566 с.

2. **Овумян Г.Г., Адам Я.И.** Справочник зубореза. М.: Машиностроение, 1983. С. 223.

УДК 658.5

Е.Т. Нурушев
(Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения (ГУАП)),
Р.М. Хисматуллин
(авиаремонтный завод № 406),
Ж.А. Даев, д-р философии, канд. техн. наук, проф.
(Технопарк «Zerek» Актюбинского университета им. С. Баишева, Республика Казахстан)
sanshine-13@mail.ru

ПРОБЛЕМЫ И РЕШЕНИЕ ЗАДАЧ АВИАРЕМОНТНОГО ЗАВОДА В УСЛОВИЯХ НЕОПРЕДЕЛЁННОСТИ СОСТОЯНИЯ ОБЪЕКТОВ РЕМОНТА

Рассмотрено состояние авиационного предприятия в условиях перехода к эксплуатации ряда воздушных судов и оценке их надёжности по состоянию. Приведён анализ преимуществ и недостатков такого подхода к эксплуатации воздушных судов. Проведена оценка возможных рисков при такой эксплуатации авиационной техники на примере ситуации, возникшей на территории Республики Казахстан. Предложены пути решения данной проблемы путём разработки методики определения критических показателей авиационной техники как для предприятий, эксплуатирующих авиационную технику, так и для авиаремонтных предприятий.

Ключевые слова: авиационная техника; воздушное судно (ВС); эксплуатация ВС; состояние ВС; ремонт; надёжность; риск.

The state of the aviation enterprise under the conditions of the transition to the operation of a number of aircraft and the assessment of their reliability according to the state is considered. The analysis of advantages and disadvantages of this approach to aircraft operation is given. The possible risks evaluation of aviation equipment such operation was made on the example of a situation that arose on the territory of the Republic of Kazakhstan. The ways of solving this problem by developing a methodology for determining critical indicators of aviation equipment as for enterprises operating aviation equipment as for aircraft repair enterprises are offered.

Keywords: aircraft engineering; aircraft; aircraft operation; state of the aircraft; repairs; reliability; risk.

Введение. Безопасность полётов в авиации обеспечивается грамотной лётной и технической эксплуатацией авиационной техники (АТ) и организовывается в соответствии с правовыми документами [1—6], в которых предусмотрены различные стратегии её технического обслуживания и ремонта (ТОиР). Существующие системы ремонта воздушных судов (ВС) включают в себя систему капитальных ремонтов и регламентированных ремонтов, которые ранее были основными, а также ремонт по техническому состоянию и ремонт по уровню надёжности [7].

В связи со сменой экономической модели в постсоветских государствах, а также с учётом сложившейся мировой практики эксплуатирующие и авиаремонтные предприятия вынуждены переходить на новые принципы поддержания лётной годности ВС. Если ранее в основном использовался принцип эксплуатации по наработке часов, то в настоящее время актуальным является поддержание лётной годности ВС без капитальных ремонтов, по их состоянию. По вопросам технической эксплуатации и ремонта ВС по состоянию проводилось и проводится множество исследований как в России, так и в Республике Казахстан (РК) [8—11]. В связи с переходом отдельных стран СНГ к такому принципу обеспечения лётной годности могут возникнуть сложности, связанные с безопасностью эксплуатации АТ, условиями вывода в ремонт ВС и обусловленные недостаточным уровнем материально-технической базы многих частных владельцев ВС.

Цель настоящей статьи — рассмотрение вопросов перехода от традиционных систем поддержания лётной годности ВС: по наработке, контролю уровня надёжности и контролю параметров к системе ремонта, обслуживания и эксплуатации АТ по её состоянию.

Угрозы и риски при эксплуатации АТ на примере ситуации, сложившейся в Республике Казахстан. Переход на эксплуатацию по состоянию позволяет владельцу АТ (эксплуатанту) самому принимать решение о выводе ВС в ремонт. Но этим нарушается плановый подход к производственному процессу на авиаремонтном заводе (АРЗ). В этом случае АРЗ поставлен в такие условия, когда необходимо искать новые подходы к обеспечению эффективности и конкурентоспособности производства в условиях неопределённости.

С другой стороны, у такого подхода при должной организации могут быть и преимущества. Для современных ВС это может быть сокращение работ и выполнение только тех, которые связаны с определением технического состояния. Показатели для выбора стратегии обслуживания ВС приведены в табл. 1 [11]. Но существуют и опасные риски при реализации стратегии эксплуатации по состоянию. Главным из них является неопределённость состояния ВС как во время эксплуатации, так и при поступлении в ремонт при превышении межремонтного периода, установленного для ремонта по наработке. Последнее обстоятельство порождает множество вопросов как у владельцев ВС, так и у специалистов АРЗ.

Рассмотренная ситуация сложилась в Республике Казахстан в связи с приказом председателя Комитета гражданской авиации (ГА) Министерства транспорта и коммуникаций Республики Казахстан от 25 ноября 2013 г. № 261, где была определена дальнейшая эксплуатация самолётов типа Ан-2 по состоянию на основании сертификата типа, выданного уполномоченным органом в сфере гражданской авиации Республики Польша. Такое решение для авиаремонтного завода № 406, выполняющего капитальные ремонты по наработке часов самолётов типа Ан-2, обусловила серьёзные риски. Это привело к сложностям в организации деятельности АРЗ, изменении регламента, состояния и стратегии предприятия. В этих условиях предприятие было вынуждено корректировать прежние подходы к организации планирования процессов ремонта от закупки комплектующих элементов до управления персоналом, что могло отразиться и на качестве ремонта ВС этого типа.

Таблица 1

Эксплуатация ВС по различным стратегиям

Тип ВС	Количество обслуживаемых агрегатов на самолёте, %			
	Обслуживание по ресурсу	Обслуживание по состоянию	Обслуживание по контролю параметров	Обслуживание по контролю уровня надёжности
B-747	6	94	31	63
A-310	4	96	29	67

Таблица 2

Динамика ремонтов АТ на АРЗ № 406

Объект ремонта	2012 г.	2013 г.	2014 г.	2015 г.	2016 г.
Самолёт Ан-2	15	9	6(4)	6(4)	8(5)
Вертолёт Ми-2	3	4	6	1	1
Двигатель АШ-62ИР	26	25	28	24	22
Двигатель ГТД-350	63	70	54	44	38
Редуктор ВР-2	25	22	11	9	4

Примечание. Приведено число отремонтированных изделий без учёта АТ других государств. В скобках указано число отремонтированных самолётов других государств.

Статистические данные АРЗ № 406, приведённые в табл. 2, отражают тенденцию уменьшения объёмов поступающей в ремонт АТ. Последствия этого приводят к экономическому спаду предприятия, снижению качественных и количественных показателей.

Решение комитета ГА Республики Казахстан об эксплуатации ВС указного типа по состоянию порождает и другую проблему, которая связана с отсутствием единой методики оценки состояния ВС владельцем. В данных условиях с учётом типа ВС необходима определённая экспертная методика или система, рекомендующая вывод ВС в ремонт ранее критического состояния. Методика должна содержать пороговые значения параметров, превышение которых может привести к недопустимому снижению лётно-технических характеристик ВС и резкому повышению вероятности как появления неисправностей и отказов, так и других серьёзных инцидентов.

Произошедшие катастрофы и инциденты с ВС в Казахстане за последние годы делают актуальным решение данного вопроса. По данным ГА РК, по состоянию на 20 января 2015 г. в Казахстане эксплуатировалось 115 самолётов Ан-2 [12].

За период с середины 2013 г. по декабрь 2016 г. в Казахстане произошли три авиационные катастрофы (АК) и одно авиационное происшествие без человеческих жертв (АПБЧЖ). 28 декабря 2013 г. произошла катастрофа с самолётом Ан-2, принадлежавшим авиакомпании «Азия континенталь Авиалайнс». Самолёт разрушен, командир ВС погиб, второй пилот получил травмы. 15 июля 2013 г. произошло АПБЧЖ с самолётом Ан-2 авиакомпании «Астана Флоен Спур». Самолёт получил значительные повреждения, экипаж не пострадал [13]. В Жамбылской области 20 января 2015 г. произошло крушение самолёта Ан-2. На его борту находились семь человек, в том числе три члена экипажа. В результате падения самолёт разрушен, погибли

шесть человек, один получил травмы [14]. Общая наработка 42-летнего самолёта, принадлежавшего авиакомпании «Olimp Air», составляла 13 080 ч при назначенном ресурсе 20 000 ч. При аварийной посадке самолёта Ан-2, принадлежавшего ТОО «Тамшы-Булак», 26 июня 2016 г. в Балхашском районе Алматинской области, близ села Береке произошла авиационная катастрофа, самолёт разрушен, погиб пилот, техник получил ожоги [15]. Как указывалось, в условиях эксплуатации ВС по состоянию для его владельца имеет место неопределённость в установлении критического состояния самолёта в целях принятия решения по его отправке в ремонт. В этой ситуации перед АРЗ стоит другая задача — по выработке подхода к оценке достоверности контроля и диагностики, а также качеству ремонта ВС, эксплуатировавшегося в условиях неопределённости состояния и перелетавшего межремонтные сроки. Руководствуясь новыми требованиями к ремонту ВС, в соответствии с состоянием объекта ремонта, на АРЗ должны изменить существующие подходы к контролю и диагностированию, ремонту и испытаниям как отдельных узлов и агрегатов, так и ВС в целом.

Необходимость разработки новой методики оценки состояния ВС непосредственно связана с задачей повышения надёжности АТ на основе достоверности контроля и диагностики, новых подходов в определении законов распределения вероятности отказов как интегрированного показателя эффективности производственных процессов в условиях неопределённости. Последнее является актуальной задачей для исследования, что подтверждается в одном из направлений развития Республики Казахстан «Защита материалов от механических воздействий», а также пп. 15, 20 и 27 перечня критических технологий по отрасли машиностроения в Республике Казахстан [16].

Разработка новой методики оценки состояния ВС может быть связана с необходимостью учёта и анализа большого числа показателей, влияние которых будет не всегда однозначным для всех компаний, эксплуатирующих АТ. К примеру, одним из существенных факторов будет являться разница в природно-климатических условиях эксплуатации АТ на территории производителя (Республики Польша) и Республики Казахстан, имеющей разнообразные климатические зоны с разными видами факторов вредных воздействий на АТ. Например, по сравнению с Польшей, обладающей более мягким климатом с высокой влажностью [17], климат Казахстана характеризуется высокой амплитудой температур и их резкой сменой как по регионам, так и по сезонам и в течение суток, что может существенно отразиться при определении допусков и посадок для ответственных соединений и необходимой степени защиты подвижных исполнительных элементов, а незначительное количество осадков и наличие пыльных бурь скажется на скорости износа трущихся частей элементов силовой установки, фюзеляжа и покрытия несущих плоскостей. Это показывает, что методики либо экспертные системы оценки состояния АТ должны быть реализованы с учётом большого числа факторов, с большим диапазоном значений каждого показателя в целях принятия оптимальных решений по выводу АТ в ремонт.

Если для предприятий, эксплуатирующих АТ, актуальна методика оценки надёжности техники, то для АРЗ помимо такой методики необходима разработка специальной автоматизированной системы управления предприятием (АСУП), которая позволит успешно функционировать таким предприятиям в условиях неопределённости при реализации принципа ремонта АТ по состоянию. В основу такой АСУП должны быть положены алгоритмы, которые обеспечат своевременные закупки и доставку оборудования и запасных частей для ремонтируемой АТ с учётом основных видов неисправностей и зависимости от факторов, учтённых в методике оценки надёжности АТ и необходимости её отправки на ремонт, для эффективной организации процессов ремонта. На взгляд авторов, такое сочетание методики оценки надёжности АТ и АСУП позволит обеспечить организацию безопасной эксплуатации и своевременного эффективного ремонта АТ в условиях перехода на её эксплуатацию по состоянию.

Выводы. Переход от традиционной системы поддержания лётной годности к системе с использованием оценки состояния ВС при наличии существенных преимуществ приводит к появлению сложностей как для владельцев ВС, так и для АРЗ. При переходе на эксплуатацию АТ по состоянию необходимы методики, позволяющие оценить состояние ВС и таким образом снизить риск возникновения инцидентов в период эксплуатации. Такая методика может содержать различные факторы, влияющие на ВС, в том числе и климатические. Ключевым показателем должно быть установление количественной оценки качества ремонтных работ на основе оценки достоверности контроля, а также построение автоматизированной системы управления предприятием в условиях неопределённости состояния ВС.

ao118.indd 9 25.12.2017 11:01:08

Библиографические ссылки

1. **Руководство** по управлению безопасностью полетов. ИКАО. 2009. 293 с.
2. **Закон** Республики Казахстан от 15 июля 2010 г. № 339-IV ЗРК «Об использовании воздушного пространства Республики Казахстан и деятельности авиации».
3. **Постановление** Правительства Республики Казахстан от 18 января 2012 г. № 103 «Об утверждении Основных правил полетов в воздушном пространстве Республики Казахстан».
4. **Воздушный** Кодекс Российской Федерации (принят Государственной Думой 19 февраля 1997 г., одобрен Советом Федерации 5 марта 1997 г.).
5. **Указ** Президента Российской Федерации от 8 августа 1998 г. № 938 «О повышении безопасности полетов в Российской Федерации и мерах по совершенствованию деятельности в области авиации».
6. **Приказ** министра по инвестициям и развитию Республики Казахстан от 30 апреля 2015 г. № 551 «Об утверждении Правил технической эксплуатации и ремонта гражданских воздушных судов Республики Казахстан».
7. **Орлов К.Я., Пархимович В.А.** Ремонт самолётов и вертолётов. М.: Транспорт, 1986. 295 с.
8. **Ицкович А.А., Файнбург И.А.** Показатели эффективности процессов поддержания лётной годности воздушных судов // Научный вестник МГТУ ГА. 2012. № 178. С. 21—27.
9. **Дашков И.Д., Зубков Б.В.** Оценка соответствия функциональных систем воздушных судов требованиям норм летной годности // Научный вестник МГТУ ГА. 2014. № 205. С. 22—28.
10. **Кенжебаев К.Ж.** Пути повышения эффективности технического обслуживания и ремонта воздушных судов в современных условиях: дис. ... канд. тех. наук. Алматы, 2007. 157 с.
11. **Красько С.Е.** Обоснование оптимальных процедур обслуживания по состоянию систем воздушных судов гражданской авиации, подверженных в процессе эксплуатации случайным ударным нагрузкам и деградациям: дис. ... канд. техн. наук. М., 2003. 214 с.
12. **ТАСС.** Информационное агенство России [Электроный ресурс] / На расследование причин крушения Ан-2 на юге Казахстана может уйти до трех месяцев. Режим доступа: http://tass.ru/proisshestviya/1727961 (дата обращения: 28.06.2017).
13. **Международный** авиационный комитет [Электроный ресурс] / Состояние безопасности полетов в гражданской авиации государств — участников Соглашения о гражданской авиации и об использовании воздушного пространства в 2013 г. Режим доступа: http://www.mak-iac.org (дата обращения: 28.06.2017).
14. **РИА** новости [Электронный ресурс]/ КЧС: в катастрофе Ан-2 в Казахстане погибли шесть человек, один выжил. Режим доступа: https://ria.ru/world/20150120/1043434015.html (дата обращения: 28.06.2017).
15. **24 Хабар** [Электронный ресурс] / Ан-2 аварийно сел в Алматинской области, двое пострадавших. Режим доступа: http://24.kz/ru/news/incidents/item/126611-an-2-avarijno (дата обращения: 28.06.2017).
16. **Указ** Президента Республики Казахстан от 4 июня 2013 г. № 579 «Об утверждении Концепции инновационного развития Республики Казахстан до 2020 года».
17. **Туристический** портал [Электронный ресурс] / Польша-климат. Режим доступа http://svali.ru/climat/71 (дата обращения: 28.06.2017).

УДК 621.396.6.019.3

М.А. Шалумов, канд. техн. наук
(Владимирский филиал Российской академии
народного хозяйства и государственной службы при Президенте Российской Федерации)
ALS140965@mail.ru

ПРОБЛЕМЫ И ЗАДАЧИ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ ОЦЕНКИ ЭКСТРЕМАЛЬНЫХ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ РЕЖИМОВ РАБОТЫ ЭЛЕКТРОРАДИОИЗДЕЛИЙ

Рассмотрены вопросы автоматизации моделирования электрических процессов в радиотехнических устройствах и оценки экстремальных электрических режимов работы электрорадиоизделий.

Ключевые слова: радиотехническое устройство; моделирование; надёжность; экстремальные значения; электрический режим.

The questions of electric processes automation modeling in radio engineering devices and evaluation the extreme electrical working conditions for radio engineering device are considered.

Keywords: radio engineering device; modeling; reliability; extreme values; electric mode.

Важным резервом для роста эффективности народного хозяйства нашей страны на современном этапе является повышение качества всех видов продукции, особенно радиотехнических устройств (РТУ), развитие которых в значительной мере влияет на темпы науч-

но-технического прогресса. Одно из перспективных направлений решения этой проблемы состоит в обеспечении требуемой надёжности РТУ за счёт совершенствования элементной базы, прежде всего в направлении повышения её безотказности и долговечности.

Поскольку для большинства наиболее массовых типов комплектующих электрорадиоизделий (ЭРИ) возможности повышения надёжности за счёт совершенствования процессов их разработки и производства в основном исчерпаны, возрастают значимость и актуальность проблемы обеспечения надёжности ЭРИ в сфере их применения, в первую очередь, при разработке схемотехники РТУ.

Опыт работ по анализу причин отказов бортовых РТУ (БРТУ) военного назначения и комплектующих их ЭРИ показывает, что возможности обеспечения надёжности за счёт рационального выбора их электрических нагрузок используются разработчиками и изготовителями БРТУ явно недостаточно. Более того, при разработке и производстве БРТУ не только не реализуются «щадящие» режимы работы ЭРИ, но и допускаются многочисленные нарушения норм, установленных нормативно-технической документацией (НТД) на ЭРИ. Доля ЭРИ, используемых с такими недостатками, составляет в отдельных образцах обследованных БРТУ единицы и более процентов от общего числа применённых изделий. Это соответствует повышению вероятности отказа БРТУ в среднем в 5—7 раз.

Основное содержание проводимых разработчиками РТУ, а также службами надёжности заказчика работ по проверке правильности применения, анализу причин и поиску предпосылок отказов ЭРИ в РТУ заключается в отыскании наиболее «тяжёлых» (экстремальных) электрических режимов работы ЭРИ с учётом всех неблагоприятных факторов, способствующих возникновению таких режимов.

Для современных БРТУ, облик которых определяется аппаратурой в микроэлектронном исполнении (микроэлектронная аппаратура (МЭА)), характерен ряд причин, затрудняющих решение задачи отыскания экстремальных электрических режимов работы ЭРИ.

Во-первых, это рост сложности МЭА, оцениваемой, например, числом применённых ЭРИ (создаются аппаратура и микроэлектронные системы, содержащие сотни тысяч и более ЭРИ). В связи с этим усиливается необходимость учёта разброса и изменения параметров ЭРИ, влияющих не только на выходные параметры МЭА, но и на режимы работы ЭРИ. Широкое использование изделий микроэлектроники, бескорпусных полупроводниковых приборов (ПП), микросборок (МСБ), «залитых» конструкций и др., высокая плотность монтажа затрудняют доступ к ЭРИ и часто делают невозможными прямые инструментальные измерения режимов их работы.

Во-вторых, при определении экстремальных электрических режимов работы ЭРИ должно учитываться большое число факторов. Одним из основных факторов, осложняющих измерения электрических режимов ЭРИ, является влияние на результаты измерений датчиков (зондов) и соединительных кабелей средств измерения (СИ). В ряде случаев подключение датчиков и СИ к функционирующей схеме МЭА недопустимо искажает результаты измерений и даже приводит к отказам отдельных ЭРИ. Значительные сложности возникают при оценке электрических режимов ЭРИ при переходных процессах, и особенно при однократных сигналах. Применяемые на практике методы определения электрических режимов ЭРИ в схемах РТУ имеют свои преимущества и недостатки, определяющие возможность их использования для оценки электрических режимов ЭРИ в конкретных условиях.

В-третьих, после определения экстремальных режимов необходимо сделать вывод о том, соответствуют ли они допустимым. Таким образом, возникает еще одна задача — определение допустимого режима работы ЭРИ в схемах их применения. Трудность её решения обусловлена сложной зависимостью предельно допустимых значений одних параметров режима от других режимных и внешних параметров. Например, значение допустимого импульсного тока коллектора транзистора, работающего в импульсной схеме, зависит от напряжения коллектор—эмиттер (которое различно в каждый момент времени переходного процесса), длительности и скважности импульсов, температуры и других параметров.

В этих условиях первостепенное значение приобретает совершенствование расчётных и комбинированных (расчётно-экспериментальных) методов в направлении автоматизации оценки режимов работы ЭРИ в схемах МЭА: формализации процедур оценки и использования ЭВМ для их выполнения.

Вопросы параметрической идентификации используемых в расчётных методах мо-

ao118.indd 11 25.12.2017 11:01:08

делей ЭРИ, отражающих их основные функциональные характеристики, достаточно подробно проработаны в работах [1—3]. Однако в литературе практически полностью отсутствуют данные об исследованиях, касающихся моделирования ЭРИ с учётом такого их свойства, как способность надёжно работать только в определённых режимах, установленных в НТД. Недостаточно отработаны также инженерные методики моделирования и контроля в ходе вычислительных экспериментов на ЭВМ режимов работы ЭРИ в аналоговых, цифровых и аналого-цифровых электронных схемах, ориентированные на использование современного программного и технического обеспечения ЭВМ [4, 5].

Недостаточно исследован вопрос о рациональном соотношении инструментальных измерений и вычислительных экспериментов на ЭВМ при схемотехническом анализе правильности применения ЭРИ в МЭА. Это затрудняет использование потенциальных возможностей САПР и программ машинного анализа (ПМА) электронных схем для максимальной автоматизации процедур оценки электрических режимов ЭРИ.

С учётом специфики работ по проверке правильности применения и анализу причин отказов ЭРИ в современной МЭА военного назначения, отличительной особенностью которых является повышенная ответственность за результаты оценки правильности применения ЭРИ, возникает необходимость разработки метода автоматизированной оценки экстремальных электрических режимов ЭРИ, составляющими которого являются:

расчёт экстремальных значений параметров, характеризующих электрический режим ЭРИ с учётом всех неблагоприятных факторов, способствующих возникновению таких режимов;

расчёт предельно допустимых для ЭРИ значений параметров режима с учётом их зависимости от других режимных и внешних параметров;

сравнение экстремального режима ЭРИ в схеме применения с предельно допустимым режимом и выдача информации о степени их соответствия (правильности применения ЭРИ).

Существующие методы оценки электрических режимов ЭРИ в схемах МЭА всем комплексом перечисленных свойств не обладают.

Таким образом, разработка метода автоматизированной оценки экстремальных электрических режимов ЭРИ в схемах МЭА является актуальной, имеет теоретическое и практическое значение и заслуживает самостоятельного исследования.

Вместе с тем рассматриваемая проблема не может быть решена для всех ЭРИ сразу. Её решение, очевидно, следует искать в первую очередь применительно к наиболее массовым классам ЭРИ, отличающихся универсальностью применения, значительностью выполняемых функций, чувствительностью к электроперегрузкам, сложностью оценки режима работы. Наиболее характерным классом таких ЭРИ являются полупроводниковые приборы.

Цель проводимых исследований — снижение трудоёмкости и повышение точности оценки экстремальных электрических режимов ПП для обеспечения их надёжности в схемах МЭА за счёт введения этапа математического моделирования электронных схем на ЭВМ, детально учитывающего ограничения на допустимые электрические режимы ПП.

Достижение указанной цели предполагает решение следующих основных задач:

анализ характера и предпосылок возникновения нарушений электрических режимов работы ПП в схемах МЭА;

анализ существующих методов оценки электрических режимов ПП в схемах МЭА;

формализация процедур и формулировка задачи оценки электрических режимов ПП для её решения на ЭВМ;

разработка метода автоматизированной оценки электрических режимов ПП;

разработка моделей ПП для автоматизированной оценки режимов их работы;

разработка предложений по созданию специального программного обеспечения ЭВМ;

разработка методики идентификации моделей ПП;

разработка методики расчётно-экспериментальной оценки экстремальных электрических режимов ПП в схемах МЭА;

экспериментальная апробация разработанных метода и моделей при оценке электрических режимов ПП в схемах типовых узлов МЭА.

