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 (КНР)
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 (КНР)
Фу Ли – д.т.н., проф., ин-т Бейхан (КНР)
Фёдоров И.Б. – д.т.н., проф., академик РАН, президент МГТУ им. Н.Э. Баумана
Хэ Юн – д.т.н., проф., Нанкинский ун-т науки и технологии (КНР)
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 **2 2018**

СОДЕРЖАНИЕ

АВТОМАТИЗАЦИЯ НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИХ И ПРОИЗВОДСТВЕННЫХ ПРОЦЕССОВ

Шалумов М.А., Шалумова Н.А. Исследование характера и предпосылок возникновения нарушений электрических режимов полупроводниковых приборов в схемах микроэлектронной аппаратуры 51

Бойчук М.И., Микаева С.А. Сборка термокомпенсированных кварцевых генераторов 56

Скворцов О.Б. Анализ вибрационных сигналов при решении задач балансировки роторов 60

Дьяков И.Ф. Применение нейронной технологии для прогнозирования надёжности транспортного средства 67

СОВРЕМЕННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ

Селезнева М.С., Неусыпин К.А., Пролетарский А.В. Разработка акцептора действия измерительного комплекса с использованием концепции динамического системного синтеза 73

Горбунов А.А., Чепасов В.И., Припадчев А.Д. Идентификация базовых параметров крыла магистрального воздушного судна на этапе эскизного проектирования 77

Парфёнов Н.М., Кузин А.В. Исследование физико-механических свойств преобразователей датчиков давления 86

Алесин В.С., Губский В.В., Дружинин О.В., Ерёмин В.Ю., Павленко О.В. Исследования интерференции толкающего винтокольцевого движителя с фюзеляжем летательного аппарата 91

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

Automation. Modern Technologies

MONTHLY INTERBRANCH SCIENTIFIC AND TECHNICAL JOURNAL

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

EDITORIAL COUNCIL:
Afanasyev V.N. – dr.en.s., prof., NRU HSE MIEM
Wang Meiling – Ph.D., prof., Beijing Ins. of Technology, P.R. China
Ivanov A.P. – dr.ec.s., prof., MSURE (MIIT)
Clark R. – Ph.D., prof., EMB of Warwick University, 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 mashine building» (deputy chief editor)
Rumyantseva O.N. – General Director of LLC «Publishing Innovative mashine building»
Xia Yuantsin – Ph.D., prof., Beijing Ins. of Technology, P.R. China
Fu Li – Ph.D., prof., Beikhan Un., P.R. China
Fedorov I.B. – dr.en.s., prof., academician RAS, President of MSTU behalf of N.E. Bauman
He Yung – Ph.D., prof., Nanjing Un. of Science and Technology, P.R. China
Shakhnov V.N. – dr.en.s., prof., corr. member of RAS, MSTU behalf of N.E. Bauman
Shibanov G.P. – dr.en.s., prof., State Flight Test Center behalf of V.P. Chkalov
Yanovich E.A. – dr.ec.s., prof., Koszalin Polytechnic. Inst., 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)

It is published since 1947

Volume 72 **2 2018**

CONTENTS

AUTOMATION OF SCIENTIFIC-RESEARCH AND PRODUCTION PROCESSES

Shalumov M.A., Shalumova N.A. Investigation of the nature and prerequisites of the occurrence of violations of the electrical regimes in semiconductor devices in circuits of microelectronic equipment 51

Boychuk M.I., Mikaeva S.A. Assembly of thermocompensated quartz generators 56

Skvortsov O.B. Analysis of vibrational signals in the problems of balancing rotors solution 60

Dyakov I.F. The application of neural technology for predicting the vehicle reliability 67

MODERN TECHNOLOGIES

Selezneva M.S., Neusypin K.A., Proletarskiy A.V. Development of an action acceptor for a measuring complex through the use of the dynamic system synthesis concept 73

Gorbunov A.A., Chepasov V.I., Pripadchev A.D. The basic parameters identification of the main aircraft wing during the design phase 77

Parfyonov N.M., Kuzin A.V. Investigation of physical and mechanical properties of pressure sensors converter 86

Alesin V.S., Gubsky V.V., Druzhinin O.V., Eremin V.Yu., Pavlenko O.V. Investigations of the interference of the pushing screw propeller with of the fuselage aircraft 91

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

УДК 621.396.6.019.3

М.А. Шалумов, канд. техн. наук, **Н.А. Шалумова,** канд. техн. наук, доц.
(Российская академия народного хозяйства и государственной службы при Президенте РФ (Владимирский филиал))

ALS140965@mail.ru

ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРА И ПРЕДПОСЫЛОК ВОЗНИКНОВЕНИЯ НАРУШЕНИЙ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ РЕЖИМОВ ПОЛУПРОВОДНИКОВЫХ ПРИБОРОВ В СХЕМАХ МИКРОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ

Оценены характер нарушений и трудоёмкость оценки электрических режимов полупроводниковых приборов, проведён анализ научно-технической документации на полупроводниковые приборы, определяющей правильность их применения в микроэлектронной аппаратуре.

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

The nature and the evaluation the electrical regimes laboriousness of semiconductor devices are estimated. The analysis of scientific and technical documentation for semiconductor devices, determining determines the correctness of their application in microelectronic equipment is identified.

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

Для полупроводниковых приборов (ПП) характерна повышенная чувствительность к изменению электрических режимов. Интенсивность их отказов увеличивается в среднем с 2 до 10 раз при увеличении коэффициента электрической нагрузки $K_н$ с 0,5 до 1 [1]. Известно, что полупроводниковые активные компоненты выходят из строя даже при кратковременных перегрузках, измеряемых микросекундами [2].

В результате проведенных проверок правильности применения электрорадиоизделий (ЭРИ) в 54 образцах бортовой мироэлектронной аппаратуры (МЭА) различного назначения установлено следующее.

При проверках обследованы режимы работы более 600 тыс. ПП. Доля ПП составляет 22 % от общего числа ЭРИ, применённых в бортовой МЭА, причём большую часть составляют диоды и биполярные транзисторы. Доля ПП, применённых с нарушениями электрических режимов работы и рекомендаций по применению, содержащихся в нормативно-технической документации (НТД) на ПП, составила в среднем 3,7 %. Это значительно превышает среднее количество нарушений по всем ЭРИ (0,8 %). Наиболее часто нарушаются электрические режимы работы биполярных транзисторов и стабилитронов. Представленные данные иллюстрируют рис. 1, 2.

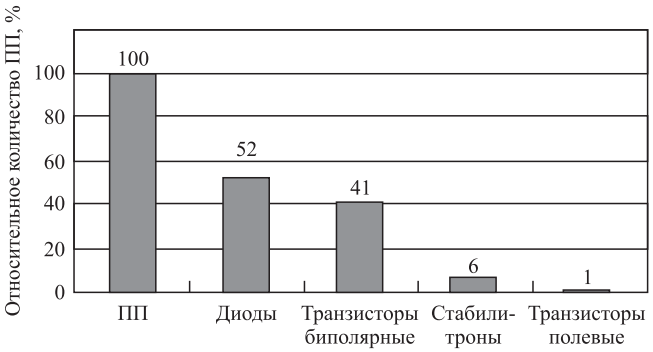


Рис. 1. Относительное количество ПП различных групп, применённых в типовом образце МЭА

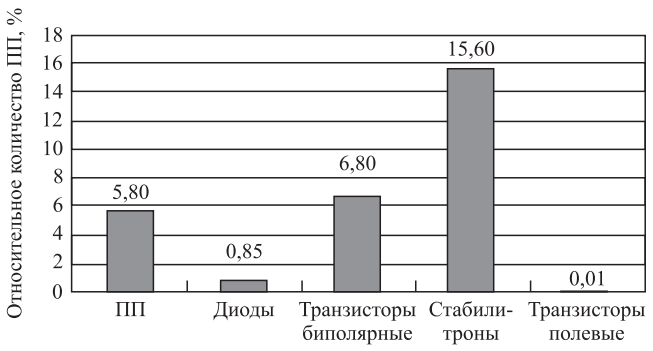


Рис. 2. Относительное количество ПП различных групп, применённых с нарушениями электрических режимов работы

Характерные нарушения электрических режимов работы ПП в обследованных образцах МЭА приведены в табл. 1. Основная часть нарушений по режимам работы ПП связана с тем, что при разработке МЭА:

неправильно определено (рассчитано) предельно допустимое по техническим условиям (ТУ) значение параметра режима работы ПП в схеме (35...50 % от всех выявленных нарушений);

Таблица 1

Характерные нарушения электрических режимов работы ПП в МЭА

Группа ПП	Вид нарушения	Доля нарушения данного вида, %
Транзисторы биполярные	1. Превышение допустимой мощности рассеяния	25
	2. Превышение предельно допустимого напряжения коллектор—эмиттер	15
	3. Превышение предельно допустимого напряжения обратносмещенного перехода база—эмиттер	18
	4. Превышение предельно допустимого импульсного тока базы	10
	5. Превышение предельно допустимого импульсного тока коллектора	2
	6. Превышение и занижение допустимой рабочей частоты	10
	7. Использование не оговоренных в НТД схем включения (в том числе «инверсного» режима)	20
Диоды	1. Превышение предельно допустимых токов в прямом направлении (среднего выпрямленного тока, импульсного и постоянного)	20
	2. Превышение допустимого обратного напряжения	15
	3. Применение низкочастотных диодов в импульсных режимах и на частотах выше допустимых	30
	4. Параллельное и последовательное включение без выравнивающих элементов	35
Стабилитроны	1. Использование при токах стабилизации, меньших минимально допустимых	98
	2. Превышение максимально допустимого тока стабилизации	1,5
	3. Неучёт времени выхода стабилитрона на режим (для прецизионных стабилитронов)	0,5

не по всему установленному в НТД на ПП и в соответствующей форме карт рабочих режимов (КРР) набору параметров режима проводится оценка соответствия фактических и допустимых режимов работы ПП (20...25 %);

недостаточно точно выполнен расчёт или измерение параметров фактического режима работы ПП в схеме из-за неучёта разбросов параметров ЭРИ, элементов конструкции, напряжений источников питания и др. (15...20 %).

Анализ полученных данных позволяет заключить, что значительная часть недостатков связана с несовершенством методологии работ по обеспечению и контролю режимов работы ПП, её несоответствием сложности современной МЭА, отсутствием информации об имеющихся ограничениях в применении ПП и отсутствием эффективной системы, исключающей возникновение нарушений в применении ПП. Совместное действие перечисленных факторов порождает высокую общую трудоёмкость оценки электрических режимов работы ПП.

Оценить трудоёмкость неавтоматизированной экспертной оценки режимов работы ПП можно, используя приведённые в табл. 2 данные о трудоёмкости заполнения и проверки КРР ПП [3—7].

Поскольку в одном листе КРР содержатся данные в среднем о 10 схемных позициях, в которых применены ПП, трудоёмкость анализа электрических режимов работы одного ПП составит примерно 1,2 чел.-ч, а для типового

Таблица 2

Трудоёмкость заполнения одного листа КРР ПП

№ п/п	Наименование работ	Средняя трудоёмкость, чел.-ч
1	Определение значений параметров A электрического режима работы ПП в схеме	9,6
2	Расчёт значений коэффициентов нагрузки $K_н$	1,2
3	Сравнение полученных значений параметров режима и коэффициентов нагрузки с нормативами, установленными в НТД на постановку и применение ПП	1,0
Итого		11,8

Примечание. Коэффициент нагрузки определяется по формуле $K_н = A/A_{пр.\ доп}$, где A — значение параметра электрического режима работы ПП в схеме; $A_{пр.\ доп}$ — предельно допустимое по НТД на ПП значение параметра режима работы.

образца РТУ, содержащего около 10 тыс. ПП, трудоёмкость составит 12 тыс. чел.-ч. Динамику роста трудоёмкости оценки электрических режимов работы ПП в МЭА, основанную на имеющихся данных о возрастании числа применяемых в МЭА ПП, можно представить в виде графика, приведённого на рис. 3. Отметим, что этот график не учитывает рост сложности оценки, обусловленный происходящими изменениями в принципах конструирования РТУ и появлением МЭА. Поэтому приведённые на рис. 3 значения следует рассматривать как нижнюю границу реальной трудоёмкости.

В то же время с ростом трудоёмкости анализа и соответствующим ростом интенсивности потока анализируемой информации начинает сказываться ограниченная способность человека перерабатывать эту информацию [3]. Очевидно, что складывающееся противоречие способствует возникновению нарушений в применении ПП при разработке схемотехники МЭА и затрудняет выявление этих нарушений на более поздних стадиях создания МЭА.