Состав и формы представления в НТД данных, требующихся для формирования моделей ПП, необходимо использовать для создания автоматизированных банков данных параметров и характеристик ПП (а также других ЭРИ), являющихся недостающим звеном информационного обеспечения разработчиков МЭА, контролирующих служб и эксплуатируемых ими автоматизированных систем, и исключить тем самым субъективные ошибки

ao118.indd 12 25.12.2017 11:01:08

интерпретации данных за счёт организации обмена данными на магнитных носителях.

Полученные результаты исследований использованы в автоматизированной системе обеспечения надёжности и качества аппаратуры (АСОНИКА) [6—8], в которой существует база данных (БД) ЭРИ и материалов, используемых в РТУ, содержащая геометрические, теплофизические, физико-механические, электрические и надёжностные параметры. Эта БД ЭРИ и материалов помимо прочих параметров содержит допустимые по НТД электрические параметры ЭРИ. Данные из БД ЭРИ и данные, полученные в результате расчётов, используются для формирования карт рабочих режимов (КРР) в АСОНИКА.

В комплект КРР на сборочную единицу РТУ низшей ступени, не имеющей в своем составе другой сборочной единицы (например, ячейку, типовой элемент замены и т.п.), входят титульный лист (форма 1а); содержание (форма 2а); карта оценки номенклатуры применённых ЭРИ и сведения о соответствии условий их эксплуатации и показателей надёжности требованиям НТД (форма 4); карты ЭРИ, применённые при механических воздействиях, не соответствующих требованиям НТД на них (форма 5); карты режимов работы ЭРИ, входящих в состав сборочной единицы (формы 6...87).

Комплект КРР в окончательном виде представляется разработчиком аппаратуры на стадии разработки рабочей документации (по результатам испытаний опытного образца). Возможно составление КРР на более ранних стадиях разработки аппаратуры с помощью проведения расчётов по схемам или по результатам инструментальных измерений на макетах с последующей их корректировкой (по результатам измерений в опытном образце).

КРР содержат как требования НТД на условия эксплуатации и режимы работы компонентов РТУ, так и данные о реальных условиях эксплуатации, электрических и температурных режимах работы компонентов РТУ в виде числовых значений. Карты рабочих режимов заполняются автоматизированно с помощью подсистемы АСОНИКА-Р. В ней содержатся все возможные формы КРР.

Карты рабочих режимов содержат две колонки: «По НТД» и «В схеме». Эти данные автоматически сравниваются. Если значения, содержащиеся в колонке «В схеме», превышают соответствующие данные, содержащиеся в колонке «По НТД», то они выделяются красным цветом.

Перечень ЭРИ, для которых нужно получить КРР, может быть введён как вручную пользователем, так и путем конвертирования из выходных файлов системы P-Cad, в редакторе ilp-файлов (IlpEditor), в Microsoft Excel и других системах, например АСОНИКА-ТМ.

Кроме того, конвертация перечней ЭРИ из любой системы может осуществляться в рамках интегрированной информационной среды предприятия (PDM-системы) через промежуточный текстовый файл (формат ilp). Возможен экспорт параметров ЭРИ в автоматизированную подсистему анализа показателей безотказности РТУ АСОНИКА-Б. Созданные в АСОНИКА-Р карты рабочих режимов сохраняются в формате Microsoft Word для последующей распечатки.

Библиографические ссылки

1. **Тумковский С.Р.** Идентификация параметров математических моделей элементов РЭС: дис. ... д-ра техн. наук. М., 2006. 251 с.

2. **Алексеев А.А., Кораблев Ю.А., Шестопалов М.Ю.** Идентификация и диагностика систем: учебник для вузов. М.: Изд. центр «Академия», 2009. 352 с.

3. **Методы** классической и современной теории автоматического управления. Статистическая динамика и идентификация систем автоматического управления / под ред. К.А. Пупкова и Н.Д. Егупова. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004. 646 с.

4. **Лаврентьев Б.Ф.** Схемотехника электронных средств. М.: Изд. центр «Академия», 2010. 308 с.

5. **Китаев Ю.В.** Основы цифровой техники. СПб., СПбГУ ИТМО, 2007. 87 с.

6. **Автоматизированная** система АСОНИКА для моделирования физических процессов в радиоэлектронных средствах с учётом внешних воздействий / А.С. Шалумов, Ю.Н. Кофанов, С.У. Увайсов, М.А. Шалумов и др.; под ред. А.С. Шалумова. М.: Радиотехника, 2013. 424 с.

7. **Автоматизированная** система АСОНИКА для проектирования высоконадежных радиоэлектронных средств на принципах CALS-технологий / А.С. Шалумов, Ю.Н. Кофанов, Н.В. Малютин и др.; под ред. Ю.Н. Кофанова, Н.В. Малютина, А.С. Шалумова. М.: Энергоатомиздат, 2007. 368 с.

8. **Шалумов М.А., Шалумов А.С.** Виртуальная среда проектирования РЭС на основе комплексного моделирования физических процессов. Владимир: Владимирский филиал РАНХиГС, 2016. 87 с.

ao118.indd 13 25.12.2017 11:01:08

УДК 621.518.52

Б.И. Шахтарин
(Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана),
В.В. Сизых, В.А. Шевцев
(Московский государственный университет информатики, радиотехники и электроники)
vshevtsev@inbox.ru

ИССЛЕДОВАНИЕ СТАТИСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ФАЗОВОЙ АВТОПОДСТРОЙКИ ЧАСТОТЫ ВТОРОГО ПОРЯДКА МЕТОДОМ ЧИСЛЕННОГО РЕШЕНИЯ УРАВНЕНИЯ ФПК

Предложена разностная схема численного решения явным сеточным методом уравнения Фоккера—Планка—Колмогорова для системы фазовой автоподстройки частоты второго порядка с нелинейным фильтром. Рассмотрен алгоритм аппроксимации спадающего участка плотности распределения вероятности времени до срыва слежения отрезком экспоненты. Проведено сравнение результатов расчётов с данными имитационного моделирования.

Ключевые слова: фазовая автоподстройка частоты; уравнение Фоккера—Планка—Колмогорова; срыв слежения; нелинейный фильтр.

A difference scheme for the numerical solution by the explicit grid method of the Fokker—Planck—Kolmogorov equation for a second order frequency phase automatic tuning with a nonlinear filter is proposed. An algorithm for approximating the decreasing portion of the time probability distribution density up to disruption of tracking by an exponential segment is considered. The comparison of the calculation results with the simulation modeling data is carried out.

Keywords: frequency phase automatic tuning; the Fokker—Planck—Kolmogorov equation; disruption of tracking; nonlinear filter.

Введение. Задача анализа статистических характеристик аналоговых систем фазовой автоподстройки частоты (ФАП) в настоящее время является классической задачей статистической радиотехники. Первые работы в этой области появились в конце 50-х — начале 60-х гг. прошлого века. Достаточно быстро были получены основные аналитические и численные результаты по исследованию влияния шумов на ФАП первого порядка.

С анализом стохастических ФАП второго и более высоких порядков дело обстоит гораздо сложнее. Исследование статистических характеристик ФАП второго порядка как нелинейной системы ведутся в двух направлениях. К первому направлению, в котором сосредоточено наибольшее число работ, следует отнести процедуры исследования ФАП на основе приближённых аналитических методов [1—4]. Ко второму направлению можно отнести работы, посвящённые анализу статистических характеристик ФАП с использованием численных методов решения уравнения Фоккера—Планка—Колмогорова (ФПК) [5—10].

Одними из наиболее важных статистических характеристик ФАП являются характеристики времени до срыва слежения, так как при наличии таких срывов возникают аномальные фазовые ошибки. Анализ срывов слежения в ФАП второго порядка на основе численного решения уравнения ФПК ранее проводился в работах [7—10], в которых предложены проекционный метод с базисом из функций Хартли и многочленов Эрмита и метод суммарной аппроксимации. В работе [11] было показано, что наличие нелинейного фильтра в цепи обратной связи ФАП позволяет существенно улучшить характеристики среднего времени до срыва слежения.

В данной статье предложена разностная схема численного решения уравнения ФПК для ФАП второго порядка и ФАП с нелинейным фильтром явным сеточным методом. Также рассмотрен алгоритм аппроксимации спадающего участка плотности распределения вероятности (ПРВ) времени до срыва слежения отрезком экспоненты, что значительно увеличивает эффективность полученного численного мето-

да. Проведено сравнение результатов расчётов с данными имитационного моделирования.

Исследование ФАП с интегрирующим фильтром и нелинейным фильтром в цепи обратной связи. Рассмотрим применение явного сеточного численного метода решения уравнения ФПК для анализа срыва слежения ФАП с интегрирующим фильтром (ИФ) и нелинейным фильтром (НФ) в цепи обратной связи. Математическая модель ФАП описывается системой стохастических дифференциальных уравнений вида [7]

$$\begin{aligned} dy &= -\alpha_0^2\left[y + (\sin x - \beta)\right]dt + \alpha_0^2\sqrt{\frac{2}{r}}d\omega_t; \\ dx &= \left[\beta - f(\beta - y)\right]dt, \end{aligned} \qquad (1)$$

где x и y — расстойка по фазе и частоте между сигналом и управляемым генератором; α_0^2 — величина, обратная постоянной времени фильтра; β — начальная расстройка по частоте генератора и сигнала; r — отношение сигнал/шум линеаризованной системы; ω_t — стандартный винеровский случайный процесс; $f(x)$ — характеристика НФ в цепи обратной связи.

В дальнейшем в ходе исследования были рассмотрены четыре НФ со следующими характеристиками [11]:

$$f_A(x) = \begin{cases} x, -\eta \leqslant x \leqslant \eta; \\ \eta, \quad \eta < x; \\ -\eta, -\eta > x; \end{cases}$$

$$f_C(x) = \begin{cases} x, -\dfrac{\eta}{2} \leqslant x \leqslant \dfrac{\eta}{2}; \\ -x + \eta, \dfrac{\eta}{2} < x \leqslant \eta; \\ -x - \eta, -\eta \leqslant x < -\dfrac{\eta}{2}; \\ 0, \eta < x; \\ 0, x < -\eta; \end{cases}$$

$$f_B(x) = \begin{cases} x, -\eta \leqslant x \leqslant \eta; \\ 0, \quad \eta < x; \\ 0, -\eta > x; \end{cases}$$

$$f_D(x) = \begin{cases} x, -\dfrac{\eta}{2} \leqslant x \leqslant \dfrac{\eta}{2}; \\ -\dfrac{1}{2}x + \dfrac{3}{4}\eta, \dfrac{\eta}{2} < x \leqslant \eta; \\ -\dfrac{1}{2}x - \dfrac{3}{4}\eta, -\eta \leqslant x < -\dfrac{\eta}{2}; \\ \dfrac{1}{4}\eta, \eta < x; \\ -\dfrac{1}{4}\eta, x < -\eta. \end{cases}$$

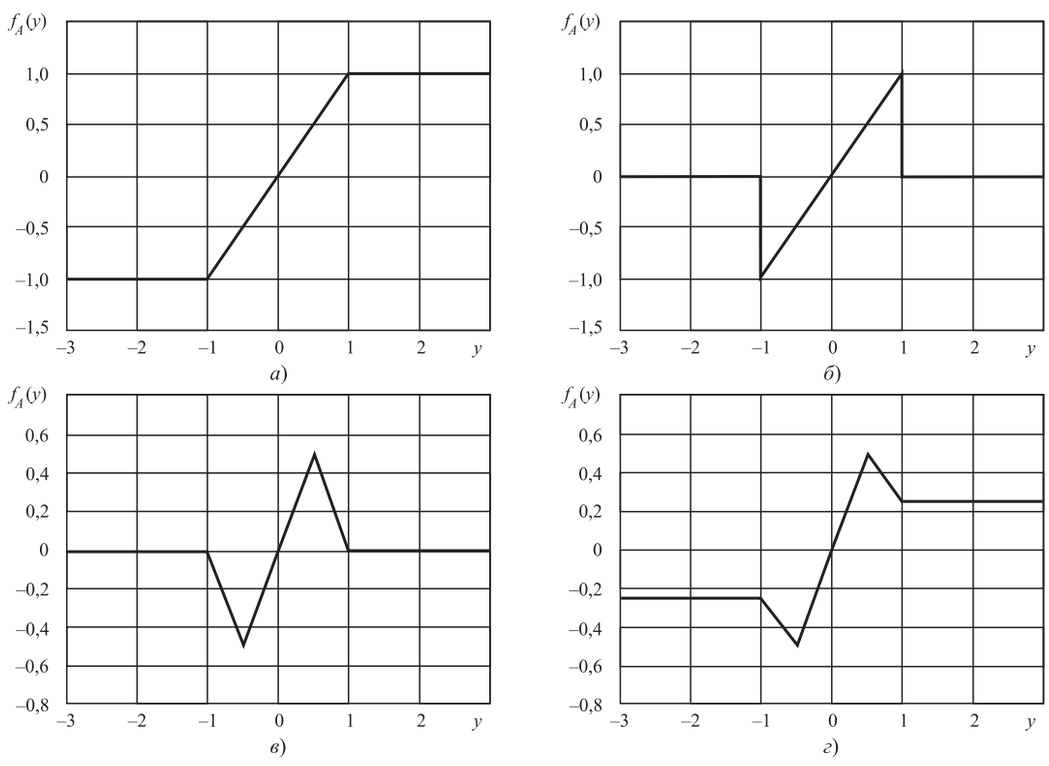


Рис. 1. Характеристики нелинейных фильтров в петле обратной связи:
а — $f_A(y)$; *б* — $f_B(y)$; *в* — $f_C(y)$; *г* — $f_D(y)$

Заметим, что нелинейный фильтр $f_A(x)$ представляет собой обычный ограничитель. На рис. 1 представлены характеристики нелинейных фильтров при $\eta = 1$, где y — сигнал на входе НФ, а $f(x)$ — сигнал на выходе.

Системе уравнений (1) соответствует уравнение ФПК [7]

$$\frac{\partial W}{\partial t} = \alpha_0^2 \frac{\partial}{\partial y}[y + \sin x - \beta]W - \\ -[\beta - f(\beta - y)]\frac{\partial}{\partial x}W + \frac{\alpha_0^4}{r}\frac{\partial^2}{\partial y^2}W, \quad (2)$$

где $W = W_{xy}(x, y, t)$ — совместная плотность распределения вероятности случайных процессов $x(t)$ и $y(t)$.

Для уравнения (2) с частными производными ставится краевая задача со следующими граничными и начальными условиями. Под срывом слежения будем понимать достижение случайным процессом $x(t)$ границы $\pm s$, где в качестве s обычно принимаются значения $\pm 2\pi$ или $\pm\pi$, однако можно рассматривать и другие значения границы. На случайный процесс $y(t)$ не будем накладывать никаких ограничений. Тогда для уравнения (2) краевые условия по переменной x из-за наличия регулярной границы имеют вид $W_{XY}(\pi, y, t|y \leqslant 0) = W_{XY}(-\pi, y, t|y \geqslant 0) = 0$, по переменной y принимаем естественные граничные условия

$$\lim_{|y|\to\infty} W_{xy}(x, y, t) = 0.$$

Помимо этого зададим начальное условие $W_{xy}(x, y, 0) = W_{xy}^0(x, y)$. В качестве функции $W_{xy}^0(x, y)$ часто берётся $\delta(x)\delta(y)$, где $\delta(x)$ — дельта-функция. В этом случае все рассматриваемые траектории начинаются из точки, соответствующей точке равновесия детерминированной системы при нулевой начальной расстройке по частоте.

Построим разностную схему численного решения уравнения (2) явным сеточным методом с заданными выше граничными и начальными условиями. В сеточном методе область Ω, в которой необходимо найти решение уравнения, разбивается прямыми, параллельными осям $t = t_k$, $y = y_j$ и $x = x_i$, на области, представляющие собой прямоугольные параллелепипеды, где $t_k = t_0 + k\Delta t$; $k = \overline{1,h}$; $x_i = x_0 + i\Delta x$; $i = \overline{1,n}$; $y_j = y_0 + j\Delta y$; $j = \overline{1,m}$. То есть задаётся трёхмерная сетка $\Omega_{\Delta x\Delta y}^{\Delta t}$ с шагами сетки Δt, Δx и Δy по оси t, x и y соответственно.

Далее заменим производные в уравнении (2) конечными разностями, записанными в узлах сетки:

$$\frac{\partial W_{ij}^t}{\partial t} \approx \frac{W_{ij}^{t+\Delta t} - W_{ij}^t}{\Delta t};$$

$$\frac{\partial}{\partial y}[y_j + \sin x_i - \beta]W_{ij}^t = \\ = \frac{[y_{j+1} + \sin x_i - \beta]W_{ij+1}^t - [y_{j-1} + \sin x_i - \beta]W_{ij-1}^t}{2\Delta y};$$

$$\frac{\partial^2}{\partial y^2}W_{ij}^t = \frac{W_{ij+1}^t - 2W_{ij}^t + W_{ij-1}^t}{\Delta y^2},$$

где $W_{ij}^t = W_{xy}(x_i, y_j, t)$.

Для обеспечения устойчивости метода необходимо частную производную $\partial W_{ij}^t/\partial x$ при $[\beta - f(\beta - y_j)] \geqslant 0$ представить в виде правой конечной разности

$$\frac{\partial W_{ij}^t}{\partial x} = \frac{W_{ij}^t - W_{i-1j}^t}{\Delta x},$$

а при $[\beta - f(\beta - y_j)] < 0$ — в виде левой конечной разности

$$\frac{\partial W_{ij}^t}{\partial x} = \frac{W_{i+1j}^t - W_{ij}^t}{\Delta x}.$$

Подставляя полученные ранее конечные разности в уравнение (2), получим при $[\beta - f(\beta - y_j)] \geqslant 0$

$$\frac{W_{ij}^{t+\Delta t} - W_{ij}^t}{\Delta t} = \\ = \alpha_0^2 \frac{[y_{j+1} + \sin x_i - \beta]W_{ij+1}^t - [y_{j-1} + \sin x_i - \beta]W_{ij-1}^t}{2\Delta y} - \\ -[\beta - f(\beta - y_j)]\frac{W_{ij}^t - W_{i-1j}^t}{\Delta x} + \frac{\alpha_0^4}{r}\frac{W_{ij+1}^t - 2W_{ij}^t + W_{ij-1}^t}{\Delta y^2},$$

при $[\beta - f(\beta - y_j)] < 0$

$$\frac{W_{ij}^{t+\Delta t} - W_{ij}^t}{\Delta t} = \\ = \alpha_0^2 \frac{[y_{j+1} + \sin x_i - \beta]W_{ij+1}^t - [y_{j-1} + \sin x_i - \beta]W_{ij-1}^t}{2\Delta y} - \\ -[\beta - f(\beta - y_j)]\frac{W_{i+1j}^t - W_{ij}^t}{\Delta x} + \frac{\alpha_0^4}{r}\frac{W_{ij+1}^t - 2W_{ij}^t + W_{ij-1}^t}{\Delta y^2}.$$

После несложных преобразований полученных уравнений находим разностную схему

численного решения уравнения (2) явным сеточным методом:

$$W_{ij}^{t+\Delta t} = P_1 W_{ij}^t + P_2 W_{ij+1}^t + P_3 W_{ij-1}^t + \\ + P_4 W_{i+1\,j}^t + P_5 W_{i-1\,j}^t, \quad (3)$$

где

$$P_1 = \begin{cases} 1 - \dfrac{\Delta t}{\Delta x}[\beta - f(\beta - y_j)] - \dfrac{2\alpha_0^4 \Delta t}{r\Delta y^2} \text{ при } [\beta - f(\beta - y_j)] \geqslant 0; \\ 1 + \dfrac{\Delta t}{\Delta x}[\beta - f(\beta - y_j)] - \dfrac{2\alpha_0^4 \Delta t}{r\Delta y^2} \text{ при } [\beta - f(\beta - y_j)] < 0; \end{cases}$$

$$P_2 = \frac{\alpha_0^2 \Delta t}{\Delta y}\left[\frac{\alpha_0^2}{r\Delta y} + \frac{1}{2}(y_{j+1} + \sin x_i - \beta)\right];$$

$$P_3 = \frac{\alpha_0^2 \Delta t}{\Delta y}\left[\frac{\alpha_0^2}{r\Delta y} - \frac{1}{2}(y_{j-1} + \sin x_i - \beta)\right];$$

$$P_4 = \begin{cases} 0 \text{ при } [\beta - f(\beta - y_j)] \geqslant 0; \\ -[\beta - f(\beta - y_j)]\dfrac{\Delta t}{\Delta x} \text{ при } [\beta - f(\beta - y_j)] < 0; \end{cases}$$

$$P_5 = \begin{cases} [\beta - f(\beta - y_j)]\dfrac{\Delta t}{\Delta x} \text{ при } [\beta - f(\beta - y_j)] \geqslant 0; \\ 0 \text{ при } [\beta - f(\beta - y_j)] < 0. \end{cases}$$

В случае $f(x) = x$ из системы (1) получим систему стохастических дифференциальных уравнений, описывающую работы классической ФАП с ИФ:

$$dy = -\alpha_0^2[y + (\sin x - \beta)]dt + \alpha_0^2\sqrt{\frac{2}{r}}d\omega_t; \quad (4)$$
$$dx = ydt.$$

Уравнение ФПК для данной системы будет иметь вид

$$\frac{\partial W}{\partial t} = \alpha_0^2 \frac{\partial}{\partial y}[y + \sin x - \beta]W - \\ - y\frac{\partial}{\partial x}W + \frac{\alpha_0^4}{r}\frac{\partial^2}{\partial y^2}W. \quad (5)$$

Повторяя рассуждения, приведённые ранее для ФАП с НФ в цепи обратной связи, получим разностную схему численного решения уравнения (5) явным сеточным методом. Разностная схема также будет иметь вид (3), но с другими коэффициентами:

$$P_1 = \begin{cases} 1 - \dfrac{\Delta t}{\Delta x}y_j - \dfrac{2\alpha_0^4 \Delta t}{r\Delta y^2} \text{ при } y_j \geqslant 0; \\ 1 + \dfrac{\Delta t}{\Delta x}y_j - \dfrac{2\alpha_0^4 \Delta t}{r\Delta y^2} \text{ при } y_j < 0; \end{cases}$$

$$P_2 = \frac{\alpha_0^2 \Delta t}{\Delta y}\left[\frac{\alpha_0^2}{r\Delta y} + \frac{1}{2}(y_{j+1} + \sin x_i - \beta)\right];$$

$$P_3 = \frac{\alpha_0^2 \Delta t}{\Delta y}\left[\frac{\alpha_0^2}{r\Delta y} - \frac{1}{2}(y_{j-1} + \sin x_i - \beta)\right];$$

$$P_4 = \begin{cases} 0 \text{ при } y_j \geqslant 0; \\ -y_j \dfrac{\Delta t}{\Delta x} \text{ при } y_j < 0; \end{cases}$$

$$P_5 = \begin{cases} y_j \dfrac{\Delta t}{\Delta x} \text{ при } y_j \geqslant 0; \\ 0 \text{ при } y_j < 0. \end{cases}$$

Исследование ФАП с пропорционально-интегрирующим фильтром и вырожденным пропорционально-интегрирующим фильтром. Теперь рассмотрим систему ФАП с пропорционально-интегрирующим фильтром (ПИФ). Математическая модель ФАП с ПИФ описывается системой стохастических дифференциальных уравнений вида [7]

$$dy = -\alpha_0^2\left[y + (1-a)(\sin x - \beta)\right]dt + \\ + \sqrt{\frac{2}{r}}\alpha_0^2(1-a)d\omega_t; \quad (6)$$
$$dx = y - a(\sin x - \beta)dt + \sqrt{\frac{2}{r}}ad\omega_t,$$

где a — коэффициент пропорциональности между постоянными времени фильтра.

Системе уравнений (6) соответствует уравнение ФПК

$$\frac{\partial W}{\partial t} = \alpha_0^2 \frac{\partial}{\partial y}[y + (1-a)(\sin x - \beta)]W - \\ - \frac{\partial}{\partial x}[y - a(\sin x - \beta)]W + \frac{\alpha_0^4(1-a)^2}{r}\frac{\partial^2}{\partial y^2}W + \quad (7) \\ + \frac{a^2}{r}\frac{\partial^2}{\partial x^2}W + \frac{2\alpha_0^2(1-a)a}{r}\frac{\partial^2}{\partial x \partial y}W.$$

Начальные и граничные условия по переменной y совпадают с рассмотренными ранее условиями для ФАП с ИФ и НФ. Граничные условия по переменной x имеют вид $W_{XY}(\pm\pi, y, t) = 0$. Рассуждая так же, как и в предыдущем подразделе, можно получить разностную схему численного решения уравнения (7) явным сеточным методом. Однако, чтобы получить удовлетворительную точность при решении уравнения (7) данным методом,

необходимо брать шаги сетки Δx и Δy очень малыми, что ведёт к существенному увеличению требуемого для вычислений машинного времени.