В целом система обеспечения потребителей ЭРИ, и в частности ПП, данными об их свойствах, характеристиках и ограничениях в применении включает следующий набор НТД (применительно к этапам жизненного цикла ПП):

на этапе разработки ПП:

перечень ПП, находящихся на стадии опытно-конструкторских работ (ОКР);

на этапе освоения в производстве ПП:

общие ТУ (ОТУ) и ТУ;

руководства по применению (РМ);

сборник справочных листов на ПП и дополнения к нему в виде отдельных листов;

справочник «Надёжность изделий...»;

межотраслевые перечни ЭРИ (ПП), разрешённых к применению в РТУ военного назначения;

на этапе эксплуатации:

руководство по эксплуатации;

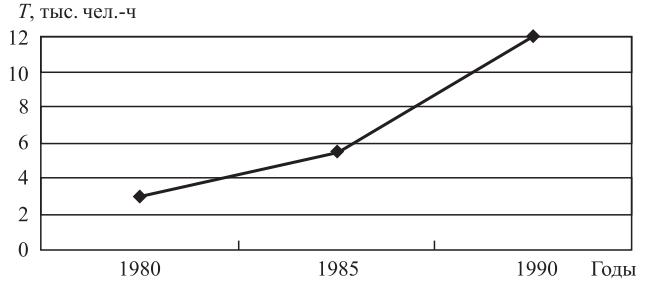


Рис. 3. Динамика роста трудоёмкости *T* оценки электрических режимов работы ПП в МЭА

на этапе снятия с производства ПП:

перечень ПП, планируемых к снятию с производства.

Рассмотрение содержания указанной НТД позволяет сделать вывод о том, что основная информация об электрических режимах ПП содержится в ОТУ, ТУ и РМ.

Опыт проведения работ показывает, что в настоящее время резко возросли требования разработчиков и изготовителей МЭА, главным образом тех, кто использует САПР и другие автоматизированные системы, к обеспеченности информацией о ПП. Это обусловлено в первую очередь:

ускорением процесса обновления элементной базы;

усложнением схемотехники МЭА и увеличением объёма информации, необходимой для правильного применения ПП;

возникновением ряда новых требований к НТД на ПП и другие ЭРИ, возникших в связи с использованием автоматизированных систем и не относившихся при ручных способах обработки информации к определяющим: унификация наименований и буквенных обозначений параметров, единиц их измерения, набора функциональных зависимостей параметров ПП от условий и режимов их работы, способов представления функциональных зависимостей параметров ПП от условий и режимов их работы, способов представления функциональных зависимостей параметров ПП, состава параметров, контролируемых при анализе рабочих режимов (РР) ПП и др.; представление в НТД функциональных зависимостей предельно допустимых параметров РР ПП по форме, исключающей возможность их неоднозначного толкования и не зависящей от субъективизма исполнителя документа (НТД); включение в НТД на ПП данных, необходимых для создания математических моделей (ММ) ПП.

Основное внимание при анализе НТД уделим содержанию и особенностям задания требований к электрическим РР ПП.

Электрический режим работы ПП характеризуется электрическими параметрами, необходимыми для оценки правильности его применения. Такие параметры называются электрическими параметрами режима (ЭПР). Для ПП в микросхемном исполнении ЭПР могут быть заданы в НТД в виде предельно допустимых и предельных значений, в зависимости от значений этих параметров [4], а для ПП в дискретном исполнении (например, биполярных транзисторов) устанавливаются максимально допустимые параметры [4], представляющие, по существу, предельно допустимые значения (ПДЗ) ЭПР.

Основными источниками информации об ЭПР ПП являются ТУ на ПП, устанавливающие требования к РР ПП, и РМ, устанавливающие правила применения ПП в режимах и условиях, указанных в ОТУ и ТУ. Строгое соблюдение обязательных при разработке, изготовлении и эксплуатации МЭА требований и рекомендаций этой НТД необходимо для обеспечения надёжности ПП в эксплуатации.

Анализ показал, что РР ПП в действующей НТД характеризуется большим числом электрических параметров, многие из которых представляют собой достаточно сложные функциональные зависимости, заданные в виде формул и графиков. Для примера в табл. 3 приведены обобщённые данные об ЭПР биполярных транзисторов [1], дополненные параметрами, характеризующими РР транзисторов в микросхемном исполнении (транзисторных сборок и наборов), а также данными, содержащимися в РМ по применению ПП отдельных серий микросхем (серий 286, 432).

Кроме перечисленных в табл. 3 ЭПР транзисторов, которые приводятся в таблице предельно допустимых и предельных режимов в ТУ, для оценки электрических РР транзисторов используются дополнительные (контролируемые) параметры, такие как амплитуда, длительность, скважность импульсов, длительности фронта и среза импульсов и др.

Помимо отдельных ЭПР в ТУ на многие транзисторы приводятся данные о максимально допустимых сочетаниях этих параметров в виде области максимальных режимов (ОМР), устанавливаемой в соответствии с [1]. Сведения об ОМР помещаются в приложение к таблице предельно допустимых и предельных РР транзисторов. Необходимость опреде-

Таблица 3

Электрические параметры режима работы биполярных транзисторов

Параметр	Обозначение	Номер примечания
Максимально допустимый постоянный ток коллектора	$I_{к\ макс}$	1
Максимально допустимый импульсный ток коллектора	$I_{к.и\ макс}$	1
Максимально допустимый постоянный ток коллектора в режиме насыщения	$I_{к.нас\ макс}$	—
Максимально допустимый постоянный ток эмиттера	$I_{э\ макс}$	—
Максимально допустимый импульсный ток эмиттера	$I_{э.и\ макс}$	—
Максимальный входной ток в открытом состоянии (ток базы)	$I_{вх.отк\ макс}$ ($I_{б.отк\ макс}$)	2
Максимальный входной ток в режиме рассасывания (ток базы)	$I_{вх.рас\ макс}$ ($I_{б.обратн.\ макс}$)	2
Минимально допустимый ток базы	$I_{б\ мин}$	1
Максимально допустимый ток базы в режиме насыщения	$I_{б.нас\ макс}$	—
Максимально допустимое постоянное напряжение эмиттер—база	$U_{эб\ макс}$	—
Максимальное значение низкого уровня управляющего напряжения	$U_{урп.н\ макс}$ ($U_{эб.н\ макс}$)	2
Максимально допустимое постоянное напряжение коллектор—база	$U_{кб\ макс}$	—
Максимально допустимое импульсное напряжение коллектор—база	$U_{кб.и\ макс}$	—
Максимально допустимое постоянное напряжение коллектор—эмиттер	$U_{кэ\ макс}$	1
Максимально допустимое импульсное напряжение коллектор—эмиттер	$U_{кэ.и\ макс}$	1
Максимально допустимая постоянная рассеиваемая мощность коллектора	$P_{к\ макс}$	1
Максимально допустимая средняя рассеиваемая мощность коллектора	$P_{к\ ср}$	1
Максимально допустимая импульсная рассеиваемая мощность коллектора	$P_{к.и\ макс}$	1
Минимально допустимая частота входного сигнала	$f_{вх\ мин}$	1
Максимально допустимая частота входного сигнала	$f_{вх\ макс}$	—
Максимально допустимое сопротивление в цепи эмиттер—база	$R_{б}$	—
Максимальная рассеиваемая мощность в режиме насыщения	$R_{расс.нас}$	—

Примечания: 1. Значение параметра определяется функциональной зависимостью от других параметров и (или) условий эксплуатации, которая может быть задана в виде формул и графиков.