Чтобы преодолеть данный недостаток метода, поступим следующим образом. Произведём замену переменных

$$z = \frac{a}{\alpha_0^2(1-a)}y - x.$$

Тогда система уравнений (6) примет вид

$$\begin{aligned} dx &= \left[\frac{\alpha_0^2(1-a)}{a}(z+x) - a(\sin x - \beta)\right]dt + \\ &+ \sqrt{\frac{2}{r}}a d\omega_t; \\ dz &= -\frac{\alpha_0^2}{a}(z+x)dt. \end{aligned} \tag{8}$$

Системе уравнений (8) в этом случае будет соответствовать уравнение ФПК

$$\begin{aligned} \frac{\partial W}{\partial t} &= -\frac{\partial}{\partial x}\left[\frac{\alpha_0^2(1-a)}{a}(z+x) - a(\sin x - \beta)\right]W + \\ &+ \frac{\alpha_0^2}{a}\frac{\partial}{\partial x}(z+x)W + \frac{a^2}{r}\frac{\partial^2}{\partial x^2}W. \end{aligned} \tag{9}$$

Возьмём граничные и начальные условия такими же, как и для ФАП с НФ, и заменим производные в уравнении (9) конечными разностями, записанными в узлах сетки:

$$\frac{\partial W_{ij}^t}{\partial t} \approx \frac{W_{ij}^{t+\Delta t} - W_{ij}^t}{\Delta t};$$

$$\begin{aligned} &\frac{\partial}{\partial x}\left[\frac{\alpha_0^2(1-a)}{a}(z_j + x_i) - a(\sin x - \beta)\right]W_{ij}^t = \\ &= \frac{\left[\frac{\alpha_0^2(1-a)}{a}(z_j + x_{i+1}) - a(\sin x_{i+1} - \beta)\right]W_{i+1j}^t}{2\Delta x} - \\ &- \frac{\left[\frac{\alpha_0^2(1-a)}{a}(z_j + x_{i-1}) - a(\sin x_{i-1} - \beta)\right]W_{i-1j}^t}{2\Delta y}; \end{aligned}$$

$$\frac{\partial^2}{\partial y^2}W_{ij}^t = \frac{W_{i+1j}^t - 2W_{ij}^t + W_{i-1j}^t}{\Delta x^2},$$

где $W_{ij}^t = W_{xz}(x_i, z_j, t)$.

Опять же для обеспечения устойчивости метода заменим частную производную $\partial(z_j + x_i)W_{ij}^t/\partial z$ при $z_j + x_i \geqslant 0$ левой конечной разностью

$$\frac{\partial}{\partial z}(z_j + x_i)W_{ij}^t = \frac{(z_{j+1} + x_i)W_{ij+1}^t - (z_j + x_i)W_{ij}^t}{\Delta z},$$

а при $z_j + x_i < 0$ правой конечной разностью

$$\frac{\partial}{\partial z}(z_j + x_i)W_{ij}^t = \frac{(z_j + x_i)W_{ij}^t - (z_{j-1} + x_i)W_{ij-1}^t}{\Delta z}.$$

После подстановки конечных разностей в уравнение (9) и некоторых преобразований получаем, что разностная схема явного сеточного метода для ФАП с ПИФ будет также иметь вид (3):

$$\begin{aligned} W_{ij}^{t+\Delta t} &= P_1 W_{ij}^t + P_2 W_{ij+1}^t + \\ &+ P_3 W_{ij-1}^t + P_4 W_{i+1\,j}^t + P_5 W_{i-1\,j}^t, \end{aligned}$$

где

$$P_1 = \begin{cases} 1 - \dfrac{\alpha_0^2(z_j + x_i)\Delta t}{a\Delta z} - \dfrac{2a^2\Delta t}{r\Delta x^2} \text{ при } z_j + x_i \geqslant 0; \\ 1 + \dfrac{\alpha_0^2(z_j + x_i)\Delta t}{a\Delta z} - \dfrac{2a^2\Delta t}{r\Delta x^2} \text{ при } z_j + x_i < 0; \end{cases}$$

$$P_2 = \begin{cases} \dfrac{\alpha_0^2\Delta t}{a\Delta z}\left(z_{j+1} + x_i\right) \text{ при } z_j + x_i \geqslant 0; \\ 0 \text{ при } z_j + x_i < 0; \end{cases}$$

$$P_3 = \begin{cases} 0 \text{ при } z_j + x_i \geqslant 0; \\ -\dfrac{\alpha_0^2\Delta t}{a\Delta z}(z_{j-1} + x_i) \text{ при } z_j + x_i < 0; \end{cases}$$

$$P_4 = \frac{a\Delta t}{\Delta x}\left[\frac{a}{r\Delta x} + \frac{1}{2}(\sin x_{i+1} - \beta) - \frac{\alpha_0^2(1-a)}{2a^2}(z_j + x_{i+1})\right];$$

$$P_5 = \frac{a\Delta t}{\Delta x}\left[\frac{a}{r\Delta x} - \frac{1}{2}(\sin x_{i-1} - \beta) + \frac{\alpha_0^2(1-a)}{2a^2}(z_j + x_{i-1})\right].$$

Наконец рассмотрим применение явного сеточного численного метода решения уравнения ФПК для анализа срыва слежения ФАП с вырожденным пропорционально-интегрирующим фильтром. Математическая модель ФАП в этом случае описывается системой стохастических дифференциальных уравнений вида [7]:

$$\begin{aligned} dy &= -\alpha_0^2(\sin x - \beta)dt + \sqrt{\frac{2}{r}}\alpha_0^2 d\omega_t; \\ dx &= [y - a(\sin x - \beta)]dt + \sqrt{\frac{2}{r}}a d\omega_t. \end{aligned} \tag{10}$$

Будем действовать так же, как и в случае ФАП с ПИФ. Произведём замену переменных

$$z = \frac{a}{\alpha_0^2} y - x.$$

Тогда система уравнений (10) примет вид

$$\begin{aligned} dx &= \left[\frac{\alpha_0^2}{a}(z + x) - a(\sin x - \beta) \right] dt + \sqrt{\frac{2}{r}} a d\omega_t; \\ dz &= -\frac{\alpha_0^2}{a}(z + x) dt. \end{aligned} \qquad (11)$$

Как видим, система (11) отличается от системы уравнений (8) только множителем в первом слагаемом первого уравнения. Разностная схема явного сеточного метода для ФАП с вырожденным пропорционально-интегрирующим фильтром совпадает с разностной схемой для ФАП с ПИФ, за исключением коэффициентов

$$P_4 = \frac{a\Delta t}{\Delta x}\left[\frac{a}{r\Delta x} + \frac{1}{2}(\sin x_{i+1} - \beta) - \frac{\alpha_0^2}{2a^2}(z_j + x_{i+1}) \right];$$

$$P_5 = \frac{a\Delta t}{\Delta x}\left[\frac{a}{r\Delta x} - \frac{1}{2}(\sin x_{i-1} - \beta) + \frac{\alpha_0^2}{2a^2}(z_j + x_{i-1}) \right].$$

Способ увеличения эффективности расчёта среднего времени до срыва слежения. Будем считать, что срыв слежения происходит при достижении случайным процессом $x(t)$ границы $\pm\pi$.

Обозначим через T случайную величину, равную времени до срыва слежения, а через Y — случайную величину, равную расстройке по частоте в момент срыва слежения, т. е. в момент достижения границы $\pm\pi$. Полученные численные методы позволяют получить совместную плотность распределения $W_{YT}(y, t)$ случайных величин T и Y, а также маргинальные плотности $W_T(t)$ и $W_Y(y)$. Также можно найти вероятность срыва слежения за время t_0, вычислив значение интеграла

$$P(t_0) = \int_0^{t_0} W_T(t) dt.$$

Если вести расчёт до достижения достаточно больших значений вероятности срыва слежения (а это необходимо, по крайней мере, для вычисления среднего времени до срыва слежения), то затрачивается довольно много машинного времени. Эффективность расчётов можно существенно увеличить, если воспользоваться следующим приёмом.

В работе [2] показано, что после достижения своего максимального значения ПРВ $W_T(t)$ начинает уменьшаться, причём спад близок к экспоненциальному. Поэтому будем проводить расчёт с помощью численных методов до момента времени T_m, когда плотность $W_T(t)$ достигает максимума. В этом случае значение T_m соответствует наиболее вероятному времени до срыва слежения. Оставшуюся часть ПРВ заменим экспонентой вида

$$W_T(t) = ae^{-bt},$$

где a и b — константы, $t \geqslant T_m$.

Введём обозначения $W_m = W_T(T_m)$ — максимальное значение ПРВ $W_T(t)$, $P_m = P(T_m)$ — вероятность срыва слежения за время T_m. Обозначим также

$$S(T_m) = \int_0^{T_m} t W_T(t) dt.$$

На рис. 2 представлен пример ПРВ времени до срыва слежения с иллюстрацией введённых ранее обозначений. Значения постоянных a и b можно вычислить, исходя из следующих условий:

$$\int_{T_m}^{+\infty} ae^{-bt} dt = \frac{a}{b} e^{-bT_m} = 1 - P_m;$$

$$ae^{-bT_m} = W_m.$$

Отсюда сразу находим, что

$$b = \frac{W_m}{1 - P_m}; \; a = W_m e^{\frac{W_m T_m}{1 - P_m}}.$$

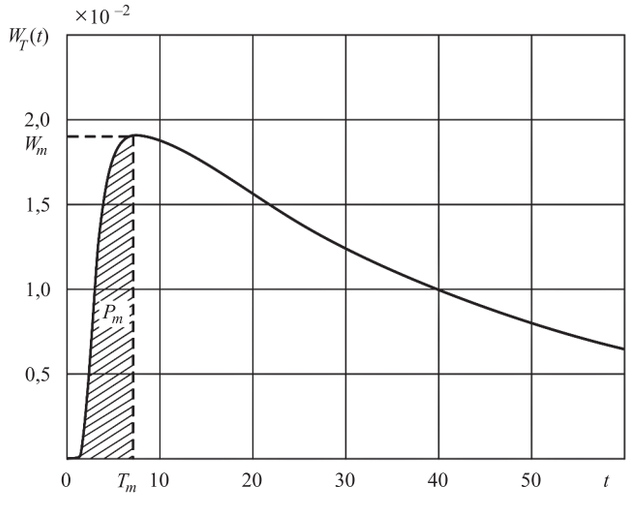


Рис. 2. Пример ПРВ времени до срыва слежения ФАП с ИФ

В итоге при $t \geqslant T_m$ получаем

$$W_T(t) = W_m e^{-\frac{W_m}{1-P_m}(t-T_m)}. \qquad (11)$$

Тогда можем вычислить среднее время до срыва слежения следующим образом:

$$T_c = \int_0^{+\infty} t W_T(t)dt = \int_0^{T_m} t W_T(t)dt + \int_{T_m}^{+\infty} t W_T(t)dt.$$

Вычисляя интеграл во втором слагаемом с учётом выражения (11), получим

$$\int_{T_m}^{+\infty} t W_T(t)dt = T_m(1-P_m) + \frac{(1-P_m)^2}{W_m}.$$

Тогда получаем окончательное выражение для среднего времени до срыва слежения

$$T_c = S(T_m) + (1-P_m)\left[T_m + \frac{(1-P_m)}{W_m}\right]. \qquad (12)$$

Уравнение (12) совпадает по структуре с уравнением для среднего времени до срыва слежения, полученным в работе [10]:

$$T_c = T(t_0) + (1-Q_0)\left[t_0 - \frac{1}{\lambda_0}\right],$$

где t_0 — время переходных процессов по ПРВ вектора состояний системы при анализе уравнений ФПК; $Q(t)$ — вероятность срыва слежения за время t; $Q_0 = Q(t_0)$; λ_0 — младшее собственное значение оператора ФПК; $T(t_0) = \int_0^{t_0} t \frac{\partial Q(t)}{\partial t} dt$.

Результаты расчётов показывают, что первое слагаемое (12) является малым по сравнению со вторым и им можно пренебречь, т. е.

$$T_c = (1-P_m)\left[T_m + \frac{(1-P_m)}{W_m}\right]. \qquad (13)$$

Интересно отметить, что при увеличении отношения сигнал/шум r, спад плотности $W_T(t)$ происходит медленнее, и так как площадь под графиком ПРВ остаётся равной единице, то величина P_m уменьшается, и значение $1 - P_m$ стремится к единице. Также при больших значениях r значение наиболее вероятного времени до срыва слежения T_m становится пренебрежимо малым по сравнению со вторым слагаемым в квадратных скобках $1/W_m$. Таким образом, при больших значениях r выражения для ПРВ $W_T(t)$ при $t \geqslant T_m$ и среднего времени до срыва слежения упростятся:

$$W_T(t) = W_m e^{-W_m t}; \; T_c = \frac{1}{W_m}.$$

Получили, что при больших значениях r случайная величина, равная времени до срыва слежения, имеет показательное распределение. Потоком событий называется последовательность однородных событий, в нашем случае срывов слежения, следующих одно за другим в случайные моменты времени. Известно, что если время между двумя событиям потока имеет показательное распределение, то поток событий является пуассоновским. Таким образом, при больших значениях r появление срывов слежения является пуассоновским потоком событий.

Результаты расчётов. Как уже отмечалось, полученные численные методы позволяют получить совместную плотность распределения $W_{YT}(y, t)$ случайных величин T и Y и маргинальные плотности $W_T(t)$ и $W_Y(y)$.

На рис. 3 и 4 представлена совместная ПРВ $W_{YT}(y, t)$ для ФАП с интегрирующим филь-

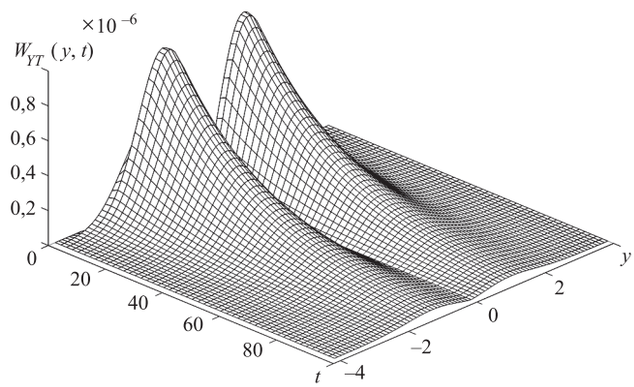


Рис. 3. Совместная ПРВ $W_{YT}(y, t)$ для ФАП с ИФ при $\alpha_0^2 = 1$, $r = 1$ и $\beta = 0$

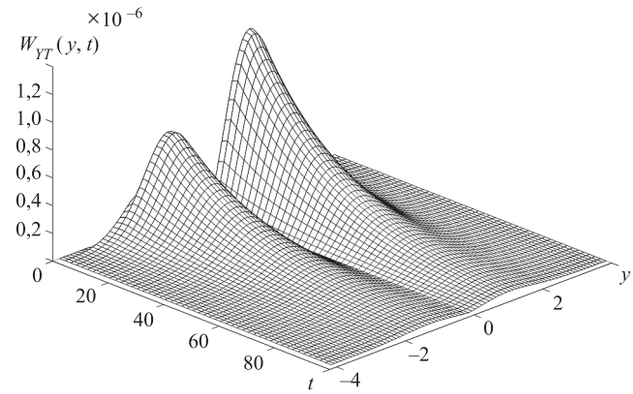


Рис. 4. Совместная ПРВ $W_{YT}(y, t)$ для ФАП с ИФ при $\alpha_0^2 = 1$, $r = 1$ и $\beta = 0{,}1$

тром при $\alpha_0^2 = 1$ и $r = 1$. Для рис. 3 $\beta = 0$, а для рис. 4 $\beta = 0{,}1$.

Далее сравним результаты вычисления ПРВ времени до срыва слежения $W_T(t)$ для ФАП с ИФ и НФ с помощью разностной схемы (3) с данными, полученными с помощью имитационного моделирования системы уравнений (1) и (4). Расчёты показывают прекрасное совпадение результатов. На рис. 5—8 представлены ПРВ $W_T(t)$ при различных параметрах ФАП с ИФ. Для рис. 5 и 6 расчёты проводились при $\beta = 0$, различных значениях α_0^2, $r = 1$ и $r = 2$ соответственно, а для рис. 7 при $\alpha_0^2 = 1$, $r = 2$ и различных значениях β. На рис. 8 представлены ПРВ $W_T(t)$ для ФАП с НФ $f_A(x)$ при $\alpha_0^2 = 1$, $r = 1$, $\beta = 0$ и различных значениях параметра η ($\eta \to \infty$ соответствует отсутствию НФ).

Наконец, на рис. 9 и 10 приведены ПРВ $W_Y(y)$ частотной расстройки в момент срыва слежения для ФАП с ИФ при $r = 1$, где сплошная кривая — результаты имитационного моделирования (1), а пунктирная — результаты, полученные с помощью разностной схемы (3). Для рис. 9 $\beta = 0$, для рис. 10 $\alpha_0^2 = 1$.

Далее обозначим через Y_R и Y_L наиболее вероятные значения расстройки по частоте в момент срыва слежения при достижении правой и левой границы соответственно. Также через $\hat{T}_c$ будем обозначать среднее время до срыва слежения, полученное с помощью имитационного моделирования.

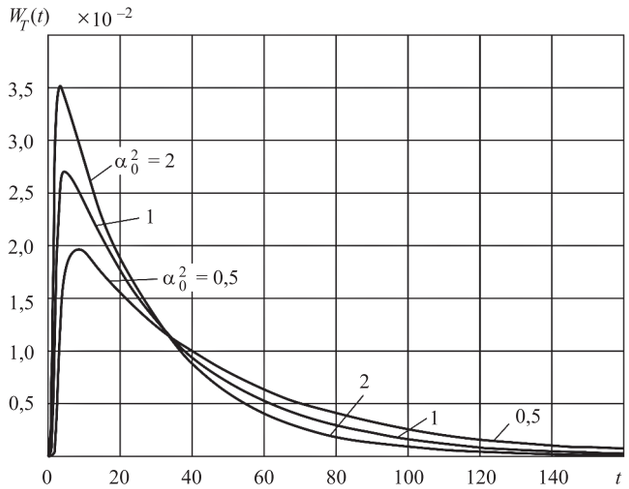


Рис. 5. ПРВ времени до срыва слежения $W_T(t)$ ФАП с ИФ при $\beta = 0$ и $r = 1$

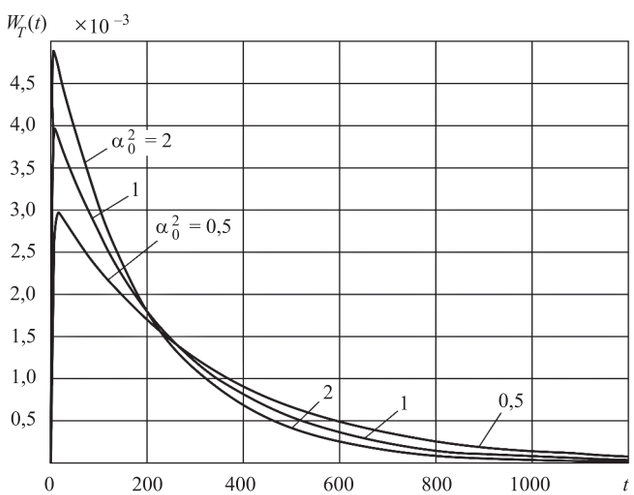


Рис. 6. ПРВ времени до срыва слежения $W_T(t)$ ФАП с ИФ при $\beta = 0$ и $r = 2$

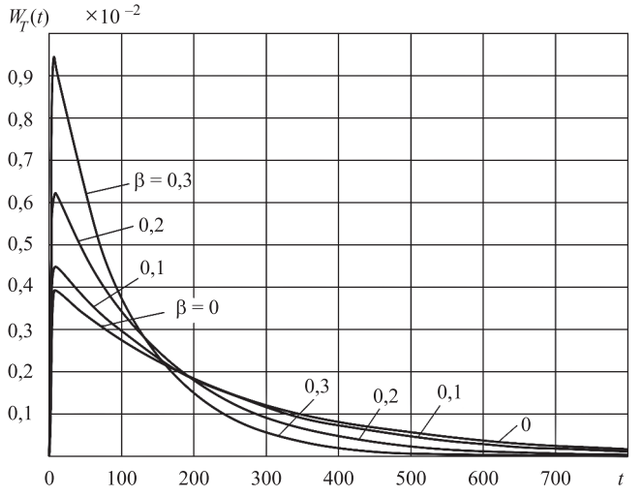


Рис. 7. ПРВ времени до срыва слежения $W_T(t)$ ФАП с ИФ при $\alpha_0^2 = 1$ и $r = 2$

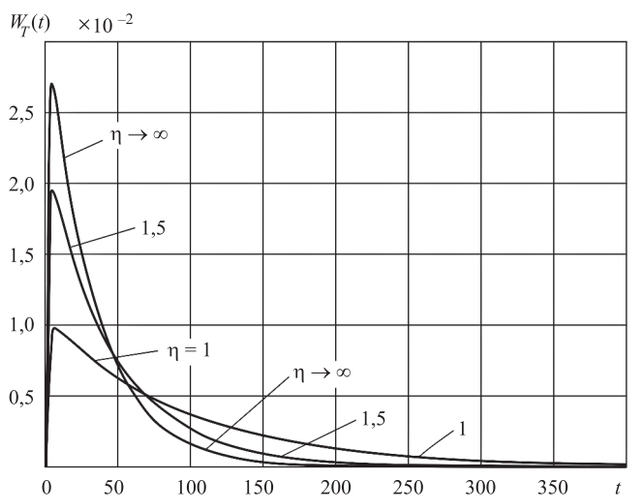


Рис. 8. ПРВ времени до срыва слежения $W_T(t)$ ФАП с НФ $f_A(x)$ при $\alpha_0^2 = 1$, $\beta = 0$ и $r = 1$

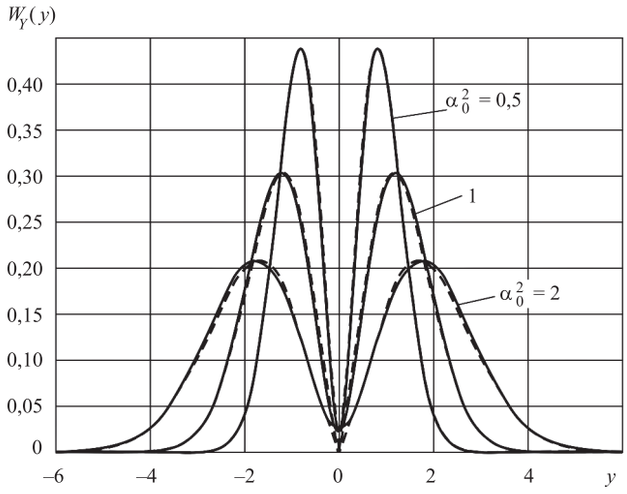


Рис. 9. ПРВ $W_Y(y)$ частотной расстройки в момент срыва слежения для ФАП с ИФ при $\beta = 0$ и $r = 1$

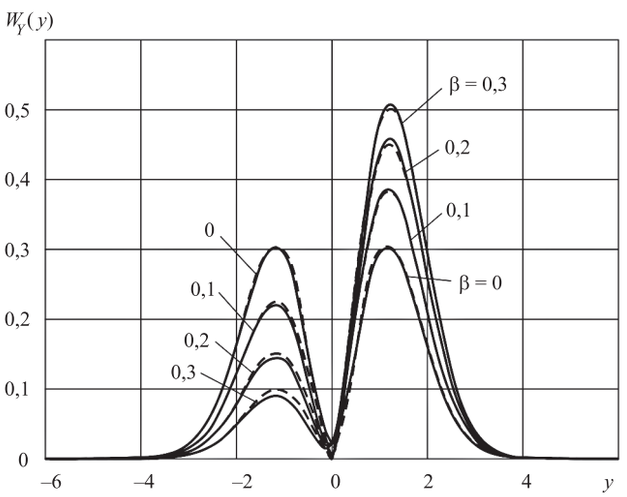


Рис. 10. ПРВ $W_Y(y)$ частотной расстройки в момент срыва слежения для ФАП с ИФ при $\alpha_0^2 = 1$ и $r = 1$

В табл. 1 и 2 приведены результаты расчётов для ФАП с интегрирующим фильтром при $r = 2$ и $r = 4$ соответственно.

Сравним также значения среднего времени до срыва слежения для ФАП с ПИФ и вырожденным ПИФ, найденные с помощью разностных схем, с результатами имитационного моделирования систем (8) и (11). В табл. 3 приведены результаты расчётов среднего времени до срыва слежения для ФАП с ПИФ при $r = 2$.