2. Для транзисторов в составе ИС серий 286, 432.

ления ОМР объясняется тем, что существуют опасные для транзисторов сочетания ЭПР, приводящие к их отказу, например определённые сочетания тока коллектора и напряжения коллектор—эмиттер, вызывающие вторичный пробой в транзисторе. На рис. 4 представлена типичная зависимость, в общем виде, устанавливаемая в НТД на высокочастотные и сверхвысокочастотные биполярные транзисторы областью максимальных режимов для статических и импульсных режимов и прямых смещений эмиттерного перехода. Отметим, что из табл. 3 следует многомерный характер ОМР ввиду наличия нескольких независимых ЭПР ($I_б$, $U_{эб}$, $I_к$).

На рис. 4, 5 приведены типичные функциональные зависимости ПДЗ ЭПР.

Состав и сложность организации данных об ЭРП ПП с использованием НТД определяют сложность получения и использования этих данных при оценке РР ПП.

Сложность определения ПДЗ ЭПР ПП усугубляется недостаточной упорядоченностью содержащихся в действующей НТД данных о ПП:

использованием нескольких названий одних и тех же параметров;

отсутствием цифровых значений для характерных точек графиков и др.

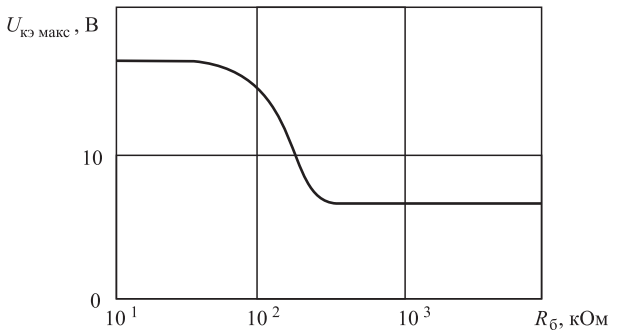


Рис. 4. Типичная зависимость $U_{кэ\ макс} = f(R_б)$

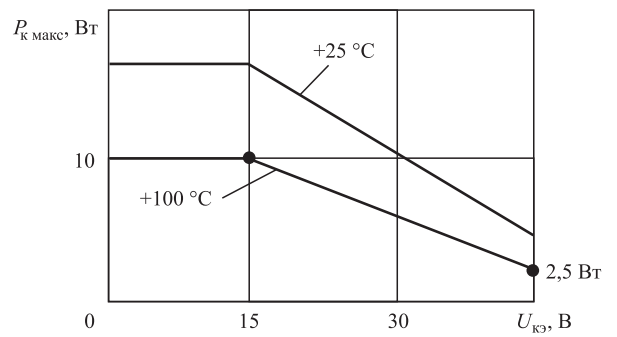


Рис. 5. Область безопасной работы в статическом режиме для транзисторов в составе микросхемы 286ЕП3

Следует особо рассмотреть ситуацию с большим многообразием используемых в НТД на ПП зависимостей для ПДЗ ЭПР, которые являются функциями:

типа, варианта исполнения ПП;

условий применения (температуры, давления, влажности, вибрационных и других нагрузок) ПП;

схемно-конструкционных особенностей применения ПП (с теплоотводом, с ограничивающим резистором и т. п.);

рода тока (постоянный, переменный, импульсный);

режима работы (статический, динамический, переходный) и др.

Анализ показал, что набор факторов и характеристик, которые должны учитываться при определении ПДЗ параметра одного вида (например, максимально допустимого значения тока коллектора транзистора), может быть различен для ПП различных типов, даже относящихся к одной группе (например, к биполярным транзисторам).

Рассмотрение вариантов установленных в ТУ на ПП алгоритмов расчёта ПДЗ ЭПР удобно провести с использованием так называемых типовых структур [2].

Типовая структура (ТС) — это обобщённый алгоритм расчёта (определения) значения параметра, соответствующий определённым функциональной зависимости и форме представления в НТД, который отражает порядок нахождения значения этого параметра.

Анализ ТУ на биполярные транзисторы 56 типов показал, что содержащиеся в них алгоритмы расчёта ПДЗ параметра $P_{к\ макс}$ ($P_к$) требуют использования десяти ТС. Сложность определения ПДЗ ЭПР, большое разнообразие алгоритмов расчёта параметров режима ПП являются факторами, существенно усложняющими обеспечение правильного применения и оценку электрических РР ПП, использование для решения этих задач ЭВМ.

В отношении данных о ММ ПП, необходимых для моделирования и анализа режимов их работы в электронных схемах МЭА, необходимо отметить, что основополагающей НТД вида «система параметров» предусматривается возможность указания в стандартах, ТУ на ПП параметров, необходимых для построения ММ ПП (параметров эквивалентных схем). Однако анализ действующей НТД на ПП показал, что в ней недостаточно данных о таких параметрах, которые требуются для ММ, используемых в современных схемотехнических САПР [4].

Таким образом, исследование характера и предпосылок возникновения нарушений

электрических режимов ПП в схемах МЭА показало, что наиболее характерным нарушением является несоблюдение требований НТД к предельно допустимым значениям ЭПР ПП. Большая часть недостатков связана с несовершенством методологи оценки электрических режимов ПП, её несоответствием сложности современной МЭА, что порождает высокую общую трудоёмкость оценки, а также со сложностью и недостаточной упорядоченностью содержащихся в действующей НТД данных о ПП (в том числе данных, необходимых для формирования их математических моделей), что сдерживает использование ЭВМ для решения задачи оценки электрических режимов ПП в схемах МЭА.

Библиографические ссылки

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

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

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

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

5. **Автоматизированная** система АСОНИКА для моделирования физических процессов в радиоэлектронных средствах с учетом 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.

6. **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.

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

УДК 621.373.5

М.И. Бойчук, С.А. Микаева, д-р техн. наук, проф.
(Московский технологический университет)

mikaeva@npo.lit.ru

СБОРКА ТЕРМОКОМПЕНСИРОВАННЫХ КВАРЦЕВЫХ ГЕНЕРАТОРОВ

Рассмотрен процесс создания макетной партии термокомпенсированных кварцевых генераторов ГК-362 на заданную частоту. Описан алгоритм отбраковки кварцевых элементов и микросхем, а также получены данные по параметрам чипов, необходимым для улучшения качества процесса компенсации. Проведены комплексные испытания готовых сборок и изготовлена партия термокомпенсированных кварцевых генераторов на частоту 12 000 750 Гц. Сформулированы требования к резонатору и кристаллу, позволяющие выполнить термокомпенсацию. Даны рекомендации производителям резонаторов, позволяющие изготовить более качественные изделия.

Ключевые слова: термокомпенсация; кварцевый генератор; ёмкость; частота; перестройка; резонатор.

The process of creating a prototypical lot of thermocompensated quartz generators GK-362 for a given frequency is considered. The rejection algorithm for quartz elements and microcircuits is described; data on the chips parameters necessary for enhancement of the compensation process quality are obtained too. Complex tests of finished assemblies have been carried out and a lot of thermocompensated quartz generators at a frequency of 12 000 750 Hz has been manufactured. The requirements to the resonator and crystal which allow performing the thermal compensation are formulated. Recommendations to the resonators manufacturers allowing to produce better products are given.

Keywords: thermal compensation; quartz generator; capacity; frequency; restructuring; resonator.

Кварцевые генераторы широко применяют в самых различных областях техники, в том числе в устройствах генерирования и формирования радиосигналов, телекоммуникационных и навигационных системах, космической технике, системах сбора и обработки

информации, устройствах мобильной связи, микропроцессорах. К кварцевым генераторам, используемым, в частности, в навигационном оборудовании и космической аппаратуре, предъявляются высокие требования по стабильности частоты в широком диапазоне температур, массогабаритным характеристикам и энергопотреблению [1].

Современные достижения в области проектирования термокомпенсированных кварцевых генераторов с резонаторами АТ-среза позволяют реализовать температурную стабильность частоты $\Delta f/f = \pm(1...5)\cdot10^{-6}$ [2]. Однако на практике производство таких высокостабильных генераторов связано со значительными трудностями вследствие немонотонности температурно-частотных характеристик (ТЧХ) кварцевых резонаторов. Обычно это выражается в скачке частоты ТЧХ при определённых температурах. Вероятность возникновения скачка частоты зависит от многих факторов: частоты резонатора (толщины пьезоэлектрической пластины), его конструктивных особенностей, технологии изготовления, качества применяемого кварца и др.

Для качественной термокомпенсации требуются удовлетворяющие необходимым параметрам кварцевые элементы. Для получения первой партии резонаторов были сформированы первичные требования, основывавшиеся на опытной прикидке, такие как: частота настройки — 11 999 820 Гц; ёмкость настройки — 9 пФ.

Пробная партия резонаторов состояла из 22 изделий. Из них по разным причинам в брак попали 8. После этого разброс частоты при температуре минус 20 °С сократился с ±53 до ±13,5 ppm (табл. 1). При таких отклонениях возможна термокомпенсация.

Для получения качественных сборок были отбракованы резонаторы, не подходящие по

Таблица 1

Характеристики пробной партии резонаторов

Параметр		До отбраковки	После отбраковки
Число резонаторов в партии		22	14
Частота, Гц		11 999 820	12 000 650
Ёмкость, пФ		11	8,6
Разброс по частоте, ppm	при 25 °С	±48	±12,5
	при −20 °С	±53	±13,5

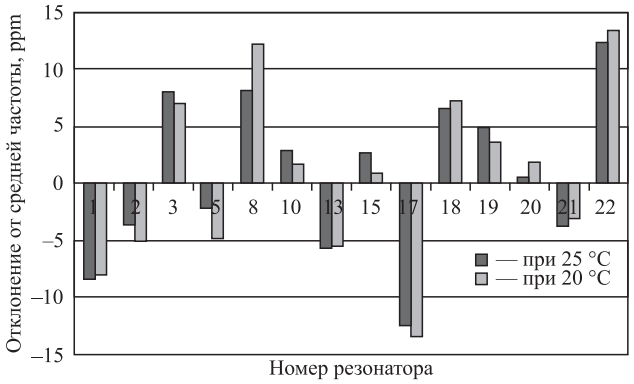


Рис. 1. Диапазоны разброса частот в партии при разных температурах

сопротивлению, углу среза и частоте. Отбраковку выполнял оператор по конкретно заданным параметрам с помощью программы Can2Din.

После отбраковки партия состояла из 14 резонаторов. На рис. 1 представлены диапазоны разброса частот в партии при разных температурах. Диапазон разброса частот примерно постоянен на всем диапазоне температур. Максимальный разброс при температуре −20 °С не превышает ±13,5 ppm.

Второй составляющей, обеспечивающей качественную термокомпенсацию, являлась микросхема К5860ГН2Н4. Частоту в ней изменяли с помощью трёх корректирующих элементов — изменяемых ёмкостей: варикапа термокоменсации (PP), магазина ёмкостей (CCCF), варикапа внешней подстройки (Vc), где PP и Vc — динамически изменяемые ёмкости. Ёмкость PP перестраивается за счёт напряжения цифроаналогового преобразователя (ЦАП), которое формируется с помощью полинома термокомпенсации с учётом цифрового значения температуры. Ёмкость Vc изменяется за счёт напряжения управления и используется для компенсации старения. Ёмкость CCCF подбирается при настройке и далее остаётся неизменной.

В табл. 2 приведены значения ёмкости для каждого из корректирующих элементов при разных напряжениях питания генератора. При измерениях разброс значений ёмкостей каждого из элементов перестройки у одного чипа при одном напряжении связан с изменением дополнительно подключенных ёмкостей. Для напряжения 3,3 В ёмкость PP изменяется с 2,22 до 2,27 пФ, что составляет ±0,03 пФ относительно среднего значения. Минимальное значение ёмкости получается при отключенных дополнительных ёмкостях (CCCF и Vc), а максимальное — при подклю-

Таблица 2

Значения ёмкости, пФ, для каждого из корректирующих элементов при разных напряжениях питания генератора

Корректирующий элемент	Напряжение питания, В	
	3,3	5
PP	2,25 ± 0,03 (2,6 %)	2,32 ± 0,02 (1,8 %)
CCCF	0,6 ± 0,02 (6,3 %)	0,6 ± 0,01 (4,1 %)
Vc	0,31 ± 0,01 (7,9 %)	0,39 ± 0,01 (7,3 %)

чении всех ёмкостей. Таким образом, перестройка с использованием варикапа термокомпенсации варьирует ёмкость в пределах 2,6 % от среднего значения.

Зависимость изменения частоты от изменения напряжения на варикапе очень важна для улучшения качества работы алгоритма настройки генератора. График этой зависимости представлен на рис. 2. Данные снимали с шагом в 10 единиц по шкале цифрового кода при помощи дополнительного программного обеспечения.