В табл. 4 приведены результаты расчётов среднего времени до срыва слежения для ФАП с вырожденным ПИФ при $r = 4$. Как видно, данные, приведённые в табл. 3 и 4, показывают хорошее совпадение результатов.

Таблица 1

β	α_0^2	$\hat{T}_c$	T_c	T_m	Y_R	Y_L
0	2,0	203	195	6,8	1,2	−1,2
	1,0	253	248	9,4	0,8	−0,8
	0,5	333	328	15,9	0,6	−0,6
0,2	2,0	130	124	6,4	1,3	−1,2
	1,0	157	155	7,4	0,9	−0,8
	0,5	210	207	9,8	0,6	−0,5

Таблица 2

β	α_0^2	$\hat{T}_c$	T_c	T_m	Y_R	Y_L
0	2,0	10 589	9431	12,0	0,9	−0,9
	1,0	13 172	11 998	16,3	0,6	−0,6
	0,5	16 982	15 657	27,1	0,4	−0,4
0,2	2,0	2349	2149	11,6	0,9	−0,8
	1,0	2821	2651	14,7	0,7	−0,5
	0,5	3605	3350	18,7	0,4	−0,4

Таблица 3

a	α_0^2	β = 0		β = 0,2	
		$\hat{T}_c$	T_c	$\hat{T}_c$	T_c
0,5	2,0	183	175	115	113
0,5	1,0	240	236	147	145
0,5	0,5	397	382	217	210
0,7	1,0	188	181	117	115
0,3	1,0	282	250	171	155

Таблица 4

a	α_0^2	β = 0		β = 0,2	
		$\hat{T}_c$	T_c	$\hat{T}_c$	T_c
0,5	0,5	145	133	90,6	95,8
	0,3	606	572	286	268
	0,1	28 039	27 820	4639	3532
0,7	0,5	166	166	101	97,9
	0,3	599	590	267	238
	0,1	9176	9103	2006	1638

ao118.indd 22 25.12.2017 11:01:09

Таблица 5

r	НФ	$\beta = 0$		$\beta = 0{,}2$	
		$\hat{T}_c$	T_c	$\hat{T}_c$	T_c
2	$f(x) = x$	253	248	157	155
	$f_A(x)$	310	301	172	170
	$f_B(x)$	701	742	247	243
	$f_C(x)$	12 658	11 441	318	304
	$f_D(x)$	4268	3853	438	419
4	$f(x) = x$	13 172	11 998	2821	2651
	$f_A(x)$	14 341	13 012	2877	2692
	$f_B(x)$	21 013	21 323	3214	2958
	$f_C(x)$	346 938	292 518	6860	6659
	$f_D(x)$	192 129	160 145	6122	5429

Наконец, исследуем влияние НФ в цепи обратной связи ФАП с ИФ на среднее время до срыва слежения. В табл. 5 приведены результаты расчётов для различных типов нелинейных фильтров при $\alpha_0^2 = 1$ и $\eta = 1$ ($f(x) = x$ соответствует отсутствию нелинейного фильтра).

Как следует из результатов расчёта, значения среднего времени до срыва слежения, найденные с помощью разностных схем, хорошо совпадают с данными имитационного моделирования систем (1). Также показано, что наличие нелинейного фильтра в цепи обратной связи ФАП увеличивает среднее время до срыва слежения.

Очевидно, что введение ограничивающего НФ в цепи обратной связи ФАП приводит к сужению полосы удержания. На рис. 11 представлена зависимость математического ожидания частотной ошибки $\beta_c = E\{dx/dt\}$ от начальной расстройки по частоте между сигналом и управляемым генератором β для НФ с характеристикой $f_D(x)$. Результаты получены с помощью имитационного моделирования системы (1) при $\alpha_0^2 = 1$, $r = 4$ (*а*) и $\eta = 2$ (*б*).

Участки кривых, на которых β_c принимает значение, близкое к нулю, соответствуют полосе удержания ФАП. Из рис. 11, *а* видно, что, как и следовало ожидать, ограничение сигнала на выходе петлевого фильтра приводит к сужению полосы удержания, причём, чем меньше значение η, тем меньше полоса удержания. К существенному сужению полосы удержания приводит также наличие шума на входе ФАП в случае, когда ОСШ мало, что видно на рис. 11, *б*.

Также было проведено исследование влияния начальной расстройки по частоте между сигналом и управляемым генератором на среднее время до срыва слежения. На рис. 12 представлены результаты расчётов, полученные с помощью имитационного моделирования системы (1) для НФ с характеристикой $f_D(x)$ при $\alpha_0^2 = 1$, $\eta = 2$ (*а*) и $\alpha_0^2 = 1$, $r = 2$ (*б*). Видно, что при возрастании начальной расстройки

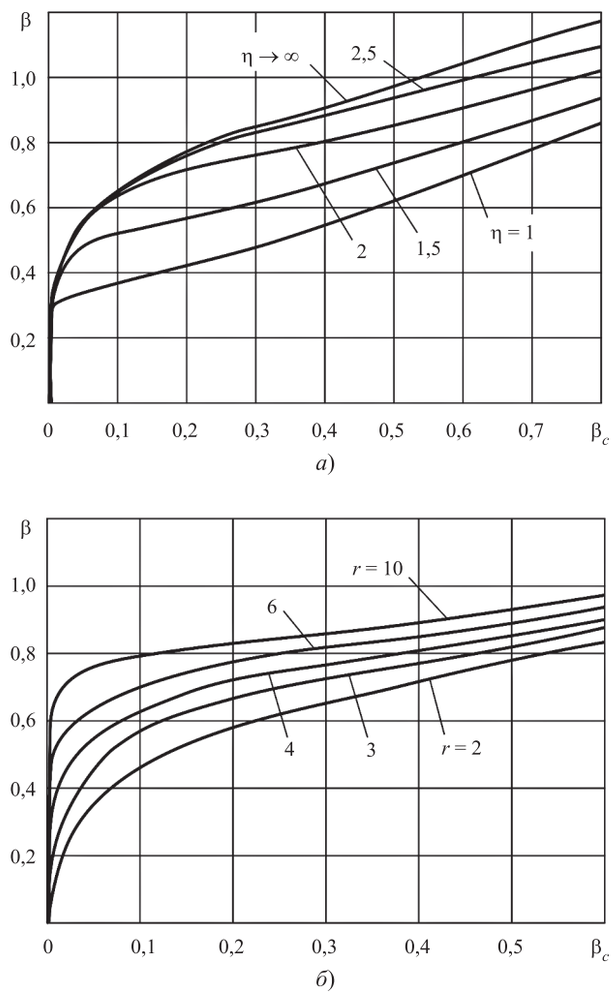


Рис. 11. Зависимость математического ожидания частотной ошибки от начальной расстройки по частоте β при $\alpha_0^2 = 1$ и НЭ $f_D(x)$:
а — $r = 4$; *б* — $\eta = 2$

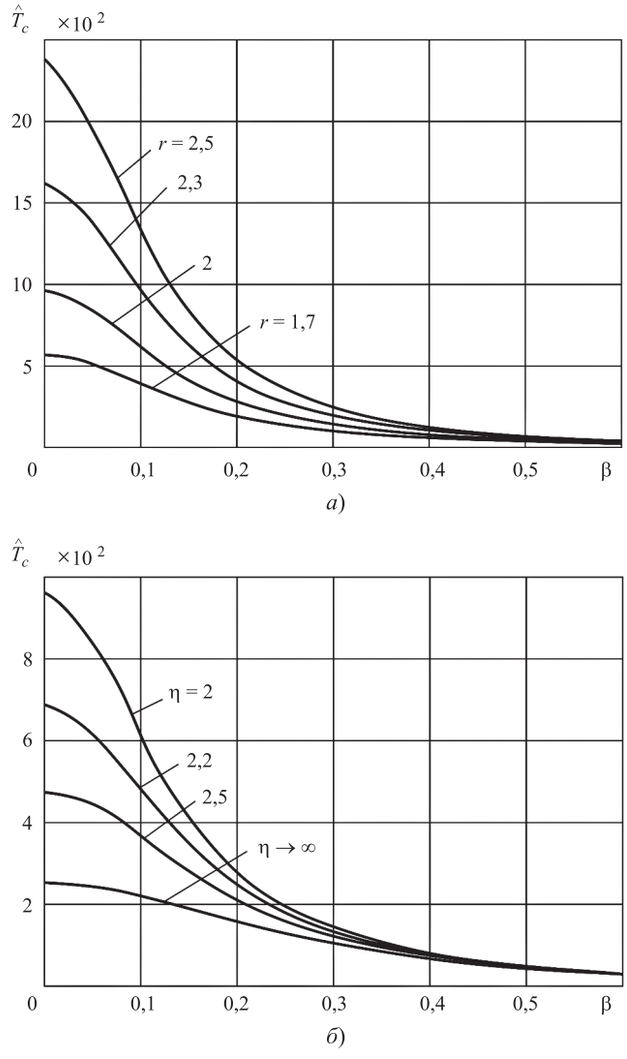


Рис. 12. Зависимость среднего времени до срыва слежения от начальной расстройки по частоте β при $\alpha_0^2 = 1$ и НЭ $f_D(x)$:
а — η = 2; *б* — *r* = 2

по частоте β среднее время до срыва слежения можно сократить почти на порядок.

Заключение. Построены разностные схемы численного решения уравнения ФПК ФАП второго порядка явным сеточным методом, с помощью которых возможно проведение анализа срыва слежения. Предложен алгоритм аппроксимации спадающего участка ПРВ времени до срыва слежения отрезком экспоненты, что значительно увеличивает эффективность полученных численных методов. Данные результаты можно использовать в дальнейшем при инженерном анализе помехозащищённости ФАП второго порядка на фоне широкополосного шума, что характерно для работы систем связи и навигации в сложной помеховой обстановке, вызванной либо индустриальными широкополосными и узкополосными помехами указанных видов, либо наличием преднамеренных помех систем радиоэлектронной борьбы. Результаты расчётов также могут быть использованы при вычислении наиболее вероятной траектории срыва ФАП.

Библиографические ссылки

1. **Ланда П.С., Стратонович Р.Л.** Теория флуктуационных переходов различных систем из одного стационарного состояния в другое // Вестник МГУ. Физика. Астрономия. 1962. № 1.

2. **Тихонов В.И.** Работа фазовой автоподстройки частоты при наличии шумов // Автоматика и телемеханика. 1960. № 3.

3. **Шахтарин Б.И.** Анализ фазовой автоподстройки при наличии шумов методом усреднения // Радиотехника и электроника. 1995. № 3.

4. **Кулешов В.Н., Удалов Н.Н.** О влиянии шумов на переходные процессы в системах фазовой автоподстройки частоты // Методы повышения помехоустойчивости приёма ЧМ и ФМ сигналов / Под ред. А.С. Винницкого, А.Г. Зюко. М.: Сов. радио. 1976.

5. **Nishiguchi K., Uchida Y.** Transient analysis of second-order phase-locked loop in presence of noise // IEEE Trans. 1980. V. IT-26. № 4.

6. **Разедвиг В.Д.** Решение краевых задач для уравнения Фоккера—Планка // Радиотехника. 1972. Т. 27. № 2.

7. **Шахтарин Б.И.** Статистическая динамика систем синхронизации. М.: Радио и связь, 1998.

8. **Миронов М.А., Белоусова В.С.** Срыв синхронизации в системах фазовой автоподстройки второго порядка // Радиотехника и электроника. 1981. Т. 26. № 1.

9. **Шахтарин Б.И., Сизых В.В., Трешневская В.О.** Статистические характеристики фазовой автоподстройки с интегрирующим фильтром // Радиотехника и электроника. 1997. № 7.

10. **Сизых В.В.** Некоторые методы анализа статистической динамики фазовой автоподстройки на основе численного решения уравнения ФПК // Радиотехника. 2009. № 12.

11. **Сизых В.В., Щукин П.Н.** Вопросы анализа срыва слежения в непрерывных системах фазовой автоподстройки // Радиотехника. 2011. № 7.

Уважаемые читатели!

Подписку можно оформить в любом почтовом отделении по каталогу:
«Пресса России» — индекс **27838.**

ao118.indd 24 25.12.2017 11:01:09

УДК 681.5.015.3

И.Х. Сиддиков, д-р техн. наук, проф.
(Ташкентский государственный технический университет),
Ю.А. Жукова
(Ташкентский институт текстильной и лёгкой промышленности)
yulisya1980@gmail.com

ИМИТАЦИОННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДИНАМИЧЕСКИМ ОБЪЕКТОМ НА ОСНОВЕ СИНЕРГЕТИЧЕСКОГО ПОДХОДА

Рассматривается построение имитационной модели системы управления химическим реактором для исследования динамических свойств процесса. Разработана вычислительная модель объекта на базе пакета Simuling программы Matlab. В результате проведённого имитационного эксперимента выявлен основной фактор, влияющий на температурный режим химического реактора, и определён регулирующий параметр — расход пара, существенно влияющий на данный процесс.

Ключевые слова: синергетический подход; вычислительная модель; целевой компонент; имитационная модель; многомерные системы; нелинейные переменные; химический реактор; реакционная смесь.

The imitation model construction of a chemical reactor control system for research the process dynamic properties is considered. The object computational model on the basis of the Simuling package of the Matlab program is developed. As a result of the simulated experiment, the main factor affecting the temperature regime of the chemical reactor is indicated, and the controlling parameter — the steam flow rate, which significantly influenced the process — is determined.

Keywords: synergetic approach; computational model; target component; simulation model; multidimensional systems; non-linear variables; chemical reactor; reaction mixture.

Одним из основных аппаратов нефтеперерабатывающих предприятий в технологической схеме получения химических продуктов является химический реактор, цель управления которым заключается в обеспечении на его выходе заданного оптимального значения концентрации целевого продукта, предусмотренной технологическим регламентом.

Известно, что химический реактор является энергоёмким объектом. В связи с этим экономическая эффективность всего производства в значительной степени формируется за счёт обеспечения нормального функционирования химического реактора и показателей его работы.

Основными особенностями химических реакторов как объектов управления является их многомерность, нелинейность и многосвязанность, а также неопределённость концентрации исходной смеси. В настоящее время имеется достаточное количество публикаций, связанных с автоматизацией и управлением химическими реакторами [1—5], однако проблема синтеза систем управления, обеспечивающих поддержание оптимальных режимов их работы, остаётся до конца не решённой. Это обусловлено сложностью процессов, протекающих в реакторах. Основными препятствиями при синтезе систем автоматического регулирования (САР) такими объектами химической технологии являются их нелинейность, взаимосвязанность переменных, а также неопределённость возмущений.

Одним из перспективных способов решения задачи синтеза систем управления является метод, базирующийся на синергетических принципах целевой самоорганизации нелинейных динамических систем [4]. Методы синергетической теории управления позволяют в аналитическом виде получать нелинейные законы управления для нелинейных, многомерных и многосвязных динамических систем различной природы.

Химический реактор представляет собой аппарат ёмкостного типа, снабжённый механической мешалкой. Аппарат функционирует в изотермическом режиме [4]. В реакторе реализуется многостадийная последовательно-параллельная реакция:

$$\begin{aligned} A + B &\xrightarrow{K_1} P_1; \\ A + P_1 &\xrightarrow{K_2} P_2; \\ A + P_2 &\xrightarrow{K_3} P_3, \end{aligned} \qquad (1)$$

где A и B — исходные реагенты; P_1, P_2, P_3 — продукты реакции; k_1, k_2, k_3 — константы скоростей стадии.

ao118.indd 25 25.12.2017 11:01:09

Целевым компонентом является вещество P_2. Исходные реагенты A и B подаются в аппарат раздельными потоками.

Важным этапом синтеза системы управления (СУ) технологическим процессом в химическом реакторе является построение математической модели. Для динамической формализации процесса, протекающего в химическом реакторе, введём следующие обозначения: $x_1^{\text{вх}}$, $x_2^{\text{вх}}$ — концентрация исходных реагентов; Φ_1, Φ_2 — расход исходных реагентов; Φ — расход реакционной смеси на выходе из аппарата; x_1, ..., x_4 — концентрация компонентов A, B, P_1, P_2 в реакторе; $V = x_5$ — объём реакционной смеси в аппарате.

На основе этих обозначений строим информационную модель процесса (рис. 1).

Тогда формально процесс может быть представлен в следующем виде:

$$\Phi = f(x_1^{\text{вх}}, x_2^{\text{вх}}, \Phi_1, \Phi_2, V, x_1, x_2, x_3, x_4, x_5). \quad (2)$$

При составлении математической модели также учтены следующие факторы: F — объёмный расход; Q — концентрация реагирующего вещества; A — поверхность рубашки реактора; F_c — расход смеси; ρ — плотность; V — объём реакционной массы.

Основываясь на уравнении материального баланса, получим:

$$FQ_n + VS = FQ + V\frac{dQ}{dt},$$

где Q_n — нормативная концентрация; $S = k(Q_{\max} - Q)$ — скорость реакции; $Q_{\max}$ — максимально допустимая концентрация целевого компонента; Q — текущая концентрация; $k = ae^{-E/RT}$ — константа скорости реакции; a — постоянный коэффициент; E — энергия активации; R — универсальная газовая постоянная (R = 8,3144598(48) Дж/(моль·К); T — температура скорости реакции.

С учётом последних выражений запишем уравнение материального баланса реактора (нестационарный режим):

$$FQ_n + Va(Q_{\max} - Q)e^{-E/RT} = FQ + V\frac{dQ}{dt}.$$

Рис. 1. Информационная модель химического реактора

Для равновесного состояния:

$$F_0Q_{n0} + Va(Q_{\max} - Q_0)e^{-E/RT} = F_0Q_0.$$

С учётом изложенного составим математическую модель химического реактора при постоянной температуре реакционной смеси и переменном уровне (объёме):

$$\begin{cases} \dfrac{dx_1}{dt} = R_1 + \dfrac{\Phi_1 x_1^{\text{вх}}}{x_5} - \dfrac{\Phi x_1}{x_5}; \\ \dfrac{dx_2}{dt} = R_2 + \dfrac{\Phi_2 x_2^{\text{вх}}}{x_5} - \dfrac{\Phi x_2}{x_5}; \\ \dfrac{dx_3}{dt} = R_3 - \dfrac{\Phi x_3}{x_5}; \\ \dfrac{dx_4}{dt} = R_4 - \dfrac{\Phi x_4}{x_5}; \\ \dfrac{dx_3}{dt} = u - \Phi, \end{cases} \quad (3)$$

где $R_1 = -k_1x_1x_2 - k_2x_1x_3 - k_3x_1x_4$; $R_2 = -k_2x_1x_2$; $R_3 = k_1x_1x_2 - k_2x_1x_3$; $R_4 = k_2x_1x_3 - k_3x_1x_4$ — скорость реакции по компонентам; $u = \Phi_1 + \Phi_2$ — суммарный расход реагентов на входе в реактор.

На основе уравнения (3) составим вычислительную модель объекта управления — химического реактора (рис. 2).

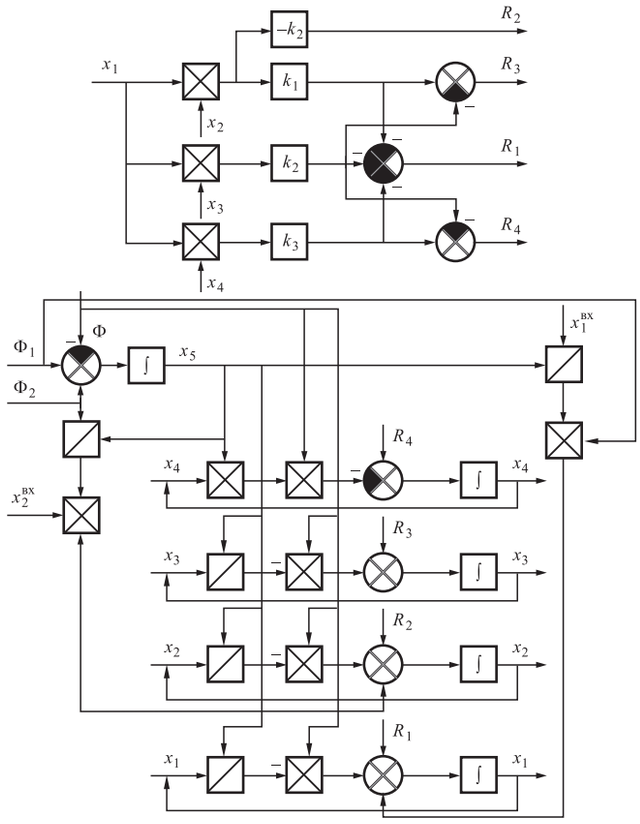


Рис. 2. Вычислительная модель объекта управления

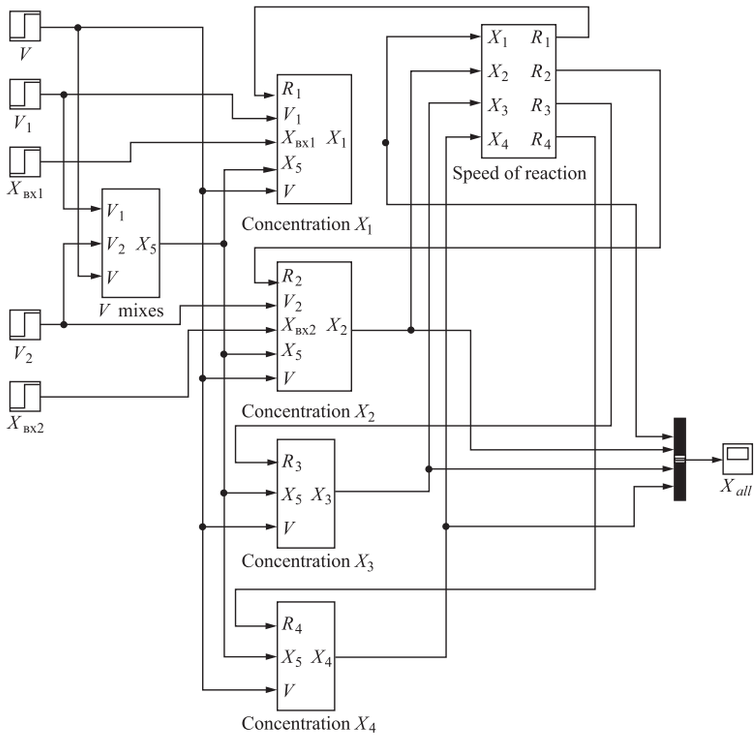


Рис. 3. Имитационная модель системы управления

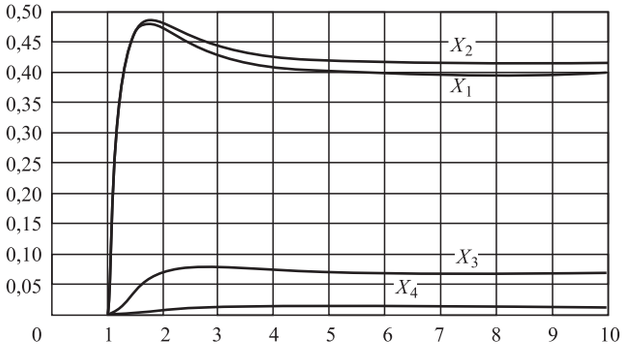


Рис. 4. Графики переходных процессов компонентов реакции

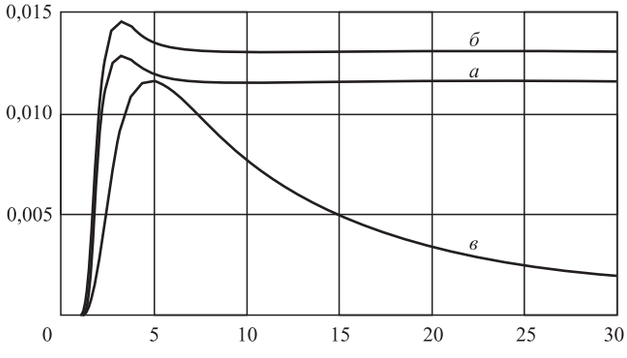


Рис. 5. Графики переходных процессов целевого продукта реакции:

а — при начальных входных воздействиях; *б* — при изменении входного параметра $X_{вх1}$ на 20 %; *в* — при изменении входного параметра $X_{вх2}$ на 20 %

Далее в целях исследования динамических свойств объекта управления на основе полученных выражений (3) в среде Matlab была построена имитационная модель химического реактора (рис. 3) и проведён ряд вычислительных экспериментов при различных значениях входных воздействий (рис. 4).

При изменении входных воздействий ($X_{вх1}$, $X_{вх2}$), таких как расход и температура пара на 20 %, были получены динамические характеристики объекта управления (рис. 5).

Из анализа динамических характеристик можно сделать вывод о том, что концентрация целевого продукта, получаемого на выходе химического реактора, обладает бóльшей чувствительностью по отношению к изменению расхода пара, чем к изменению его температуры. Таким образом, в качестве основного воздействия на температурный режим реактора выбираем расход пара.

Исследование объекта показало, что при наличии различных видов нелинейностей, многосвязанности переменных, а также параметрических возмущений в объекте управления существенно ухудшаются качественные показатели целевого продукта, что обусловливает применение синергетического подхода для синтеза системы управления. Поэтому решение задачи синтеза систем автоматического управления (САУ) предлагается искать с применением нейронечёткой технологии, которая даёт возможность учитывать неопределённости и нечёткости исходных данных, а также возможность оценки качественных показателей объекта управления.

Библиографические ссылки

1. **Кафаров В.В., Мешалкин В.П., Петров В.Л.** Автоматические основы автоматизированного проектирования химических производств. М.: Химия, 1979.

2. **Кафаров В.В., Дорохин И.Н.** Системный анализ процессов химической технологии. Основы стратегии. М.: Наука, 1976.

3. **Кафаров В.В., Мешалкин В.П.** Принципы разработки интеллектуальных систем в химической промышленности // Докл. АН. 1989. Т. 306. № 2.

4. **Марахимов А.Р., Игамбердыев Х.З., Юсупбеков А.Н., Сиддиков И.Х.** Нечётко-множественные модели и интеллектуальное управление технологическими процессами. Т.: ТашГТУ, 2014. 240 с.

5. **Siddikov I.H., Zhukova Ju.A.** Neuro-fuzzy adaptive control system of dynamic objects under uncertainty. Eight world conference on intelligent systems for industrial automation. WCIS-2014. P. 339—343.

УДК 681.513

К.А. Неусыпин, д-р техн. наук, проф., **В.В. Лукьянов,** канд. техн. наук, доц., **Нгуен Динь Тхай**
(Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана)

neysipin@mail.ru

РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМА КОРРЕКЦИИ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ В АВТОНОМНОМ РЕЖИМЕ

Исследованы особенности коррекции инерциальной навигационной системы (ИНС) в условиях исчезновения сигналов спутниковых систем. Разработан релейный алгоритм коррекции, основанный на использовании прогнозирующих моделей погрешностей навигационной системы различного уровня подробности. Рассмотрены варианты интегрирования показаний инерциальных и спутниковых систем, их особенности и новые возможности, в частности, для повышения точности ИНС на грубых датчиках с помощью алгоритмов «тесного интегрирования».

Ключевые слова: инерциальная навигационная система; спутниковая навигационная система; автономный режим; алгоритм построения прогнозирующих моделей; алгоритм самоорганизации; алгоритм тесного интегрирования.

The correction features of inertial navigation system (INS) in the disappearance conditions of satellite systems signals are investigated. A relay correction algorithm based on the use of errors predictive models for the navigation system with the various details level has been developed. The integrating variants of the inertial and satellite systems indications, their features and new capabilities, in particular, for increasing the accuracy of the INS on coarse sensors by using the «close integration» algorithms are considered.

Keywords: inertial navigation system; satellite navigation system; offline mode; algorithm for constructing predictive models; self-organization algorithm; close integration algorithm.

Введение. Для определения навигационных параметров современных летательных аппаратов (ЛА) используются инерциальные навигационные системы (ИНС), имеющие различные погрешности, что приводит к существенному снижению точности вычисления навигационных параметров ЛА [1—3]. Для повышения точности навигационных определений ИНС корректируют с помощью дополнительных измерительных систем [4—6]. Обычно в качестве дополнительной системы используются спутниковые навигационные системы (СНС) GPS/ГЛОНАСС, которые обладают высокой точностью, но слабой помехозащищённостью.

В условиях пассивных и активных помех, а также других факторов (геометрический фактор, особенности маневрирования ЛА и др.) сигнал СНС пропадает, и осуществлять коррекцию ИНС становится невозможно.

Интерес также представляют нетрадиционные схемы интегрирования показаний инерциальных и спутниковых систем — замкнутые со слабыми связями (loosely-coupled), когда непосредственно измеряются не координаты подвижного объекта, а расстояния как минимум до четырёх спутников, и особенно схемы с сильными связями (tightly-coupled), при которых возможность коррекции ИНС сохраняется при наличии показаний хотя бы одного спутника.

Исследованию метода коррекции ИНС в автономном режиме, т. е. в условиях отсутствия навигационного решения СНС, а также методам интегрирования двух систем посвящена данная статья.

Схемы коррекции ИНС в автономном режиме. В условиях отсутствия сигналов СНС для коррекции ИНС используют внутреннюю информацию системы. При отсутствии сигналов СНС в качестве измерений используют углы отклонения ГСП относительно сопровождающего трёхгранника, сформированные на основе информации, снимаемой с датчиков углов прецессии гироскопов [5, 7], или сигналы с акселерометров [6].

В схеме коррекции автономных ИНС используются различные алгоритмы оценивания [2, 8, 9].

Схема коррекции автономной ИНС представлена на рис. 1.

Сигналы с датчиков углов прецессии поступают в БФЗ для формирования приведённых измерений, которые поступают в алгоритм оце-

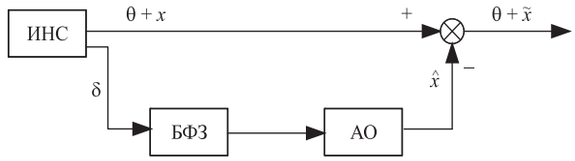


Рис. 1. Схема коррекции автономной ИНС:
АО — алгоритм оценивания; θ — истинная навигационная информация; δ — сигнал с датчика угла прецессии; x — вектор погрешностей ИНС; $\hat{x}$ — оценки погрешностей ИНС; $\tilde{x}$ — ошибки оценивания; БФЗ — блок формирования измерений

нивания [5]. В алгоритме оценивания вычисляются ошибки ИНС, используемые для коррекции в выходном сигнале автономной системы.

В случае, когда автономному режиму функционирования ИНС предшествовал корректируемый от СНС режим, имеется возможность использовать последнюю измерительную выборку для построения прогнозирующей модели. Когда проводилась коррекция ИНС от СНС, с помощью алгоритма оценивания вычислялись оценки ошибок ИНС с высокой точностью. Эти оценки также можно использовать для построения прогнозирующих моделей.

Для коррекции используют последние значения оценок ошибок ИНС, априорные модели погрешностей ИНС и др. [6, 7]. Схема коррекции ИНС в автономном режиме после пропадания сигналов СНС представлена на рис. 2.

Прогноз рассчитывается на основе априорной модели:

$$\hat{X}_{k+1} = \Phi \hat{X}_k,$$

где Φ — матрица модели погрешностей ИНС [6, 7].

Коррекция ИНС при исчезновении сигналов СНС. В условиях смены рабочего созвездия или при возникновении сильных активных и пассивных помех использовать сигналы СНС для коррекции ИНС не представляется возможным. В этом случае прогнозируют исчезнувшие сигналы. Для коррекции используют

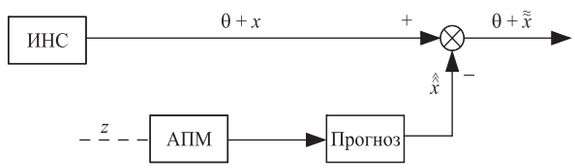


Рис. 2. Схема коррекции ИНС в автономном режиме после пропадания сигналов СНС:
АПМ — алгоритм построения модели погрешностей ИНС; $\hat{\tilde{x}}$ — прогноз вектора погрешностей ИНС; $\tilde{\tilde{x}}$ — ошибки прогноза

последние значения сигналов СНС, априорные модели погрешностей ИНС и др.

Для получения более высокой точности коррекции ИНС целесообразно использовать прогнозирующие линейные тренды, линию скользящего среднего, которая сглаживает случайные флуктуации и прослеживает тенденцию изменения данных.

Линейные тренды отличаются простотой реализации и позволяют определить тенденцию изменения исследуемого процесса за минимальный интервал времени. Такие тренды можно использовать для прогноза с использованием коротких измерительных выборок.

Классические тренды определяются двумя точками выборки и выражаются в виде

$$\hat{z}_{0i} = k_{0i} t_i + d_{0i}, \qquad (1)$$

где $\hat{z}_0$ — прогнозируемая величина; k_0, d_0 — параметры тренда, являющиеся крутизной и константой тренда соответственно; t_i — момент времени, в который используется данная модель для получения прогнозируемой величины.

Классические тренды имеют невысокую точность, особенно в условиях интенсивного маневрирования ЛА. Поэтому применять их в практических приложениях можно только для краткосрочного прогнозирования погрешностей ИНС.

Таким образом, при краткосрочном отсутствии сигналов СНС для коррекции ИНС использованы линейные прогнозирующие тренды.

Исследован метод коррекции ИНС при исчезновении сигналов СНС. Рассмотрены случаи пропадания сигналов СНС различной длительности и использования для коррекции ИНС линейных и нелинейных прогнозирующих моделей. Линейные модели строятся с помощью линейных трендов, а нелинейные — генетическими алгоритмами и алгоритмами самоорганизации.

Разработан релейный алгоритм коррекции ИНС в автономном режиме, который имеет вид

$$\hat{\hat{x}}_k = \begin{cases} \hat{x}_{k-1} \text{ при } T_0 < t \leqslant T_1; \\ kt + d \text{ при } T_1 < t \leqslant T_2; \\ \hat{\hat{x}}_{k+j} + c, c = \sum_{i=1}^{2} w_i \hat{x}_{k-1} \text{ при } T_2 < t \leqslant T_3; \\ A_{1mk} \sin(\omega t_k + P_{1k}) + A_{2mk} \cos(\omega t_k + P_{2k}) \\ \text{при } T_3 < t \leqslant T_4, \end{cases} \qquad (2)$$

где $k + j \in]T_2, T_3]$, а T_i выбирается из практических соображений.

Моменты времени $T1...T4$ определяются в зависимости от типа ЛА, режима полёта и возможностей БЦВМ.

Нелинейная модель, полученная с помощью алгоритма самоорганизации. Для построения модели ошибок ИНС целесообразно выбрать нелинейные функции:

$$\hat{x}_{2k} = A_{1mk}\sin(\omega t_k + P_{1k}) + \\ + A_{2mk}\cos(\omega t_k + P_{2k}), \quad (3)$$

где (A_{1m}, P_1, A_{2m}, P_2) — амплитуды и фазы гармонических составляющих, которые подобраны методом самоорганизации.

Все величины и параметры определяются в зависимости от момента времени t_k,

$$c_{k-1} = \sum_{i=1}^{2} w_i \hat{x}_{ik}, \quad (4)$$

где $\hat{x}_{ik}, i = \overline{1, 2}$ — линейные тренды и комбинирующая нелинейная функция; w_i — весовой коэффициент в диапазоне от нуля до единицы, определяемый в зависимости от длительности прогноза.

Таким образом, разработан алгоритм коррекции ИНС в условиях исчезновения сигналов СНС с помощью прогнозирующих трендов и алгоритмов самоорганизации.

Методы интегрирования показаний инерциальных и спутниковых систем. Алгоритм «тесного интегрирования». Одна из основных проблем при разработке ИНС, в частности, использующих в качестве чувствительных элементов грубые микромеханические датчики — обработка их показаний по традиционному навигационному алгоритму приводит к слишком большим погрешностям выходных данных (линейные скорость и ускорение, угловые положение и скорость, географические координаты). Для обеспечения работоспособности ИНС необходимо применять разнообразные процедуры демпфирования. В частности, при наличии линейных спутниковых измерений в качестве демпфирующих сигналов могут выступать разности показаний двух систем по скорости и координатам, а при использовании спутниковой системы угловой ориентации — по угловому положению.

Традиционно для интегрирования показаний инерциальных и спутниковых систем используется разомкнутая схема, при которой измерения одной системы не влияют на формирование измерений другой. Это наиболее простой и надёжный путь. Перспективными представляются замкнутые схемы со слабыми связями (loosely-coupled), когда непосредственно измеряются не координаты подвижного объекта, а расстояния как минимум до четырёх спутников, и особенно схемы с сильными связями (tightly-coupled), при которых остаётся возможность работы даже по одному спутнику. Для практической реализации указанных подходов необходима кооперация производителей инерциальных и спутниковых систем.

В настоящее время в России ведущие компании-разработчики и производители интегрированных навигационных комплексов активно занимаются задачей тесной интеграции инерциальных и спутниковых навигационных систем. Причём эта задача решается как на стадии научно-исследовательских разработок, так и на стадии опытно-конструкторских работ. К числу таких компаний, в частности, относятся: ОАО «Раменское приборостроительное конструкторское бюро» (РПКБ), ЗАО «Инерциальные технологии технокомплекса» (ИТТ), Раменский приборный завод, Пермская научно-производственная приборостроительная компании (ПНППК), АООТ «Московский институт электромеханики и автоматики» (МИЭА), Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем (ГосНИИАС), ОАО «Концерн ЦНИИ Электроприбор», ЗАО «Лазекс» и др.

Задача тесной интеграции ИНС и СНС возникает при построении перспективных навигационных комплексов, а также для обеспечения функционирования грубых (например, на MEMS-датчиках), резервных ИНС. Отличительная особенность этой задачи — возможность получения интегрированных решений при малом количестве видимых навигационных спутников, когда автономные позиционные и скоростные спутниковые навигационные решения невозможны.

Различают четыре основных способа интеграции СНС и ИНС:

1. *Раздельные системы (Separate Systems).* При этом способе интеграции автономные спутниковые навигационные решения (координаты и скорости объекта) обычно просто заменяют соответствующую информацию инерциальной системы.

2. *Свободно соединённые или слабо связанные системы (Losely coupled Systems).* Здесь решается задача коррекции ИНС с помощью позиционных и скоростных автономных решений СНС.

3. *Тесно интегрированные системы (Tightly coupled Systems).* При таком варианте инте-

грации первичная информация приёмника сигналов СНС (кодовые псевдодальности, допплеровские псевдоскорости, фазовые измерения) используется в качестве корректирующих измерений для ИНС.

4. *Глубокое интегрирование (Deep Integration)*. В добавление к варианту тесной интеграции предусматривается обратная связь на корреляторы СНС, что приводит, по сути, к построению нового аппаратного комплекса, чувствительными элементами которого являются как инерциальные датчики (акселерометры, гироскопы, датчики угловой скорости), так и корреляторы СНС.

Первый способ интеграции в настоящее время редко применяется. Второй давно стал стандартным, отработанным методом интеграции инерциальных и СНС.

Третий способ — тесная интеграция ИНС и СНС, как уже отмечалось, в настоящее время активно прорабатывается на стадии научно-исследовательских, опытно-конструкторских работ и соответствующего макетирования. Наконец, последний, четвертый способ — глубокая интеграция является естественным развитием тесно интегрированных комплексов. В настоящее время работы в этом направлении в России только разворачиваются.

За рубежом аналогичные работы в течение нескольких лет проводятся, в частности, фирмой NovaTel Inc. (Канада): проведённые испытания показали возможность для широкого спектра практических задач замещения в инерциально-спутниковых комплексах традиционных дорогостоящих видов гироскопов (лазерных, ВОГ, ДНГ) микромеханическими (в частности, STIM300) за счёт глубокой интеграции показаний двух систем.

Применение технологии SPAN (synchronized position, attitude and navigation — синхронизированное позиционирование, пространственная ориентация и навигация) фирмы NovAtel позволяет обеспечить:

непрерывное позиционирование даже в условиях, неблагоприятных для СНС;

координаты, элементы ориентации и скорости с высокой дискретностью;

более быстрое восстановление отслеживания спутников после потери сигналов;

более быстрое высокоточное решение (как в постобработке, так и в реальном времени);

использование фазовых СНС-измерений для сглаживания ИНС-решения, даже когда спутников недостаточно для отдельного СНС-решения.

Выводы. Представлены методы коррекции автономных ИНС, а также ИНС в автономном режиме после пропадания сигналов СНС. Методы коррекции ИНС после пропадания сигналов СНС основаны на использовании последних значений оценок ошибок ИНС и применении априорных моделей ошибок ИНС. Эти методы коррекции имеют низкую точность, поэтому разработан релейный алгоритм коррекции ИНС на основе прогнозирующих моделей различного уровня подробности. Рассмотрены варианты интегрирования показаний инерциальных и спутниковых систем, их особенности и новые возможности, в частности, для повышения точности ИНС на грубых датчиках с помощью алгоритмов «тесного интегрирования».

Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (проект 16-8-00522).

Библиографические ссылки

1. **Лукьянов В.В.** Персональный навигационный комплекс // Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. Сер. «Приборостроение». 2006. № 2. С. 87—99.

2. **Неусыпин К.А.** Современные системы и методы наведения, навигации и управления летательными аппаратами. М.: Изд-во МГОУ, 2009. 500 с.

3. **Агеев В.М., Павлова Н.В.** Приборные комплексы летательных аппаратов и их проектирование. М.: Машиностроение, 1990. 375 с.

4. **Селезнева М.С., Неусыпин К.А.** Разработки измерительного комплекса с интеллектуальной компонентой // Измерительная техника. 2016. № 9. С. 10—14.

5. **Неусыпин К.А., Пролетарский А.В., Власов С.В.** Алгоритмические способы повышения точности автономных навигационных систем: тр. ФГУП «НПЦАП» // Системы и приборы управления. 2010. № 3. С. 68—74.

6. **Кузовков Н.Т., Салычев О.С.** Инерциальная навигация и оптимальная фильтрация. М.: Машиностроение, 1982. 215 с.

7. **Неусыпин К.А.** Разработка модифицированного алгоритма самоорганизации для коррекции навигационной информации // Автоматизация и современные технологии. 2009. № 1. С. 37—39.

8. **Неусыпин К.А., Лукьянов В.В, Нгуен Динь Тхай.** Разработка алгоритма коррекции инерциальной навигационной системы в условиях аномальных измерений // Авиакосмическое приборостроение. 2015. № 11. С. 21—26.

9. **Неусыпин К.А., Нгуен Динь Тхай.** Алгоритм коррекции инерциальной навигационной системы в условиях аномальных измерений // Автоматизация. Современные технологии. 2016. № 2. С. 21—25.

ao118.indd 31 25.12.2017 11:01:11

УДК 535.233.5

О.Е. Железникова, канд. техн. наук, доц., **С.В. Прытков,** канд. техн. наук, доц.,
Е.А. Вилков, канд. техн. наук, доц.
(Мордовский государственный университет им. Н.П. Огарёва, г. Саранск),
С.А. Микаева, д-р техн. наук, проф.
(Московский технологический университет)

mikaeva@npo.lit.ru

К ВОПРОСУ ВЫБОРА ОПТИМАЛЬНОГО МЕТОДА РАСЧЁТА КОРРЕЛИРОВАННОЙ ЦВЕТОВОЙ ТЕМПЕРАТУРЫ

Статья посвящена оценке абсолютных погрешностей методов расчёта коррелированной цветовой температуры (КЦТ) Робертсона, Мак-Ками, Оно, Эрнандеса с помощью программы, разработанной авторами. Представлены графики распределения абсолютной погрешности по области определения КЦТ. На основе полученных результатов предложены рекомендации по использованию указанных выше методов в практике колориметрических измерений. В работе также сопоставлены «классический» вариант метода Робертсона, использующий 31 изотерму, и варианты с бóльшим числом изотерм. Показано, что при уменьшении шага между изотермами уменьшается погрешность. Программа расчёта реализована на языке Python с привлечением библиотеки Numpy; таблицы рассчитаны с использованием языка Python и библиотеки Scipy; графики построены с помощью библиотеки Matplotlib.

Ключевые слова: коррелированная цветовая температура; линия чёрного тела; линия постоянной коррелированной температуры; координаты цветности; абсолютная погрешность.

The article is devoted to the absolute errors evaluation in the methods of calculating the correlated color temperature (CCT) of Robertson, McCamy, Ono, Hernandez using a program developed by the authors. The graphs of the absolute error distribution in the area of the CCT determination are presented. Based on the results obtained, recommendations on the use of the above methods in the practice of colorimetric measurements are proposed. In the paper the «classical» version of the Robertson method, which uses 31 isotherms, and variants with a large number of isotherms are also correlated. It is shown that with decreasing the step between isotherms, the error decreases. The calculation program is implemented in Python language using the Numpy library; tables are calculated using the Python language and the Scipy library; graphics are built using the Matplotlib library.

Keywords: correlated color temperature; black body line; line of constant correlated temperature; chromaticity coordinates; absolute error.

Введение. Первые методы расчёта коррелированной цветовой температуры (КЦТ) появились в конце 60-х гг. XX в. За последующие 50 лет их было предложено около десяти [1—3]. Авторы этих методов указывали погрешности расчёта КЦТ, но не всегда методики их оценки. То есть единого подхода к оценке погрешностей расчёта КЦТ всеми существующими методами нет. Поэтому нами была разработана программа расчета абсолютных погрешностей методов расчёта КЦТ.

Прежде чем перейти к описанию методики оценки погрешности, напомним, что согласно [4—7] коррелированная цветовая температура — это температура чёрного тела с цветностью, ближайшей на равноконтрастной диаграмме МКО 1960 к цветности данного спектрального распределения. Понятие коррелированной цветовой температуры не может применяться, если расстояние между цветностью испытуемого источника и линией чёрного тела больше

$$\Delta C = [u'_t - u'_p]^2 + \frac{4}{9}[v'_t - v'_p]^{1/2} = 5 \cdot 10^{-2}, \quad (1)$$

где u'_t, v'_t и u'_p, v'_p — координаты цветности испытуемого источника и чёрного тела соответственно на равноконтрастной диаграмме МКО 1974 г.

Изотерма — это линия, все точки которой соответствуют одной и той же КЦТ. Поэтому, если мы знаем температуру, которой соответствует изотерма, то взяв на ней точку и рассчитав для неё КЦТ, найдём погрешность (как абсолютную, так и относительную) метода в заданной точке, т. е. для оценки погрешности в качестве действительного значения КЦТ следует принимать температуру изотермы *T*. Необходимо также отметить, что исхо-

ao118.indd 32 25.12.2017 11:01:11

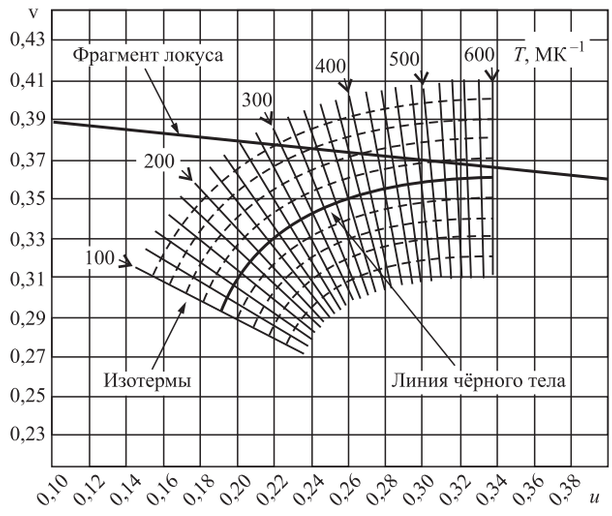


Рис. 1. Линия чёрного тела и изотермы на равноконтрастном графике МКО 1964:
u, v — координаты цветности испытуемого источника и чёрного тела

дя из определения КЦТ погрешность метода следует находить не в одной точке, а в полосе, идущей вдоль линии чёрного тела, ширина которой 0,10 (рис. 1).