Как видно на рис. 2, при минимальном значении цифрового кода (0) перестройка частоты минимальна, а при максимальном значении (4095) — максимальна. Зависимость изменения частоты от изменения напряжения на варикапе нелинейная. Нелинейность отчётливо проявляется при значениях кода компенсации от 0 до 250, далее изменение приобретает более плавный характер. Исходя из этого рационально выбирать коридор термокомпенсации так, чтобы не использовать первые 250 единиц кода компенсации PP. Это может быть достигнуто за счёт подбора соответствующей ёмкости магазина ёмкостей CCCF. CCCF состоит из 15 подключаемых ёмкостей CC с большим шагом (перестройка 14 ppm) и 63 ёмкостей CF с мелким шагом (перестройка 2 ppm). Это обеспечивает высокую точность и большой диапазон настройки (16 ppm).

Магазин ёмкостей позволяет сдвинуть кривую ТЧХ вниз, обеспечивая наиболее оптимальное позиционирование ТЧХ относительно заданной частоты настройки.

На рис. 3 отражены перестройки частоты с помощью магазинов ёмкостей CC и CF. Следует заметить, что ёмкость всего магазина CF даёт перестройку, сопоставимую с двумя шагами магазина CC. На рис. 4 отражены перестройки частоты с помощью изменения ёмкостей CF при граничных значениях числа ёмкостей в магазине CC. Видно, что перестройка уменьшается с увеличением числа ёмкостей CC и, соответственно, с увеличением частоты. Это позволяет сделать вывод о большем эффекте, получаемом от CCCF, для нижней части ТЧХ.

Как указывалось, варикап Vc используется для компенсации процесса старения кварцевого элемента. В табл. 3 приведены параметры перестройки с использованием варикапа Vc при разном напряжении питания в нормальных условиях. Перестройка в генера-

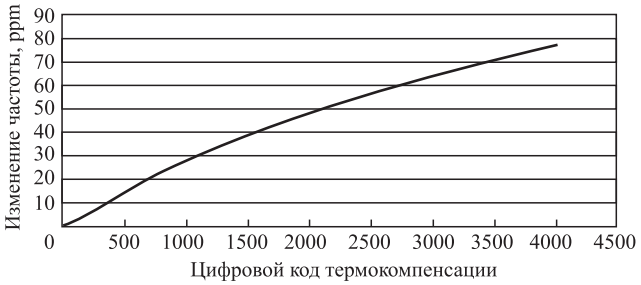


Рис. 2. Зависимость изменения частоты от изменения напряжения на варикапе

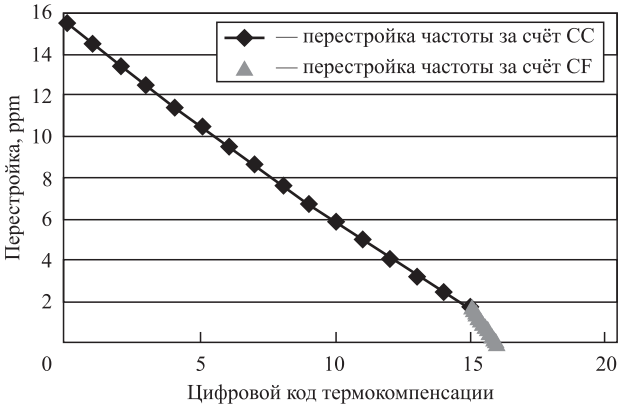


Рис. 3. Перестройка частоты с использованием CCCF

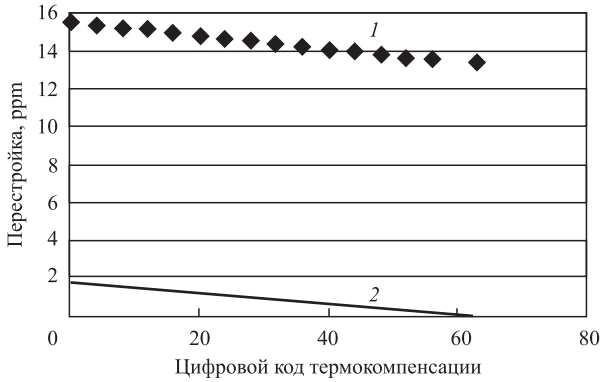


Рис. 4. Перестройка частоты с использованием CF:
1 — число ёмкостей в магазине CC равно 0; *2* — число ёмкостей в магазине CC равно 15

Таблица 3

Перестройка с использованием варикапа Vc при разных напряжениях питания в нормальных условиях

При температуре 25 °С			
Напряжение, В	Минимальная перестройка, ppm	Максимальная перестройка, ppm	Среднее напряжение, В
3,3	8	11	1,1
5	10	14	1,6
При температуре −20 °С			
Напряжение, В	Средняя перестройка, ppm		Среднее напряжение, В
3,3	10		1,1
5	13		1,5

торах с напряжением питания 3,3 В меньше за счёт того, что напряжение Vc изменяется от 0 до напряжения питания. А минимальное и максимальное значения перестройки обусловлены съёмом изменения частоты при минимальных и максимальных ёмкостях PP и CCCF.

В ходе испытаний смонтированной продукции был выявлен брак генератора вследствие неработоспособности микросхемы. Поэтому для повышения доли выхода годной продукции было принято решение браковать негодные к термокомпенсации чипы, число которых составляет 10...15 % от общего числа.

Для проверки чипов, на которых не смонтирован резонатор, необходимо при помощи колодки прижать тестовый резонатор с напаянными золотыми проволочками к корпусу микросхемы. После этого при помощи программы оценить работоспособность по трём критериям. При несоблюдении соответствия одному из них чип признаётся негодным. Виды брака микросхем (10...15 % от партии):

1. Не запускается генератор. Самой частой причиной брака этого вида является невозможность запустить резонатор. Трудно определить его конкретную причину, но дальнейшее использование микросхемы невозможно.

2. Плохая перестройка. Эквивалентная ёмкость некоторых микросхем не обеспечивает необходимую перестройку, большую чем на рис. 4.

3. Ломанная ТЧХ. Некоторые из регистров микросхемы, отвечающие за перестройку по варикапу PP, не работают, поэтому при определённых значениях ёмкости на выход подаётся некорректное напряжение.

У отбракованных микросхем была измерена эквивалентная ёмкость. Среднее значение ёмкости для партии из 15 микросхем равняется 8,6 пФ. Именно по этой причине настройка кварцевых элементов ведется при ёмкости нагрузки 8,6 пФ. Следует выделить интервал эквивалентной ёмкости ±0,13 пФ. Он обеспечивает хорошую долю выхода годных микросхем (87 %) и незначительное отклонение по частоте (±3,8 ppm). Такое отклонение при ёмкости CF 6,13 пФ принципиально не скажется на возможности термокомпенсации.