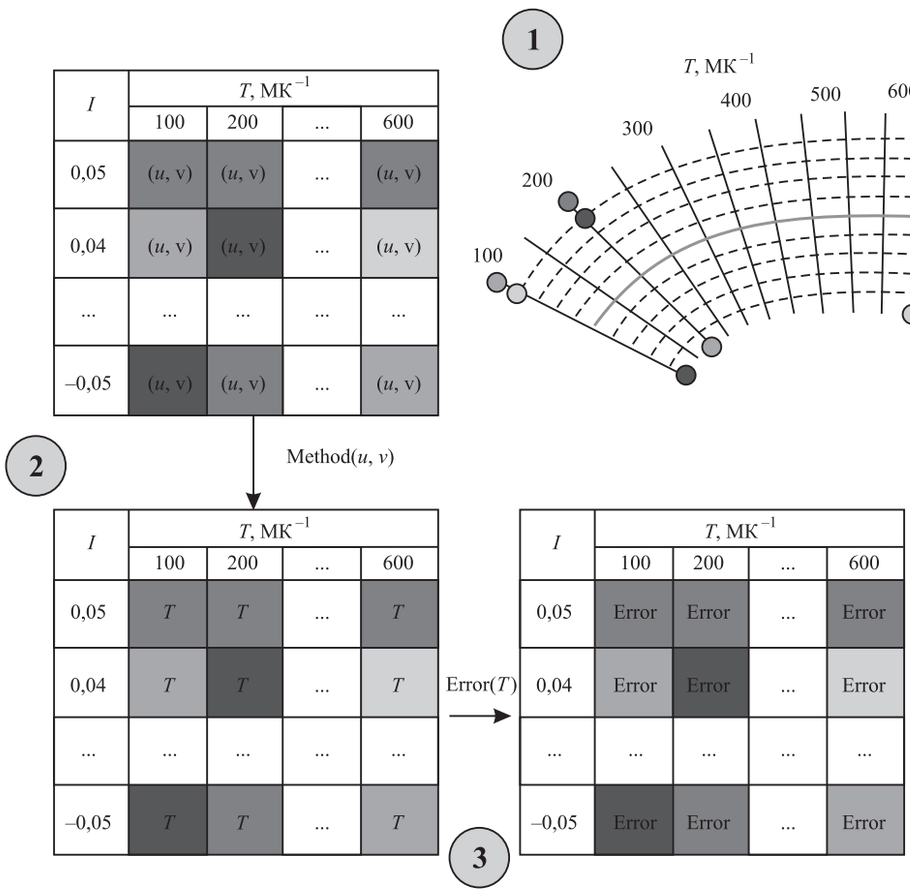


Рис. 2. К методике оценки погрешностей методов расчёта КЦТ:
Method (*u*, v) — обозначение тестируемого метода; Error(*T*) — обозначение процедуры нахождения абсолютной погрешности

Методика оценки погрешностей методов расчёта КЦТ заключается в следующем. На первом этапе формируется таблица, в которой хранятся координаты цветности u_p, v_l изотерм. При этом используется выражение

$$u_l = u_0 \pm \frac{lv'}{\sqrt{u'^2 + v'^2}};\ v_l = v_0 \pm \frac{lu'}{\sqrt{u'^2 + v'^2}}, \quad (2)$$

где $u' = du/dt$; $v' = dv/dt$; u_0, v_0— координаты цветности чёрного тела; l — расстояние между линией чёрного тела и параллельной ей кривой.

Отметим, что для нахождения u' и v' использовалось численное дифференцирование. Подробнее процедура расчёта изотерм излагается в работе [8].

На втором этапе формируется таблица, в ячейках которой хранятся результаты расчёта КЦТ для цветностей, содержащихся в первой таблице.

На третьем этапе формируется таблица, в ячейках которой хранится абсолютная погрешность. При расчёте погрешности за действительное значение принимается температура изотерм.

Таким образом, суть методики состоит в том, чтобы при расчёте КЦТ в качестве входных данных использовать координаты цветности изотерм, а абсолютную погрешность определять как разницу между рассчитанным значением КЦТ и температурой изотермы. Рисунок 2 иллюстрирует описанный выше алгоритм.

Использование в качестве единицы измерения температуры обратных мегакельвинов (МК$^{-1}$) связано с тем, что на равноконтрастном графике выбранному шагу температур (например, ΔT = 20 МК$^{-1}$) будет соответствовать примерно одинаковое число порогов цветоразличения, т. е. расстояние между изотермами будет одинаковым.

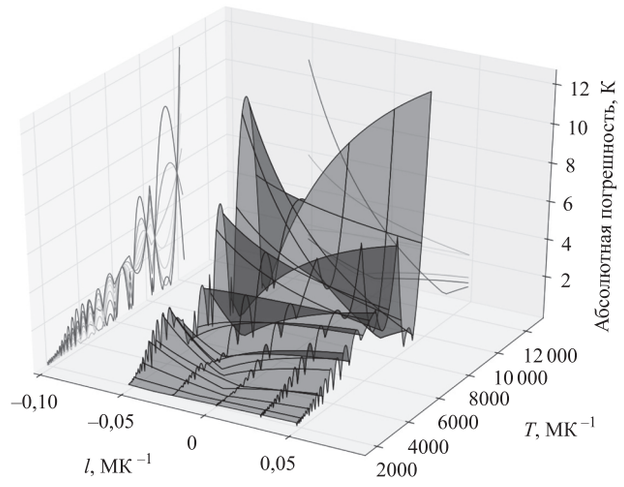


Рис. 3. График абсолютной погрешности метода Робертсона для таблицы Г. Вышецки

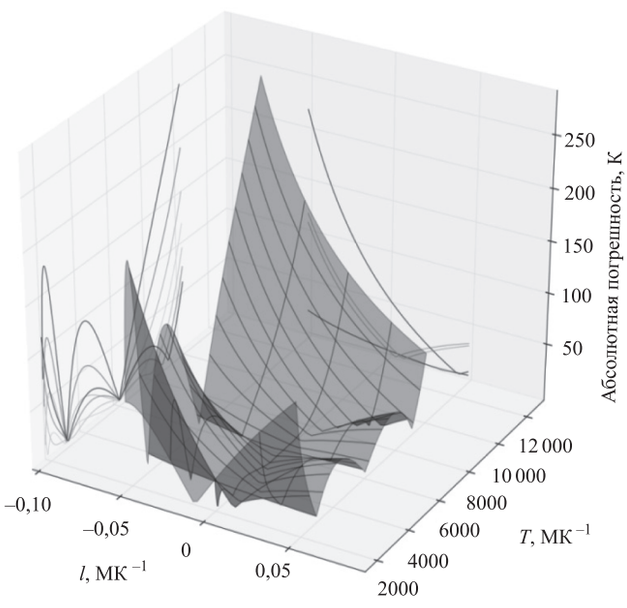


Рис. 4. График абсолютной погрешности метода Мак-Ками на участке в диапазоне температур *T* 1700...10 000 К

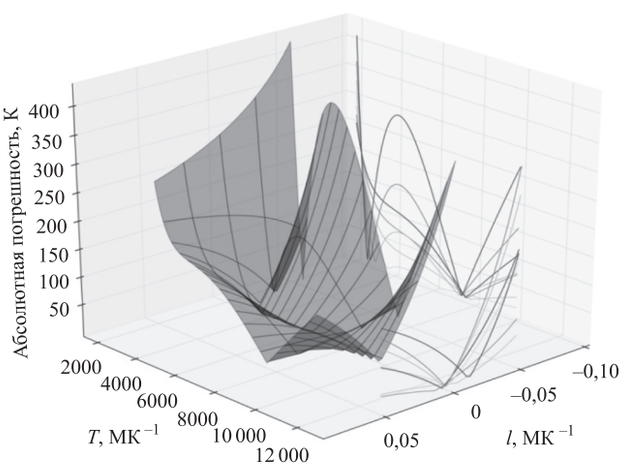


Рис. 5. График абсолютной погрешности расчёта КЦТ методом Эрнандеса в диапазоне температур 1700...10 000 К

Метод Робертсона для расчёта КЦТ был предложен в 1968 г. [3, 9]. Он нашёл широкое практическое применение и до сих пор не утратил актуальности. Например, в программном обеспечении современных спектрорадиометров зачастую реализован именно этот метод, суть которого заключается в линейном интерполировании изотерм.

Оригинальный метод основан на расчётной таблице, описывающей свойства 31 изотермы (от 10 до 660 $МК^{-1}$ с шагом 10 $МК^{-1}$). Нами был уменьшен шаг между изотермами, в результате чего были рассчитаны таблицы для шагов 5, 2,5 и 1 $МК^{-1}$ [10].

Результаты оценки погрешности расчёта КЦТ методом Робертсона:

Шаг, $МК^{-1}$	10	5	2,5	1
Абсолютная погрешность, К	12,4	0,6	0,16	0,025

Анализируя эти данные, можно заключить, что с уменьшением шага между изотермами уменьшается и погрешность. А при шаге 1 $МК^{-1}$ в важном с точки зрения практики диапазоне температур 1667...10 000 К погрешность метода приближается к нулю.

Рисунок 3 иллюстрирует распределение абсолютной погрешности в диапазоне температур 1667...10 000 К для таблицы, предложенной Г. Вышецки. Видно, что с увеличением температуры увеличивается и погрешность.

Метод Мак-Ками был предложен в 1992 г. Для расчёта КЦТ предлагается использовать полином третьего порядка. Полином был получен исходя из предположения, что все изотермы пересекаются в определённой точке на диаграмме цветности *XYZ*.

Оценка погрешности расчёта КЦТ этим методом показала (рис. 4), что он значительно уступает по точности методу Робертсона. Максимальная погрешность в диапазоне температур 1700...10 000 К составила 285,4 К.

Метод Эрнандеса был предложен в 1999 г. [2]. Как и метод Мак-Ками, он представляет собой аналитическое решение. Оценка погрешности расчёта КЦТ этим методом (рис. 5) позволила констатировать, что он также значительно уступает по точности методу Робертсона. Максимальная погрешность в диапазоне 1700...10 000 К составила 429,4 К.

В 2013 г. Йоши Оно предложил три метода расчёта КЦТ: **метод треугольников, метод парабол и комбинированный метод** [1]. Все они базируются на одной и той же расчётной таблице.

Абсолютные погрешности расчета КЦТ методами Йоши Оно в диапазоне температур

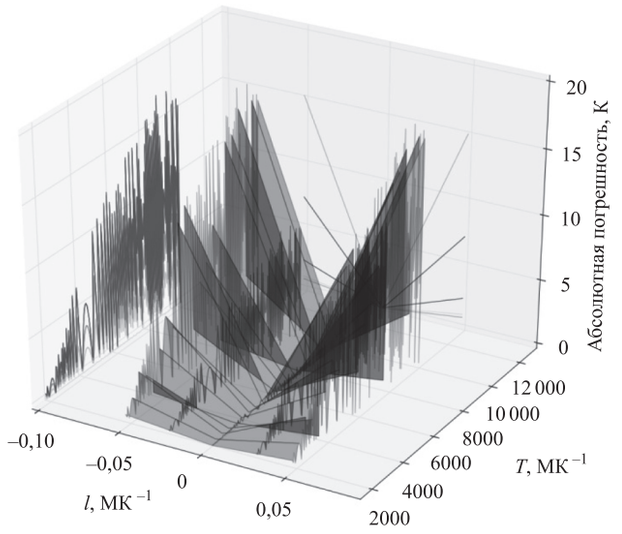


Рис. 6. График абсолютной погрешности расчёта КЦТ методом треугольников в диапазоне температур 1700...10 000 К

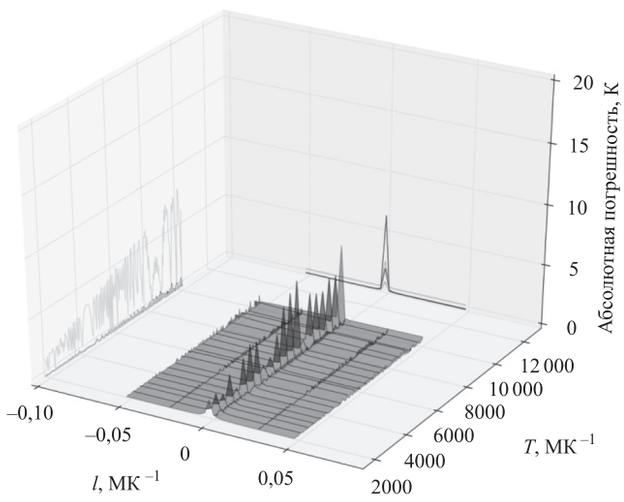


Рис. 7. График абсолютной погрешности расчёта КЦТ методом параболы в диапазоне температур 1700...10 000 К

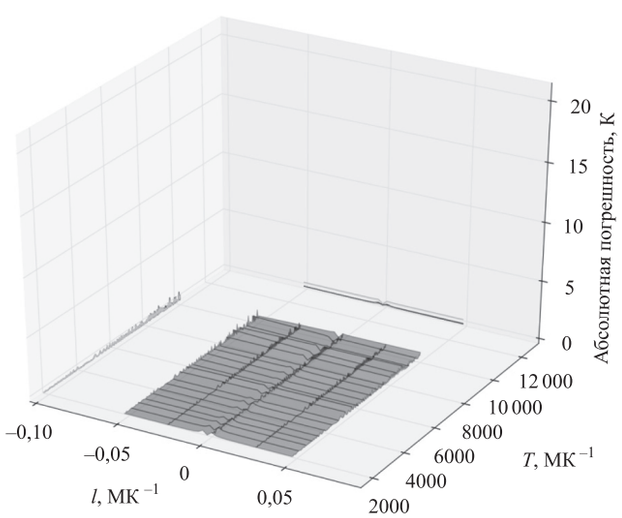


Рис. 8. График абсолютной погрешности расчёта КЦТ комбинированным методом в диапазоне температур 1700...10 000 К

1700...10 000K: метод треугольников — 19,1 К; метод парабол — 8,5 К; комбинированный метод — 0,9 К. На рис. 6...8 приведены графики распределения абсолютных погрешностей для этих методов расчета КЦТ.

Выводы. В результате исследований установлено следующее:

для метода Робертсона погрешность расчета КЦТ увеличивается с повышением температуры. При шаге расчётной таблицы в интервале температур 1700...10 000 К погрешность метода приближается к нулю;

для метода треугольников Йоши Оно в диапазоне температур 1667...10 000 К абсолютная погрешность не превышает 19,1 К. Метод парабол на том же участке более точен: абсолютная погрешность для него не превышает 8,5 К. Комбинированный метод обладает самой высокой точностью. В интервале температур 1667...10 000 К абсолютная погрешность составляет 0,9;

для метода Мак-Ками погрешность в интервале температур 1700...10 000 К достигает 250 К. Погрешность этого метода сильно зависит от местоположения изотерм в полосе пропускания, идущей вдоль линии чёрного тела. Как правило, минимальная погрешность расчёта КЦТ методом Мак-Ками набюдается вблизи чёрного тела;

для метода Эрнандеса погрешность в диапазоне температур 1700...10 000K достигает 429,4 К. Как и для предыдущего метода, погрешность сильно зависит от местоположения изотерм в полосе пропускания, идущей вдоль линии чёрного тела;

комбинированный метод Йоши Оно рекомендуется нами как наиболее оптимальный метод расчёта абсолютной погрешности КЦТ с точки зрения точности.

Библиографические ссылки

1. **Ohno Y.** Practical Use and Calculation of CCT and Duv //The Journal of the Illuminating Engineering Society of North America. 2013. P. 47—55.

2. **Hernandez-Andres J.** et al. Calculating correlated color temperatures across the entire gamut of day light and sky light chromaticities // Journal Of The Optical Society Of America. № 38 (27). 1999. P. 5703—5709.

3. **Robertson A.R.** Computation of correlated color temperature and distribution temperature // Journal Of The Optical Society Of America. № 58. 1968. P. 1528—1535.

4. **CIE 15:** Technical Report: Colorimetry, 3rd edition. 2004.

5. **Schanda J.** Colorimetry. Understanding the CIE system. 2007. P. 499.

6. **Ohta N., Robertson A.R.** Colorimetry. Fundamentals and Applications. 2005. P. 354.

7. **McCamy C.S.** Correlated color temperature as an explicit function of chromaticity coordinates // Color Res. Appl. № 17. 1992. P. 142—144.

8. **Прытков С.В.** О расчёте линий постоянной коррелированной цветовой температуры // Проблемы и перспективы развития отечественной светотехники, электротехники и энергетики: мат. XII Всерос. науч.-техн. конф. с междунар. участием, Саранск. 2015. С. 191—196.

9. **Wyszecki G.** Color Science: Concepts and Methods, Quantitative Data and Formulae. 1968. P. 628.

10. **Прытков С.В.** Новая расчётная таблица для определения коррелированной цветовой температуры по методу Робертсона // Проблемы и перспективы развития отечественной светотехники, электротехники и энергетики: мат. XII Всерос. науч.-техн. конф. с междунар. участием, Саранск. 2015. С. 196—202.

УДК 681.514

И.Ю. Анисимов, А.В. Затонский, д-р техн. наук, проф.
(Березниковский филиал Пермского национального исследовательского политехнического университета)

zxenon@narod.ru

УПРАВЛЕНИЕ МИКРОКЛИМАТОМ В ЗДАНИИ НА ОСНОВЕ НЕЧЁТКОЙ ЛОГИКИ

Обоснована необходимость совместного управления освещением, отоплением, вентиляцией и кондиционированием в современных зданиях для создания комфортных условий в помещениях и сокращения потребления энергии. Предложена система автоматизации здания на основе нечёткой логики. Определены входные и выходные параметры, заданы функции принадлежности переменных, сформированы базы знаний и правил. Разработана модель системы в MatLAB с использованием пакета Fuzzy Logic Toolbox. Проведены моделирование и тестирование системы на реальных данных, показана адекватность модельных расчётов.

Ключевые слова: система автоматизации здания; нечёткая логика; управление; MatLAB.

The necessity of joint management of lighting, heating, ventilation and air conditioning in modern buildings for creating comfortable conditions in premises and reducing energy consumption is justified. The building automation system based on fuzzy logic is proposed. Input and output parameters are defined, variables identification functions are specified, knowledge and rules bases are formed. A system model is developed in MatLAB using the Fuzzy Logic Toolbox. Modeling and testing of the system on real data is carried out, the adequacy of model calculations is shown.

Keywords: building automation system; fuzzy logic; control; MatLAB.

Введение. Необходимым условием реализации современных крупных строительных проектов является обеспечение комфортной среды на рабочих местах. Весьма часто эта проблема возникает при строительстве или переоборудовании офисных зданий, где работники располагаются с неравномерной плотностью и, зачастую, на небольших площадях. Также, как правило, существуют пределы допустимости климатических показателей в помещениях, определённые санитарными нормами [1, 2] и т. п. В то же время обеспечение комфортности для персонала не является первоочередной производственной задачей, потому оно должно достигаться с наименьшими материальными и организационными затратами.

Обоснование централизованного управления. Если системы вентиляции, обогрева с использованием различных источников тепла, кондиционирования и подобные им регулируются независимо друг от друга, это часто приводит к конфликтам задач управления. Например, одной и той же температуры в помещении можно добиться, включив на полную мощность системы отопления и приточной вентиляции, либо выключив обе эти системы. Результат будет одинаковым (если не учитывать дополнительные параметры — влажность, органолептические свойства воздуха и т. д.), но, очевидно, энергозатраты в обоих случаях требуются совершенно разные. Существенно важно и давно известно, что никакие локальные

ao118.indd 36 25.12.2017 11:01:12

системы управления, на какой бы элементной и логической базе они не были основаны, не способны выходить из подобных «тупиков» алгоритмов управления [3]. Система автоматизации здания (САЗ) должна иметь одну центральную точку, где осуществляются общий мониторинг, контроль и управление — последнее в том смысле, что централизованная система уточняет задания (уставки), которые отрабатывают затем локальные системы регулирования. Для централизованной САЗ граничными условиями служат допустимые климатические параметры помещений, а критерием оптимальности её работы обычно является энергозатратность. В частных случаях, кроме прямого энергосбережения, внедрение САЗ позволяет уменьшить общую стоимость владения зданием также за счёт сокращения расходов на техническое обслуживание и ущерба от плановых и аварийных ремонтов.

САЗ постоянно испытывает возмущающие воздействия со стороны окружающей среды, включая изменение температуры, влажности и освещённости. В течение года эти воздействия могут быть, во-первых, достаточно значительными, во-вторых — стохастическими или непредвиденными. Так, на улице может произойти внезапное похолодание до −30 °С с сильным ветром или, наоборот, пройти тёплый дождь из плотной облачности при +30 °С, и все эти явления нельзя предвидеть. В рамках классических линейных систем автоматического регулирования (САР) сложно синтезировать регуляторы, способные компенсировать столь большие колебания. Действительно, в технологических процессах возмущения по составу сырья, например, редко превышают ±10 % [4]. Одним из работоспособных подходов к адаптации САР под большие внезапные изменения внешних воздействий является использование нёчеткого управления [5]. Оно оказывается особенно полезным, когда технологические процессы слишком сложны для анализа с помощью общепринятых количественных методов или когда доступные источники информации некачественные, неточные или неопредёленные.

Системы управления на основе нечёткой логики. Нечёткая логика, на которой основано нечёткое управление, ближе по духу к человеческому мышлению и естественным языкам, чем традиционные логические системы. Математические средства отражения нечёткости исходной информации, неопределённостей и неточностей, свойственных реальному миру, позволяют довольно просто строить адекватные модели [6] и системы регулирования. Процесс их синтеза, как правило, включает следующие шаги:

1. *Создание базы знаний.* Определяются нечёткие переменные и ограничивающие отношения между ними, устанавливаются функциональные и эксплуатационные характеристики объекта. Создаются правила фаззификации детерминированных входных параметров, т. е. их перевода в нечёткую форму.

2. *Создание модели.* Модель состоит из входных и выходных переменных, базы правил и их отношений. После описания системы в терминах выбранных ранее входных и выходных переменных, каждая переменная сопоставляется с некоторой нечёткой функцией принадлежности (ФП). ФП, собственно, отражает нечёткий характер реального мира и особенности человеческого языкового описания. База знаний дополняется базой правил (поведения объекта или алгоритмов САР). Таким образом, на выходе нечёткой САР с помощью правил формируются нечёткие задания исполнительному механизму — «существенно добавить», «немного уменьшить» и т. п.

3. *Дефаззификация* — преобразование нечётких выходных переменных в числовое значение. Существует множество методов дефаззификации, из которых в зависимости от природы и характера изменения переменных подбирается наиболее подходящий.

4. *Реализация и тестирование модели.* Нечёткие переменные, операции с ними, правила, база знаний и другие элементы нечёткой САР могу быть реализованы на языках программирования, в специализированных или универсальных программных средах. В частности, удобный инструментарий имеется в широко распространённой среде MatLAB [7]. Тестирование позволяет определить погрешность модели объекта или показатели переходных качеств процессов САР.

5. *Настройка модели.* Для повышения точности модели или качества регулирования могут быть скорректированы виды ФП, центры или перекрытия ФП входных или выходных переменных, а также добавлены или исключены некоторые правила. Настройка производится до достижения заданной погрешности или качества регулирования [8].

Разработка САЗ. Основные функциональные блоки предлагаемой САЗ на основе нечёткой логики показаны на рис. 1.

Входные параметры включают условия по времени и условия окружающей среды. Условия

ao118.indd 37 25.12.2017 11:01:12

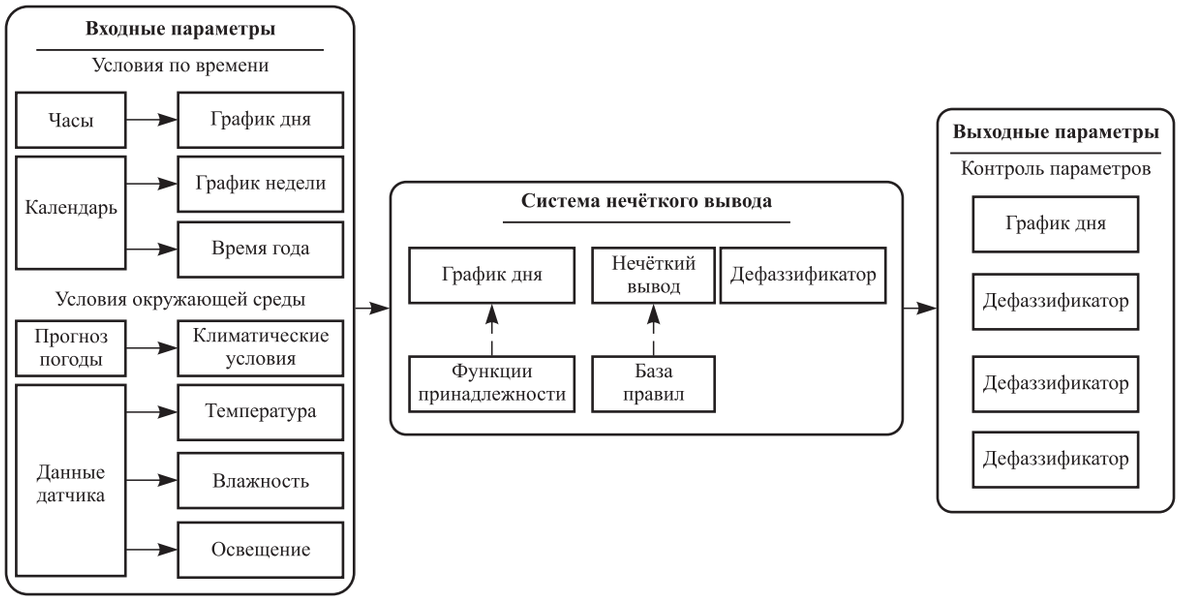


Рис. 1. Система комплексного управления зданием с использованием нечёткой логики

по времени выражены в 24-часовом ежедневном графике изменений, недельном (графике рабочих и выходных дней) и годовом графиках. Климатические условия включают прогнозы погоды и фактические значения температуры, влажности и окружающего освещения, которые поступают с датчиков. Выходные параметры поступают в локальные САР управления температурой, влажностью и освещённостью.