Монтаж резонатора осуществляли пайкой в инфракрасной печи при утверждённом температурном режиме с выдержкой при максимальной температуре в течение 30 с. При пайке происходит термоудар, оказывающий незначительное влияние на параметры устройства.

После сборки генератора разброс ТЧХ всей партии уменьшился. Из этого следует сделать вывод, что процесс сборки генератора положительно влияет на параметры конечного устройства. Возможно, это происходит из-за термоудара, который сильно старит как резонатор, так и микросхему компенсации.

У партии готовых сборок разброс по частоте при разных температурах сопоставим или меньше разброса партии резонаторов. Таким образом, можно сделать вывод, что рекомендуемая частота настройки резонаторов составляет 11 999 800 Гц.

Используя приведённую методику подбора резонаторов, можно получить долговременную нестабильность частоты $\Delta f/f = \pm 5 \cdot 10^{-6}$ за 15 000 ч для термокомпенсированных кварцевых генераторов в SMD-корпусе.

Библиографические ссылки

1. **Альтшуллер Г.Б., Елфимов Н.Н., Шикулин В.Г.** Кварцевые генераторы: справочное пособие. М.: Радио и связь, 1984. С. 100—121.

2. **Бойчук М.И., Микаева С.А.** Сборка термокомпенсированных кварцевых генераторооов // Сб. науч. тр. Междунар. научн.-техн. конф. «Информатика и технологии. Инновационные технологии в промышленности и информатике» («МНТК ФТИ-2017») / под ред. М.Ф. Булатова. 2017. С. 442—445.

УДК 62-755+62-251+519.25

О.Б. Скворцов, канд. техн. наук
(Институт машиноведения им. А.А. Благонравова РАН,
Научно-технический центр «Завод балансировочных машин», г. Москва)
skv@balansmash.ru

АНАЛИЗ ВИБРАЦИОННЫХ СИГНАЛОВ ПРИ РЕШЕНИИ ЗАДАЧ БАЛАНСИРОВКИ РОТОРОВ

Приведены рекомендации по выбору алгоритмов балансировки с использованием возможностей символьных вычислений по векторным диаграммам. Представлены рекомендации по средствам аппаратурной реализации систем балансировки роторов. Дан сравнительный анализ точности оценки амплитуд и фаз вибрации, связанной с дисбалансом ротора в условиях аддитивных помех.

Ключевые слова: вибрация; балансировка; ротор; амплитуда; фаза; корреляция; взаимный спектр; помехоустойчивость; усреднение.

Recommendations for choosing balancing algorithms using the capabilities of symbolic computation about vector diagrams are given, as well as for hardware implementation means of rotor balancing systems are presented. A comparative analysis of the accuracy of the estimation for the amplitudes and phases of vibration associated with the imbalance of the rotor under additive interference conditions is given.

Keywords: vibration; balancing; rotor; amplitude; phase; correlation; mutual spectrum; noise immunity; averaging.

При выполнении работ по балансировке роторных агрегатов различного назначения существенную роль играет обоснованный выбор аппаратурных средств контроля вибрации, связанной с наличием исходного дисбаланса. Функциональные возможности этого оборудования связаны с выбранным методом балансировки роторов [1]. Выполнение балансировки играет ведущую роль в комплексе работ по обслуживанию роторных агрегатов. Такие работы часто приходится выполнять в условиях воздействия внешних факторов, в том числе электрических и магнитных помех. Наличие дисбаланса проявляется в вибрации ротора в виде радиальной составляющей на оборотной частоте, но на этот процесс обычно накладываются другие вибрации, затрудняющие балансировку ротора. На выполнение балансировочных работ оказывают влияние:

выбор метода балансировки;

условия выполнения балансировочных работ, наличие внешних вибраций, электромагнитных помех и даже условия внешнего освещения, которое может воздействовать на оптические датчики положения фазовой метки;

технологические особенности балансировки: на балансировочном стенде, в собственных подшипниках, в составе работающего агрегата и т. п.;

возможности аппаратурных средств контроля вибрации, включающих в себя датчики, измерительную аппаратуру, электрооборудование управления вращением ротора.

В данной статье основное внимание уделяется аппаратурным средствам контроля вибрации. Выбор таких средств тесно связан с перечисленными факторами, которые необходимо учитывать при выполнении работ по балансировке роторов.

Дисбаланс ротора обычно рассматривается как наличие массы дисбаланса $m_д$, которая смещена относительно оси ротора. Наличие такой массы приводит к возникновению механических сил, вызывающих колебания ротора, которые через опорные элементы могут передаваться и на статические элементы агрегата в виде линейных радиальных ускорений. Величина таких ускорений в первом приближении пропорциональна отношению массы дисбаланса $m_д$ к массе ротора $m_р$, расстоянию r от центра ротора, на котором располагается масса $m_д$, а также квадрату угловой скорости ротора ω^2.

Для контроля вибрации, связанной с наличием дисбаланса ротора, наиболее широко применяются датчики инерционного типа, устанавливаемые на неподвижных элементах опорных конструкций. Такие датчики содержат инерционную массу, на которую воздействует измеряемое ускорение, и чувствительные элементы (пьезоэлектрические элементы, ёмкостные преобразователи перемещений, индуктивные и другие преобразо-

ватели). Благодаря особенностям выполнения конструкций и используемому принципу преобразования действующих механических сил в электрический выходной сигнал величина выходного сигнала такого датчика обычно пропорциональна величине воздействующего на датчик ускорения, хотя в некоторых случаях сигнал может быть пропорционален скорости или перемещению. Во всех случаях датчики инерционного типа реагируют на ускорение. Если ускорение отсутствует, т. е. скорость или перемещение постоянное, датчик инерционного типа не позволит их измерить. Некоторые датчики инерционного типа обеспечивают контроль постоянного ускорения, например ускорения силы притяжения Земли. Примерами таких датчиков может служить большинство микроэлектронных акселерометров, которые находят широкое применение в качестве датчиков угла наклона, а также используются для контроля вибрации при выполнении балансировочных работ. В последнем случае возможность контроля постоянной составляющей ускорения является недостатком. Чувствительность к постоянному ускорению силы тяжести ограничивает динамический диапазон таких датчиков. Это особенно важно при выборе датчиков для прецизионной балансировки. Такие датчики должны иметь высокую чувствительность и, соответственно, весьма ограниченный динамический диапазон, часто близкий к уровню земного ускорения свободного падения. Другой недостаток датчиков рассматриваемого типа — сложность обеспечения в них возможности измерения высокочастотных вибраций — при реализации измерений дисбаланса становится их преимуществом. Такие датчики слабо реагируют на высокочастотные составляющие вибрации и при балансировке роторов на них оказывают слабое влияние вибрации таких элементов, как подшипниковые узлы, колебания лопаток турбин и компрессоров, процессы кавитации, а также акустические шумы. С этой точки зрения пьезоэлектрические акселерометры, имеющие широкий частотный диапазон и ярко выраженные высокочастотные резонансы, менее предпочтительны для использования в балансировочной аппаратуре.