САЗ реализована в прикладном пакете Fuzzy Logic Toolbox среды MatLAB. Выбор среды реализации основан на её открытости, позволяющей в дальнейшем дополнять систему управления уточняющими физическими моделями, взаимодействовать с контроллерами САР через *OPC*-серверы, наращивать возможности САЗ средствами имитационного моделирования и т. д. Редактор *FIS* этого пакета предназначен для ввода общей информации о нечёткой системе управления. В нашем случае в *FIS* создано семь входных, пять выходных параметров и 439 правил с выводом по алгоритму Мамдани. В редакторе функций принадлежности (рис. 2) переменные *FIS* превращаются в ФП, для них определяют вид, настройки и диапазоны значений, в том числе их зависимость от других входных переменных. Например, предполагаемые дневные колебания температуры летом отличаются от зимних значений.

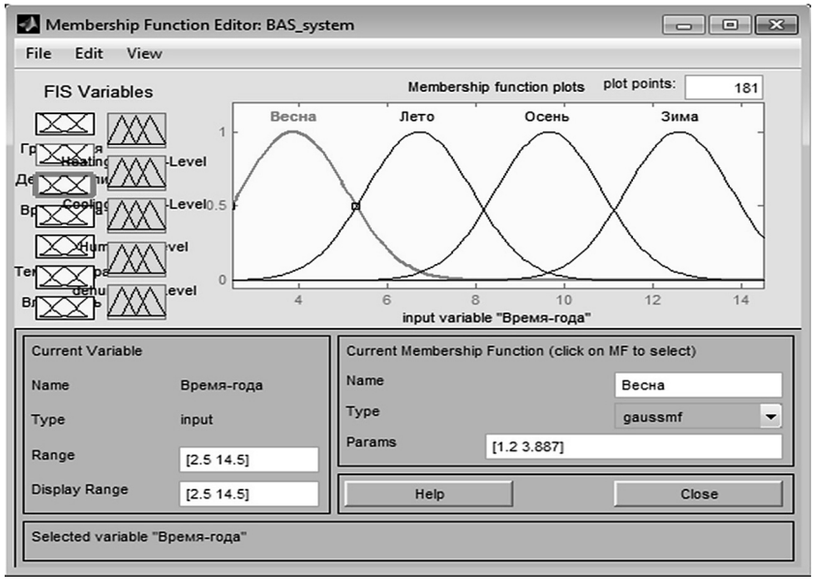


Рис. 2. Редактор функций принадлежности переменных САЗ

Редактор базы правил используется для автоматического построения высказываний и правил (рис. 3). Созданные в ходе работы 439 правил связывают между собой входные и выходные переменные. Особенностью нечёткой логики является то, что даже если какие-то правила при построении системы упущены или определены неверно, САЗ, в целом, будет работать, а уточнить правила можно на этапе настройки.

Настройка и тестирование САЗ. Визуализация поверхностей вход-

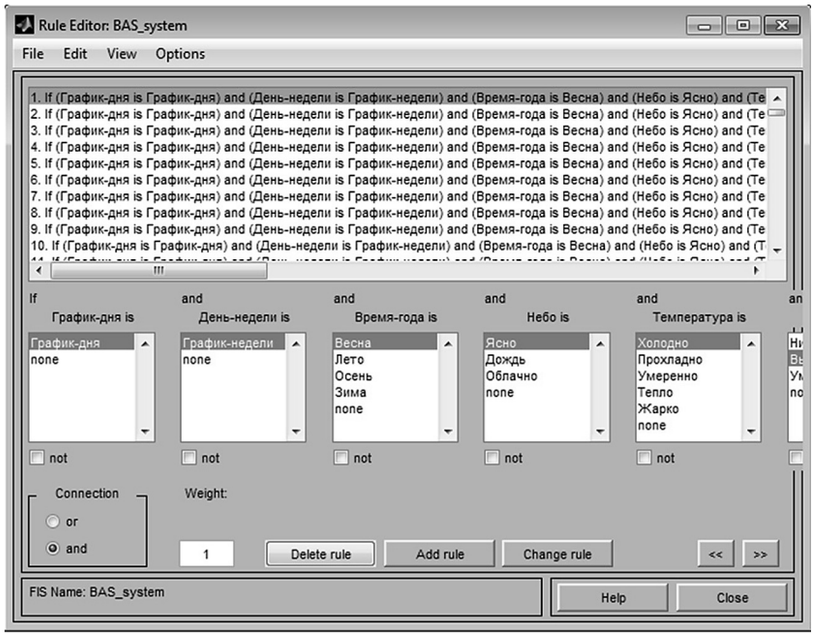


Рис. 3. Редактор и фрагмент базы правил САЗ

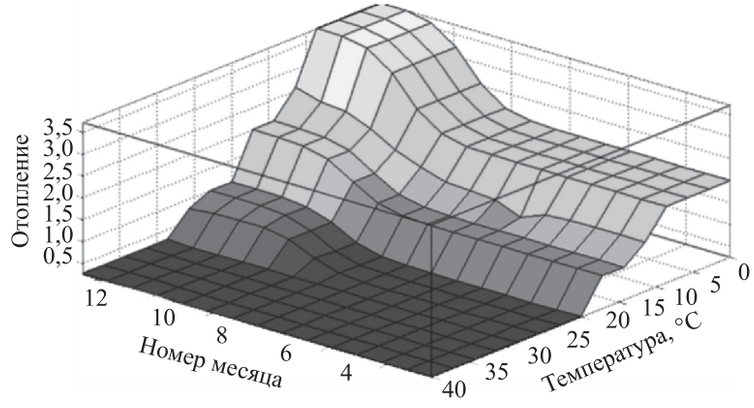


Рис. 4. Зависимость интенсивности отопления от времени года и температуры

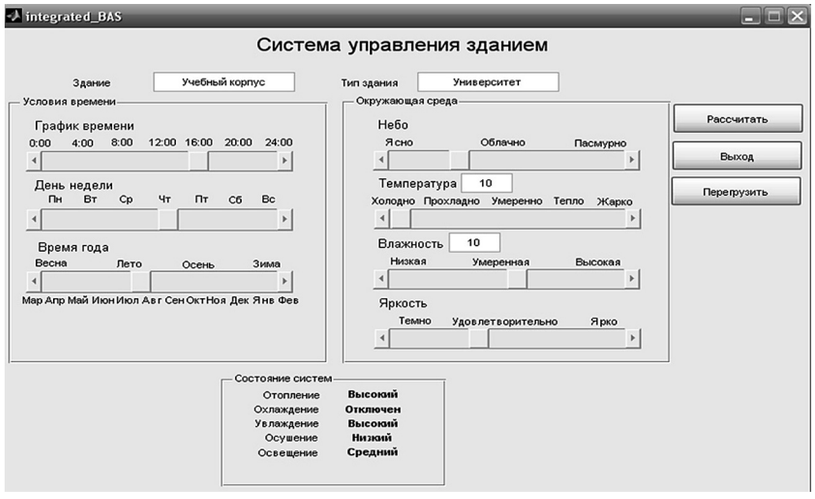


Рис. 5. Графический интерфейс САЗ

ных и выходных переменных осуществляется с помощью *GUI*-модуля *Surface Viewer*. Он позволяет вывести графическое изображение зависимости значения любой выходной переменной от произвольных двух (или одной) входных переменных. Например, на рис. 4 показана зависимость выходной переменной (энергопотребления системы отопления) от входных переменных (времени года и температуры). Хорошо видно, что максимальное энергопотребление системы отопления приходится на зимние месяцы. Вне зависимости от времени года при температуре более 30 °С система отопления будет отключена. При температуре менее 10 °С даже в летние месяцы система отопления будет работать на «среднем» уровне.

Для удобства конечного пользователя создан соответствующий интерфейс (рис. 5). Он разработан в тулбоксе GUIDE, предоставляющем все необходимые инструменты для создания графических пользовательских интерфейсов, ввода данных и вывода результатов моделирования.

Данные для моделирования и тестирования выбирают из Архива фактической погоды, источником которого является сайт http://www.pogodaiklimat.ru — интернет-ресурс об окружающей среде Российской Федерации. Из него выбраны почасовые ряды данных по г. Березники Пермского края (в том числе температура и относительная влажность) с марта 2015 г. по апрель 2016 г. (табл. 1).

Для приведённых данных САЗ выдала следующие нечёткие рекомендации локальным САР здания (табл. 2). Их дефаззификация проведена методом центра тяжести.

Например, в мае 2015 г. в начале рабочего дня (9:00) фактическая температура достигла 17 °С, вследствие чего САЗ снизила уровень отопления, чтобы уменьшить расход энергии. Так как 9:00 в пятницу — это утро рабочего дня,

Таблица 1

Данные о фактической погоде в г. Березники Пермского края на 22-е число каждого месяца в 2015—2016 гг. (выборка из часовых рядов данных)

Параметр	Номер значения											
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
Месяц	5	6	7	8	9	10	11	12	1	2	3	4
День недели	Пт	Пн	Ср	Сб	Вт	Чт	Вс	Вт	Пт	Пн	Вт	Пт
Время, ч	9	12	21	0	15	18	12	9	6	15	21	0
Температура, °С	17	30,6	13,2	12,1	14,4	−2,3	−7,3	−5,9	−12,6	−3,8	−6,6	6,8
Относительная влажность, %	18	49	94	81	68	81	90	91	82	68	86	83
Облачность	Ясно	Обл.	Пасм.	Пасм.	Обл.	Ясно	Пасм.	Обл.	Обл.	Обл.	Ясно	Пасм.

Таблица 2

Результаты работы САЗ в г. Березники Пермского края на 22-е число каждого месяца в 2015—2016 гг.

Параметр	Номер значения											
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
Отопление	Откл.	Откл.	Откл.	Откл.	Низ.	Пол.	Сред.	Сред.	Низ.	Сред.	Низ.	Низ.
Охлаждение	Низ.	Низ.	Откл.	Откл.	Откл.	Откл.	Откл.	Откл.	Откл.	Откл.	Откл.	Откл.
Увлажнение	Сред.	Откл.	Откл.	Откл.	Откл.	Низ.	Откл.	Низ.	Откл.	Низ.	Откл.	Откл.
Осушение	Откл.	Низ.	Откл.	Откл.	Низ.	Откл.	Откл.	Откл.	Откл.	Низ.	Откл.	Откл.
Освещение	Сред.	Откл.	Низ.	Низ.	Низ.	Сред.	Низ.	Низ.	Низ.	Низ.	Низ.	Низ.

установлен средний уровень освещения для более комфортной работы. Система увлажнения устанавливается на среднем уровне из-за низкой относительной влажности. Если сравнивать данные ноября и декабря, то внешние условия схожи. Оба значения характеризуют холодные зимние утренние часы. Однако рекомендации САЗ отличаются. Это отличие обусловлено недельным графиком. В ноябре выбранная дата попала на воскресенье — нерабочий день. Поэтому устанавливаются средний уровень отопления и низкий уровень освещения для безопасности. Остальные системы здания отключены для снижения энергопотребления.

Заключение. В итоге с использованием нечёткой логики и соответствующего инструментария MatLAB разработана система автоматизации здания, генерирующая адекватные решения с учётом плановых и фактических показателей внешней среды. Система протестирована на реальных климатических данных и показала свою работоспособность. Её использование, в частности, позволяет решить проблему несогласованности локальных климатических САР здания. После окончательной настройки на параметры конкретного офисного или производственного здания с помощью САЗ возможно решение задач снижения энергопотребления и общей стоимости владения зданием.

Библиографические ссылки

1. **СНиП 10-01-94.** Система нормативных документов в строительстве. Основные положения. М.: Минстрой России, 1994. 29 с.

2. **СНиП 41-01-2003.** Свод правил. Отопление, вентиляция и кондиционирование воздуха. М.: Министерство регионального развития Российской Федерации, 2012. 61 с.

3. **Mechanical** and Electrical Equipment for Buildings / Walter T. Grondzik, Alison G. Kwok, Benjamin Stein, John S. Reynolds. Hoboken, NJ: John Wiley & Sons, Inc., 2014. 1446 p.

4. **Затонский А.В.** Программные средства глобальной оптимизации систем автоматического регулирования. М.: ИНФРА-М, ИЦ РИОР, 2013. 136 с.

5. **Круглов В.В., Дли М.И., Голунов Р.Ю.** Нечёткая логика и искусственные нейронные сети. М.: Физматлит, 2001. 221 с.

6. **Штовба С.Д.** Проектирование нечётких систем средствами MATLAB. М: Горячая линия-Телеком, 2007. 288 с.

7. **Fuzzy** Logic Toolbox, for use with Matlab [Электронный ресурс]. Режим доступа: http://www.mathworks.com/access/helpdesk/help/toolbox/fuzzy (дата обращения: 20.09.2017).

8. **Затонский А.В.** Теоретический подход к управлению социально-техническими системами // Программные продукты и системы. 2008. № 1. С. 29—32.

УДК 629.73.018.7

С.В. Николаев, канд. техн. наук
(929-й Государственный лётно-испытательный центр Министерства обороны Российской Федерации, г. Ахтубинск)

nikozavr@mail.ru

ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТЕЙ АВИАЦИОННЫХ КОМПЛЕКСОВ В БЛИЖНЕМ ВОЗДУШНОМ БОЮ

Представлена методика оценки в лётных испытаниях возможностей авиационных комплексов в ближнем воздушном бою. Методика основана на рациональном сочетании натурного и опытно-теоретического методов испытаний и дополнена системой экспертной оценки. Новым в работе является подход к получению экспериментальных данных на основе проведения обусловленных воздушных боёв и использование системы экспертной оценки.

Ключевые слова: лётные испытания; авиационные комплексы; ближний воздушный бой; экспертная оценка.

The methodology for evaluation the capabilities of aircraft systems in close air battle in flight tests is presented. The methodology is based on a rational combination of full-scale and experimental-theoretical test methods and is supplemented by an expert evaluation system. The approach to obtaining experimental data based on the conduct of conditioned air battles and the use of an expert evaluation system is new.

Keywords: flight tests; aviation complexes; short-range air battle; expert evaluation.

Введение. Воздушный бой является одной из основных форм боевых действий авиационных комплексов (АК) и может возникать на разных этапах применения авиации при использовании конкретных типов АК и боевом противодействии различных видов авиационной техники противника. Поэтому одной из важнейших функций современных и перспективных АК, поступающих на испытания, является возможность ведения ближнего воздушного боя (БВБ) с самолётами потенциального противника для завоевания превосходства в воздухе. Программы государственных лётных испытаний (ЛИ) АК предусматривают оценку боевых свойств (БС) АК при ведении БВБ, поэтому актуальность задачи по разработке методики оценки этих свойств (возможностей) в ЛИ не вызывает сомнений. Следует отметить, что методики комплексной оценки возможностей АК при ведении БВБ в ЛИ до настоящего момента не создано.

Целью исследования является разработка методики оценки в испытаниях возможностей АК при ведении БВБ. Методика должна обеспечить выполнение лётных экспериментов (ЛЭ), их анализ и, при необходимости, сравнительную оценку АК по показателям боевых свойств.

Основные положения методики. Лётный эксперимент наряду с математическим и полунатурным моделированием является одним из основных методов исследования возможностей современных АК в воздушном бою. Необходимость лётных исследований обусловлена как сложностью описания динамики движения современных АК, так и невозможностью полного учёта при моделировании многочисленных факторов, оказывающих в различных сочетаниях существенное влияние на характер и исход воздушного боя. В БВБ проявляются индивидуальные маневренные возможности истребителя, его пилотажные характеристики, характеристики устойчивости и управляемости (УУ), определяемые по отдельным методикам [1], быстродействие его прицельных систем и физиологические возможности лётчика. Эффективность самолёта в БВБ в основном определяется опережением противника в развороте оси истребителя на цель и применением оружия, за исключением случаев использования нашлемной системы целеуказания.

Важным вопросом методики ЛИ является выбор самолёта-противника. Это связано с тем, что процесс исхода боя зависит от большого числа факторов — характеристик манев-

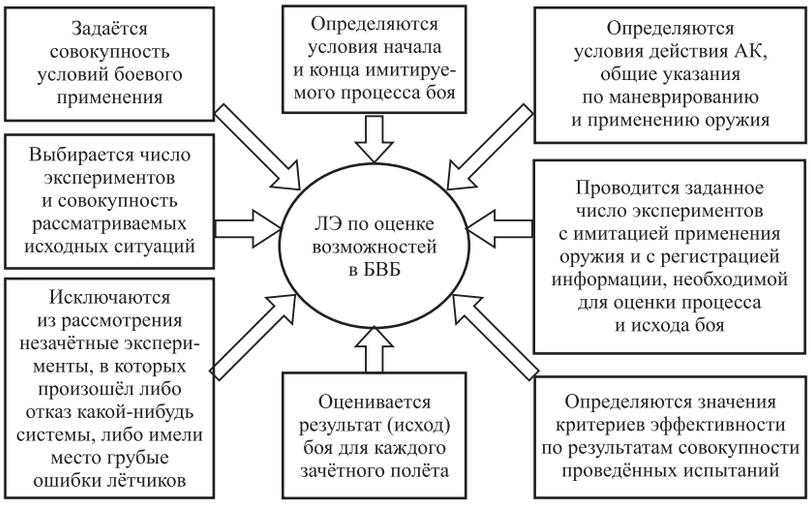


Рис. 1. Схема лётных испытаний с имитацией воздушного боя

ренности, УУ, запаса топлива, возможностей обзора, характеристик прицельных систем и систем вооружения самолётов.

Полная имитация характеристик истребителя-противника практически невозможна, поэтому выбор цели и имитируемых характеристик в ЛИ должен прежде всего обеспечивать наиболее полную имитацию условий боя с противником, заданным в ТТЗ. Например, на основе истребителя МиГ-29 наиболее полно могут быть сымитированы характеристики самолёта F-16. Основными характеристиками, которые должны имитироваться при испытаниях, являются: угловая скорость установившегося разворота $\dot{\psi}_{у.в}$, продольная перегрузка n_x, максимальное значение нормальной перегрузки $n_{y_{доп}}$ и $n^{Э}_{y_{max}}$, определяемые условиями сваливания ($\alpha_{доп}$) и прочностью самолёта (рис. 1).

Особенности оценки возможностей самолёта на закритических углах атаки. Появление новых свойств у современных АК, например, сверхманевренности, вносит свои коррективы в методику испытаний. Оценка характеристик УУ на закритических углах атаки (ЗУА), в том числе при выполнении типовых фигур («колокол», «кульбит», «петля на горке» и т. п.) и одиночного маневрирования, не позволяет сформулировать однозначные выводы о возможностях и качестве выполнения задач ББВ [2]. В контексте оценки целевой задачи при выполнении ББВ требуется оценка пилотажных характеристик самолёта на ЗУА при выполнении парных полётов с элементами ББВ. Рассмотрению в ЛЭ подлежат следующие вероятные типовые ситуации встречи воздушных целей (ВЦ) в ББВ с последующим выполнением маневра разворота на цель с использованием маневров на ЗУА:

форсированный разворот на цель после расхождения на встречно-параллельных курсах (рис. 2, *а*);

форсированный разворот на маневрирующую в горизонтальной плоскости цель (рис. 2, *б*);

форсированный разворот в наклонной плоскости на цель, маневрирующую в горизонтальной плоскости (более подробно этот вопрос изложен в работе [2]).

Обусловленный воздушный бой. В рамках методики разработан и апробирован подход к оценке возможностей АК в ББВ, заключающийся в проведении обусловленных воздушных боёв, в том числе с использованием режимов сверхманевренности. Такой подход предусматривает оценку свойств АК в типовых условиях выполнения целевых задач с использованием различных режимов работы бортового оборудования в разных условиях завязки боя. Например, целесообразно выполнить имитацию боёв с различными начальными условиями. Построение ЛЭ выполняется с учётом проверки всего диапазона высот самолёта-истребителя $H_и$ и самолёта-цели $H_ц$, приборных скоростей самолёта-истребителя $V_и$ и самолёта-цели $V_ц$, дальностей вывода на цель $Д_{выв}$ и полусферы атаки при ведении ББВ (см. таблицу). При постро-

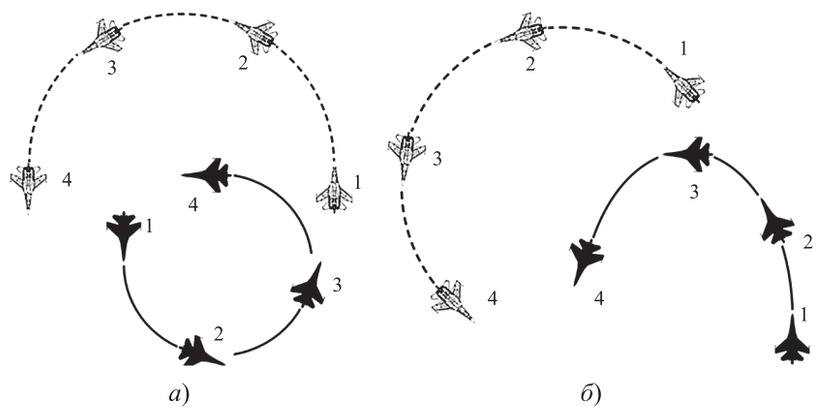


Рис. 2. Форсированный разворот на цель после расхождения на встречно-параллельных курсах (*а*) и форсированный разворот на маневрирующую в горизонтальной плоскости цель (*б*)

Пример начальных условий выполнения лётных экспериментов

Номер атаки	Полусфера атаки (З — задняя, П — передняя)	$Д_{выв}$, км	$H_и$, $H_ц$, м	$V_и$, $V_ц$, км/ч	Ракурс цели
1	ЗПС	1...2	7400, 8000	700...900	0/4...2/4
2	ЗПС	1...2	8600, 8000	550...650	0/4...2/4
3	ППС, ЗПС	1...2	7000, 8000	700...900	0/4...2/4
4	ЗПС	1...2	4400, 5000	700...900	0/4...2/4
5	ЗПС	1...2	5060, 5000	550...650	0/4...2/4
6	ППС, ЗПС	1...2	5000, 6000	500...750	1/4...4/4

нии порядка атак учитывается также наличие различных режимов работы бортового оборудования (БО), номенклатуры управляемого вооружения и т. д.

После занятия начальных условий для атаки, лётчик самолёта-истребителя подаёт лётчику самолёта-цели одну из команд «М1», «М2», «М3» на выполнение соответствующего типового каскада фигур. Каждая фигура выполняется в соответствии с Руководством по лётной эксплуатации (РЛЭ) самолёта. Например, по команде «М1» лётчику самолёта-цели выполнить: форсированный разворот с торможением, вираж, предельный по тяге, «змейку» в горизонтальной плоскости в течение 60 с с углами отворота от исходного направления на ± 60°.

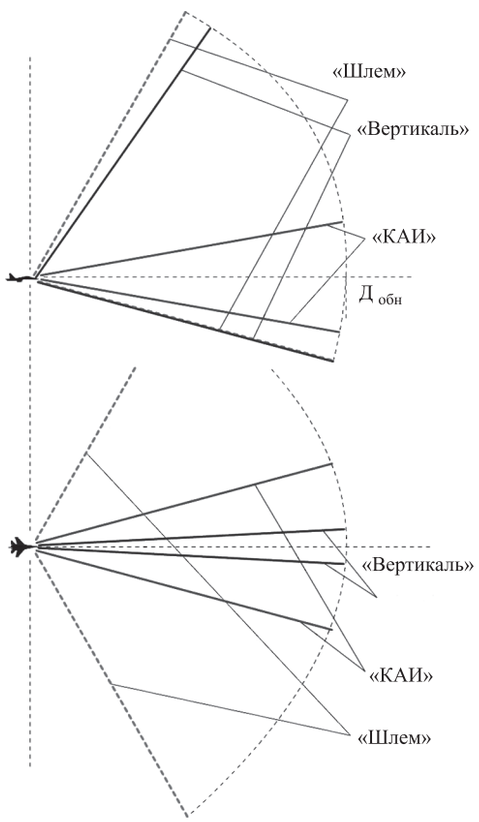


Рис. 3. Качественное сравнение области поиска и захвата воздушной цели в вертикальной и горизонтальной плоскостях для разных режимов работы бортового оборудования в ближнем бою

В процессе выполнения лётчиком самолёта-цели типовых каскадов фигур, лётчику истребителя необходимо осуществлять маневрирование для занятия выгодного положения, атаки и условного поражения цели. Особое внимание следует уделить оценке нашлемной системы целеуказания (НСЦ), которая существенно повышает боевые возможности самолёта при ведении БВБ и в комплексе с всеракурсной ракетой ближнего боя обеспечивает самолёту преимущество даже над противником, обладающим сверхманевренностью. На рис. 3 показано, как прицельный режим «Шлем» значительно расширяет зону поиска и захвата воздушной цели относительно других режимов работы бортового оборудования («Вертикаль», «КАИ»).

Моделирование, общие принципы формирования математических моделей динамики движения летательных аппаратов. При полунатурном моделировании режимов БВБ основной задачей является выбор условий наиболее эффективного применения режимов, в том числе сверхманевренности в ходе боя, выбор параметров маневров и режимов работы БО и авиационных средств поражения (АСП) [3, 4]. Относительно условий применения режимов сверхманевренности имеются в виду не только исходная тактическая позиция завязки воздушного боя, но и ситуации взаимного положения противников, которые возникают в процессе интенсивного маневрирования (текущие значения дальности, углов пеленга, скорости, высоты и маневров противников).

Математические модели истребителей и ракет описывают пространственное движение центров масс летательных аппаратов (ЛА). При этом следует отметить, что при составлении модели целесообразно использовать банк

аэродинамических характеристик самолёта, скорректированный по результатам ЛИ методами идентификации [5, 6]. Законы управления движением истребителей определяются выбранной тактикой поведения сторон в воздушном бою и формируются на основе эвристических алгоритмов. Управление движением ракет основывается на методе пропорциональной навигации. Математическая модель оптико-локационной станции описывается геометрией зоны действия и рядом циклограмм.

Для описания движения ЛА выбрана достаточно полная нелинейная система дифференциальных уравнений, в которой учитывается центробежный момент инерции I_{xy} и используется допущение о том, что самолёт имеет плоскость симметрии [7]:

$$\frac{d\alpha}{dt} = \omega_z - \frac{1}{\cos\beta}\left[\left(\frac{a_x}{V} - \omega_y \sin\beta\right)\sin\alpha + \left(\frac{a_y}{V} + \omega_x \sin\beta\right)\cos\alpha\right];$$

$$\frac{d\beta}{dt} = \frac{a_z}{V}\cos\beta - \left(\frac{a_x}{V}\sin\beta - \omega_y\right)\cos\alpha + \left(\frac{a_y}{V}\sin\beta + \omega_x\right)\sin\alpha;$$

$$\frac{dV}{dt} = a_x \cos\alpha\cos\beta - a_y \sin\alpha\cos\beta + a_z \sin\beta;$$

$$\frac{d\omega_z}{dt} = \frac{I_x - I_y}{I_z}\omega_x\omega_y + q\frac{Sb_A}{I_z}m_z - \frac{k_{\text{дв}}\omega_y}{I_z} - \frac{(P_{\text{пр}} + P_{\text{лев}})y_{\text{дв}}}{I_z} + \frac{I_{xy}(\omega_x^2 - \omega_y^2)}{I_z};$$

$$\frac{d\omega_y}{dt} = \frac{I_x(I_z - I_x) - I_{xy}^2}{I_x I_y - I_{xy}^2}\omega_x\omega_z + \frac{k_{\text{дв}}\omega_z I_x}{I_x I_y - I_{xy}^2} + \frac{(P_{\text{пр}} - P_{\text{лев}})z_{\text{дв}} I_x}{I_x I_y - I_{xy}^2} - \frac{I_{xy}(I_z - I_x - I_y)}{I_x I_y - I_{xy}^2}\omega_y\omega_z + \frac{I_x qSlm_y + I_{xy} qSlm_x}{I_x I_y - I_{xy}^2};$$

$$\frac{d\omega_x}{dt} = \frac{I_y(I_y - I_z) + I_{xy}^2}{I_x I_y - I_{xy}^2}\omega_y\omega_z - \frac{I_{xy}(I_y + I_x - I_z)}{I_x I_y - I_{xy}^2}\omega_x\omega_z + \frac{I_y qSlm_x + I_{xy} qSlm_y}{I_x I_y - I_{xy}^2} + \frac{I_{xy}(k_{\text{дв}}\omega_z + (P_{\text{пр}} - P_{\text{лев}})z_{\text{дв}})}{I_x I_y - I_{xy}^2};$$

$$\frac{d\vartheta}{dt} = \omega_y \sin\gamma + \omega_z \cos\gamma;$$

$$\frac{d\gamma}{dt} = \omega_x - \operatorname{tg}\vartheta(\omega_y \cos\gamma - \omega_z \sin\gamma);$$

$$\frac{d\psi}{dt} = \frac{1}{\cos\vartheta}(\omega_y \cos\gamma - \omega_z \sin\gamma);$$

$$\frac{dH}{dt} = V[\cos\alpha\cos\beta\sin\vartheta - \sin\alpha\cos\beta\cos\vartheta\cos\gamma - \sin\beta\cos\vartheta\sin\gamma]. \quad (1)$$

Ускорения вдоль связанных осей:

$$a_x = \frac{qS(-c_x + c_p)}{m} - g\sin\vartheta = g(n_x - \sin\vartheta);$$

$$a_y = \frac{qSc_y}{m} + g\cos\vartheta\sin\gamma = g(n_z + \cos\vartheta\cos\gamma); \quad (2)$$

$$a_z = \frac{qSc_z}{m} + g\cos\vartheta\sin\gamma = g(n_x + \cos\vartheta\sin\gamma).$$

Перегрузки вдоль связанных осей:

$$n_x = \frac{qS(-c_x + c_p)}{gm} = \frac{a_x}{g} + \sin\vartheta;$$

$$n_y = \frac{qSc_y}{gm} = \frac{a_y}{g} + \cos\vartheta\cos\gamma; \quad (3)$$

$$n_z = \frac{qSc_z}{gm} = \frac{a_z}{g} - \cos\vartheta\sin\gamma.$$

В системах уравнений (1...3) и далее используются следующие обозначения: α, β — углы атаки и скольжения, рад; ω_x, ω_y, ω_z — угловые скорости относительно связанных осей, рад/с; ϑ, γ, ψ — углы тангажа, крена, курса, рад; V — скорость полёта, м/с; H — высота полёта, м; m_x, m_y, m_z — коэффициенты аэродинамических моментов; c_x, c_y, c_z — коэффициенты аэродинамических сил в связанной системе координат; I_x, I_y, I_z, I_{xy} — моменты инерции относительно осей в связанной системе координат, кг·м^2; m — масса самолёта, кг; l, b_A — размах крыла и длина средней аэродинамической хорды, м; S — эквивалентная площадь крыла, м^2; $q = \rho_H V^2/2$ — скоростной напор, Па; ρ_H — плотность воздуха на высоте полёта, кг/м^3; $c_{\text{р}} = (P_{\text{пр}} + P_{\text{лев}})/qS$ — коэффициент тяги двигателей; $P_{\text{пр}}$, $P_{\text{лев}}$ — сила тяги правого и левого двигателей, Н; $k_{\text{дв}}$ — кинетический момент роторов двигателей, кг·м^2; $y_{\text{дв}}$, $z_{\text{дв}}$ — координаты двигателя в связанной системе координат, м.

В качестве параметров управления при моделировании траекторного движения используются

$$n_{y_a} = \frac{Y + P_{\text{дв}} \sin\alpha}{mg};$$

$$n_{x_a} = \frac{-X + P_{\text{дв}} \cos\alpha}{mg}.$$

Для моделирования работы оптико-локационной станции и формирования алгоритмов управления самолётом необходимо вычислить параметры относительного движения ЛА:

$$\vec{D} = \{D_x, D_y, D_z\};$$

$$D_x = x_{\text{ц}} - x_{\text{и}};\ D_y = y_{\text{ц}} - y_{\text{и}};\ D_z = z_{\text{ц}} - z_{\text{и}};$$

$$D = \sqrt{D_x^2 + D_y^2 + D_z^2};$$

$$\vec{V}_c = \{V_{x_c}, V_{y_{\text{с}}}, V_{z_{\text{с}}}\};$$

$$V_{x_{\text{с}}} = V_{x_{\text{ц}}} - V_{x_{\text{и}}};\ V_{y_{\text{с}}} = V_{y_{\text{ц}}} - V_{y_{\text{и}}};\ V_{z_{\text{с}}} = V_{z_{\text{ц}}} - V_{z_{\text{и}}};$$

$$V_c = \frac{D_x V_{x_{\text{с}}} + D_y V_{y_{\text{с}}} + D_z V_{z_{\text{с}}}}{D};$$

$$\varphi = \arccos\left(\frac{D_x V_{x_{\text{и}}} + D_y V_{y_{\text{и}}} + D_z V_{z_{\text{и}}}}{D V_{\text{и}}}\right);$$

$$q = \arccos\left(\frac{D_x V_{x_{\text{ц}}} + D_y V_{y_{\text{ц}}} + D_z V_{z_{\text{ц}}}}{D V_{\text{ц}}}\right),$$

где $\vec{D}$ — вектор дальности (линия визирования); D — дальность до цели, км; $x_{\text{и}}$, $y_{\text{и}}$, $z_{\text{и}}$ — координаты истребителя в земной системе координат, км; $x_{\text{ц}}$, $y_{\text{ц}}$, $z_{\text{ц}}$ — координаты цели в земной системе координат, км; $\vec{V}_c$ — вектор скорости сближения; $V_{x_{\text{и}}}, V_{y_{\text{и}}}, V_{z_{\text{и}}}$ — проекции вектора скорости истребителя; $V_{x_{\text{ц}}}, V_{y_{\text{ц}}}, V_{z_{\text{ц}}}$ — проекции вектора скорости цели; $V_{\text{с}}$ — скорость сближения, м/с; φ — угол пеленга цели, град.; q — угол ракурса цели, град.

Экспертная оценка. Для систематизации, унификации и математической обработки суждений лётчиков о свойствах АК в БВБ разработана система экспертной оценки [8], включающая опросный лист, шкалы для оценок и ряд уточняющих вопросов. Лётчику предлагается поэтапно оценить выполненный лётный эксперимент по специально разработанной шкале, при допущении, что БВБ условно можно разделить на этапы:

1-й этап визуального обнаружения цели;

2-й этап захвата цели и постановки её на сопровождение;

3-й этап маневрирования и прицеливания;

4-й этап атаки цели;

5-й этап выхода из боя по условиям поражения цели либо по отсутствию АСП, либо по остатку топлива.

Оценка лётчиками-экспертами на каждом этапе боя выставляется по качеству работы с индикацией, БО, радиолокационной станцией (РЛС) и т. д. При этом оцениваются восприятие информации, принятие решения, реализация решения (удобство работы с БО, время выполнения операций). Весь разработанный инструментарий располагается на опросных листах, прикладываемых к полётным заданиям, которые подробно описаны в работе [8].

Оценка эффективности. Одним из важных методических вопросов ЛИ является выбор критериев, характеризующих процесс, исход воздушного боя и методы их определения по результатам ЛЭ. В достаточно полной мере эффективность истребителя A в бою с истребителем B характеризуется системой критериев, представляющих собой вероятности возможных исходов боя — поражение истребителя A или B, «ничья» или взаимное поражение:

$$\left\{P^{A\overline{B}}, P^{\overline{A}B}, P^{AB}, P^{\overline{A}\overline{B}}\right\};$$
$$P^{A\overline{B}} + P^{\overline{A}B} + P^{AB} + P^{\overline{A}\overline{B}} = 1. \qquad (4)$$

Для определения этих критериев в ЛИ необходимо провести совокупность N воздушных боёв с имитацией применения оружия и регистрацией параметров, позволяющих определить успешность его применения. Исход каждого (i-го) боя определяется системой критериев, аналогичных (4):

$$P_i^{A\overline{B}}, P_i^{\overline{A}B}, P_i^{AB}, P_i^{\overline{A}\overline{B}}. \qquad (5)$$

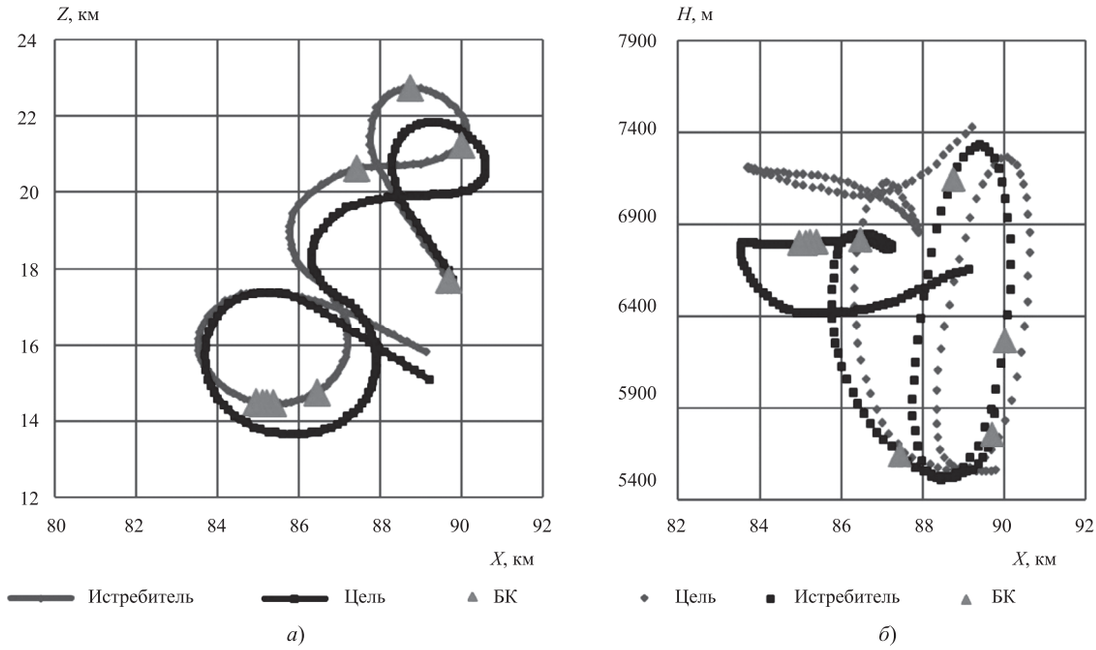
Значения этих критериев зависят от условных вероятностей поражения противника ω_j^A и $\omega_{\text{к}}^B$ каждым из истребителей в момент времени t_j^A и $t_{\text{К}}^B$:

$$P_i^{A\overline{B}} = f(\omega_j^A, t_j^A, \omega_{\text{к}}^B, t_{\text{К}}^B, \ldots).$$

На основании исходов отдельных боёв (5) определяются критерии (4):

$$P_i^{A\overline{B}} = \frac{1}{\text{N}} \sum P_j^{A\overline{B}}.$$

Результаты лётных экспериментов и моделирования. Типовой пример фрагмента воздушного боя или проекции движения истре-



а) *б*)

Рис. 4. Траектории полёта самолёта-истребителя и самолёта-цели при выполнении атаки в ортодромической системе координат (*а*) и в координатах высота—дальность (*б*)

бителей на горизонтальную и вертикальную плоскости приведён на рис. 4, где отмечены моменты нажатия боевой кнопки (БК). В частности, из примера видно, что лётчик самолёта-истребителя выполняет маневрирование, стараясь достигнуть тактического преимущества для пуска ракеты, имитируемого нажатием БК. При этом самолёт-цель выполняет каскад фигур, соответствующий команде «М2».

Для визуализации траекторий взаимно маневрирующих в процессе боя самолётов была разработана модель в среде MATLAB/Simulink («FlightSim») [9], исходными данными для которой являются параметры движения ЛА, полученные из ЛЭ (рис. 5). Другой фрагмент ЛЭ, когда цель последовательно выполняет форсированный разворот с торможением, предельный по тяге вираж и «змейку» в горизонтальной плоскости, показан на рис. 6. Здесь же для сравнения показаны данные режимы, выполненные «оператором» на рабочей моделирующей станции (ЭВМ) и «цифровым

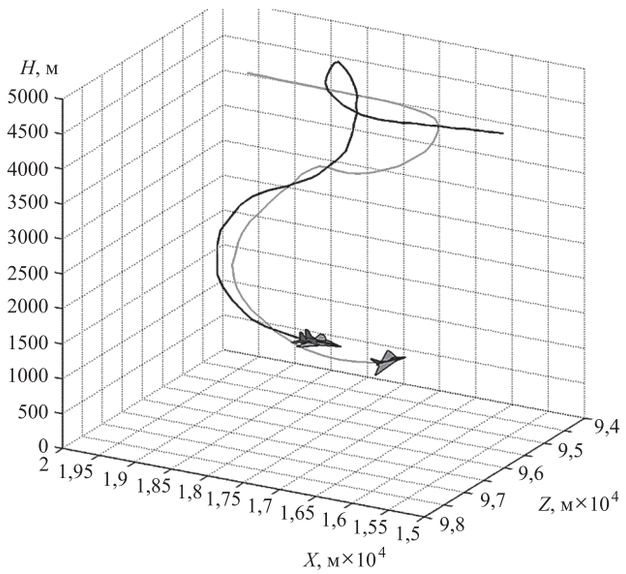


Рис. 5. Пример визуализации воздушного боя

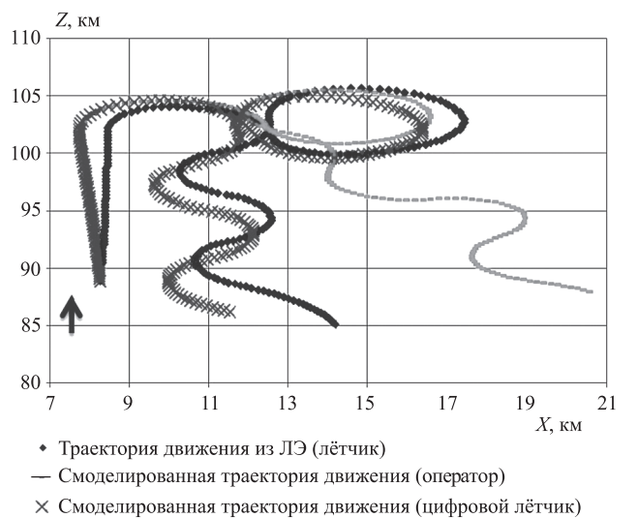


Рис. 6. Пример использования модели «цифрового лётчика» (траектория в ортодромической системе координат)

ao118.indd 46 25.12.2017 11:01:13

лётчиком». Под «цифровым лётчиком» имеется в виду модель, отрабатывающая заданные параметры для управления по текущим параметрам движения самолёта в ЛЭ. По вполне понятной причине траектории движения из ЛЭ и модельного эксперимента, проведённого оператором, расходятся, однако результат применения «цифрового лётчика» показал хорошую сходимость с данными ЛЭ.

Выводы и рекомендации. Создана новая методика оценки в лётных испытаниях возможностей авиационных комплексов в ближнем воздушном бою, основанная на сочетании лётных экспериментов, моделирования и качественной оценки боевых свойств.

Сформулированы общие принципы построения математических моделей, используемых для исследования воздушного боя.

Впервые в практике испытательной организации апробирован подход к оценке возможностей комплекса при выполнении обусловленных воздушных боёв.

Представлены результаты моделирования траектории движения ЛА с помощью модели «цифрового лётчика». Расхождение с результатами ЛЭ составили не более 10 %.

Целесообразно продолжить исследования, направленные на совершенствование методического, алгоритмического и программного обеспечения лётных испытаний АК в части оценки возможностей в ближнем воздушном бою.

Библиографические ссылки

1. **Николаев С.В.** Оценивание устойчивости и управляемости авиационных комплексов с применением моделирования и идентификации // Авиакосмическое приборостроение. 2015. № 10. С. 71—84.

2. **Николаев С.В., Головатый Д.А.** Оценка пилотажных характеристик современных авиационных комплексов на закритических углах атаки // Научные чтения по авиации, посвящённые памяти Н.Е. Жуковского. 2016. № 4. С. 176—184.

3. **Арапов Г.Е., Желнин В.Н., Желонкин М.В.** Методика определения на пилотажном стенде границы рационального использования сверхманевренности в воздушном бою: матер. XXVII науч.-техн. конф. по аэродинамике. Центральный аэрогидродинамический ин-т им. проф. Н.Е. Жуковского (ЦАГИ). 2016. С. 36.

4. **Желонкин М.В., Николаев С.В.** Анализ существующих методов математического и полунатурного моделирования при решении задач оценки возможностей авиационных комплексов при выполнении целевой задачи в летных испытаниях: матер. XXVIII науч.-техн. конф. по аэродинамике. Центральный аэрогидродинамический ин-т им. проф. Н.Е. Жуковского (ЦАГИ). 2017. С. 129—130.

5. **Корсун О.Н.** Принципы параметрической идентификации математических моделей самолётов по данным лётных испытаний // Мехатроника, автоматизация, управление. 2008. № S6. С. 2—7.

6. **Корсун О.Н., Дохолов Д.С., Оболенский Ю.Г.** Технология идентификации математической модели движения учебно-тренировочного самолёта / В сб.: Четвёртый междунар. аэрокосмический конгресс IAC'2003. 2004. С. 56—60.

7. **Аэродинамика,** устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолётов / Под ред. Г.С. Бюшгенса. М.: Наука; Физматлит, 1998. 816 с.

8. **Николаев С.В.** Система экспертной оценки боевых свойств авиационных комплексов в лётных испытаниях // Авиакосмическое приборостроение. 2017. № 4. С. 44—55.

9. **Кувшинов В.М., Анимица О.В.** Программный комплекс для моделирования и анализа динамики самолёта с системой управления в среде программирования MATLAB/Simulink («FlightSim»): тр. 1-й Всерос. науч. конф. «Проектирование научных и инженерных приложений в среде MATLAB». М.: ИПУ РАН, 2002.

Уважаемые читатели!

Редакция предлагает руководителям организаций,

ищущих новые рынки для реализации своей продукции,

услуги по размещению рекламы и объявлений.

Цены за публикацию рекламы умеренные.

ao118.indd 47 25.12.2017 11:01:13

ПО СТРАНИЦАМ ЖУРНАЛОВ

Анализ влияния качества сетки оболочковых конечных элементов на точность расчётов динамических характеристик несущих систем станков. *Вестник машиностроения*. 2017. № 8.

Приведены результаты расчётов в программе ANSYS динамических характеристик стойки вертикально-фрезерного станка при использовании четырёх разных моделей этой стойки и оболочковых конечных элементов. Лучшие результаты расчёта получены для модели с применением разбивки объекта регулярной сеткой на конечные элементы треугольной формы и размером 0,08 м.

Испытания материалов. Многооперационная неосесимметричная вытяжка листовых заготовок. *Вестник машиностроения*. 2017. № 8.

Представлена классификация испытаний, разработаны способы и штампы для испытаний на многооперационную неосесимметричную вытяжку листовых заготовок пуансонами разной формы. На основании теории вытяжки и CAD/CAE-моделирования определены критерии для расчёта вероятности разрыва заготовки при штамповке, разработаны мероприятия по устранению разрыва.

Интеллектуальная матрица развития щековой дробилки. *Вестник машиностроения*. 2017. № 8.

На примере щековой дробилки показана последовательность построения интеллектуальной матрицы развития и приведены новые патентоспособные технические решения, направленные на совершенствование известных конструкций с использованием матрицы.

Автоматизированная система для идентификации дефектов на примере литья термопластов. *Заготовительные производства в машиностроении*. 2017. № 8.

Приведена архитектура автоматизированной системы идентификации дефектов в отливках из термопласта, полученных методом литья под давлением с описанием компьютерной модели распознавания дефектов.

Разработка способов деформирования порошковых материалов в пресс-формах с «плавающим» штамповым инструментом для получения заготовок под спекание. *Заготовительные производства в машиностроении*. 2017. № 8.

Разработаны пресс-формы для прессования порошковых материалов, подвергаемых последующему спеканию. Описаны высокоэффективные схемы формования порошковых заготовок. Предложены оригинальные устройства с «плавающим» деформирующим инструментом с высокой степенью свободы перемещения.

Порошковые сплавы Fe—Cr—Al и NiAl. I. Получение порошков. *Заготовительные производства в машиностроении*. 2017. № 8.

Изготовлены партии порошков Fe—Cr—Al и NiAl механическим легированием смесей порошков исходных элементов, гидридно-кальциевым восстановлением оксидов металлов и распылением расплавов водой и газами. Исследованы химический и фазовый составы полученных порошков. Изучены их морфология и гранулометрический состав. Даны рекомендации по последующей обработке порошков в целях получения из них качественных формовок для последующего спекания и деформационно-термической обработки сплавов.

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 26.10.2017.	Отпечатано в ООО «Канцлер»
Подписано в печать 20.12.2017.	150008, г. Ярославль, ул. Клубная, д. 4, кв. 49.
Формат 60 × 88 1/8. Бумага офсетная.	Оригинал-макет: ООО «Адвансед солюшнз».
Усл. печ. л. 5,88. Цена свободная.	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