Другое важное преимущество использования акселерометров, как пьезоэлектрических, так и прецизионных микроэлектронных (МЭМС), для контроля вибрации является их относительно низкий уровень собственных шумов, который обычно на один-два порядка ниже, чем у тензорезистивных, вихретоковых и индукционных датчиков контроля перемещений [2].

Несмотря на то, что в литературе [1] представлено большое число методов балансировки, постоянно предлагаются новые варианты таких методов [3]. Краткий обзор методов балансировки роторов представлен в работе [4].

В основу процесса балансировки роторов положен принцип оценки исходной вибрации, а также вибрации ротора после установки пробных масс. По результатам их замеров рассчитываются положение массы дисбаланса и её величина. Это определяет массу и положение необходимой корректирующей массы.

При выборе аппаратурных средств для выполнения балансировки представляется целесообразным разделить их на использующие канал контроля положения вала с датчиком фазовой метки и не требующие такого датчика. В последнем случае в качестве начала отсчёта угла может быть выбрано положение первой пробной массы, устанавливаемой в произвольном месте на роторе на некотором расстоянии от центра. В качестве примера на рис. 1 представлена векторная диаграмма, иллюстрирующая одноплоскостную балансировку с двумя пробными пусками, при которых на ротор последовательно устанавливают две пробные массы m_1 и m_2 на одинаковом расстоянии от центра ротора. Положение радиуса первой пробной массы определяет начало отсчёта угла для ротора, а вторую пробную массу устанавливают на радиусе, ортогональном к радиусу первой. По замерам амплитуды

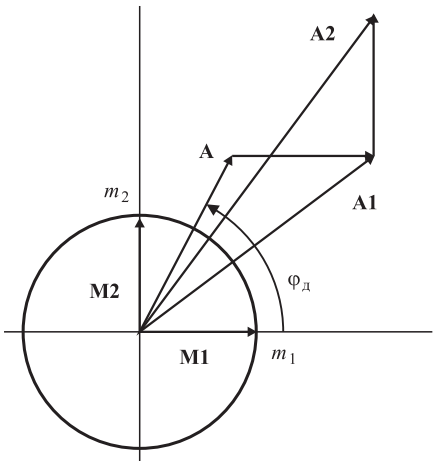


Рис. 1. Векторная диаграмма для определения коэффициента влияния K и углового положения $\varphi_д$ дисбаланса относительно произвольно устанавливаемой первой пробной массы m_1 и с использованием второй, установленной ортогонально, пробной массы m_2

исходной вибрации A, амплитуд вибрации с первой пробной массой A_1, а также с первой и второй пробными массами — A_2, используя векторные диаграммы, можно получить систему двух уравнений и найти, например с использованием методов символьных преобразований, её решение, которое определяет коэффициент влияния пробных масс на вектор вибрации, величину и угловое положение неизвестного исходного дисбаланса.

Хотя в действительности плоскости установки пробных и корректирующих масс, а также плоскости измерения вибрации частот могут не совпадать, что приводит к появлению фазового сдвига между векторами, характеризующими положение массы, и векторами характеризующими направление изменения вибрации, вызванного этой массой, такой фазовый сдвиг компенсируется при обратном переходе от оценок векторов ускорений к оценкам требуемой корректирующей массы. Система матричных уравнений для векторов имеет вид

$$\mathbf{A1} = \mathbf{A} + K\mathbf{M1};$$
$$\mathbf{A2} = \mathbf{A1} + K\mathbf{M2} = \mathbf{A} + K\mathbf{M1} + K\mathbf{M2}.$$

Направление вектора **M1**, задаваемое положением первой пробной массы m_1, определяет направление начала отсчёта угла установки масс. Отсюда получаем систему скалярных уравнений

$$A_1 = \sqrt{\left(Km_1 + A\cos\varphi_д\right)^2 + \left(A\sin\varphi_д\right)^2};$$
$$A_2 = \sqrt{\left(Km_1 + A\cos\varphi_д\right)^2 + \left(Km_2 + A\sin\varphi_д\right)^2}.$$

В этой системе уравнений неизвестны K и $\varphi_д$. Пусть $m_1 = m_2 = m$. Для данного метода получим

$$K = \sqrt{\frac{A + A_2 - B}{2m^2}};$$
$$\varphi_д = \arccos\left(\frac{A_1^2 - A^2 - K^2m^2}{2KmA}\right),$$

где $B = \sqrt{4A^2A_1^2 - A^4 + 2A^2A_2^2 - 4A_1^4 + 4A_1^2A_2^2 - A_2^4}$.

Для известной амплитуды A дисбаланса и по вычисленным значениям коэффициента влияния K и фазы дисбаланса $\varphi_д$ можно определить корректирующую массу $m_к$ и её положение относительно направления, задаваемого положением первой пробной массы:

$$m_к = A/K; \quad \varphi_к = \varphi_д + \pi.$$

Представленный метод не требует использования канала определения начального положения вала и фаз вибрационных сигналов, что является его основным преимуществом. В этом случае необходимы измерительные каналы, обеспечивающие только измерение амплитуды вибрации.

На практике более широкое распространение получили методы определения дисбаланса с использованием измерения как амплитуд, так и фаз вибрационных сигналов. Фазы определяют с помощью установки (нанесения) на вал ротора метки положения начального отсчёта фазы. При этом используют датчик фазовой метки, что позволяет синхронизовать сбор сигналов вибрации с моментами прохождения метки мимо этого датчика. Преимуществами таких методов являются:

возможность уменьшить число пробных пусков;

использование канала определения начального положения вала для контроля оборотной частоты по текущему значению периода оборота. Такая информация позволяет выполнять балансировку на определённой частоте вращения, что существенно, поскольку изменение оборотной частоты оказывает сильное влияние на амплитуду вибрационных сигналов, а следовательно, и на точность измерения;

возможность выполнить следящую фильтрацию для выделения амплитуды и фазы колебаний вибрационной составляющей, соответствующей оборотной частоте, что значительно повышает точность измерения на завершающих этапах балансировки, когда уровень вибрации мал, часто меньше уровня аддитивных шумов;

возможность выделения методами корреляционной фильтрации информации об амплитуде и фазе оборотной составляющей вращающегося ротора, даже при наличии других источников вибрации с близкой или равной частотой, но не коррелированных с флуктуациями вращения данного ротора.

Важной особенностью алгоритмов расчёта корректирующих масс является их устойчивость к наличию систематических погрешностей, поскольку обеспечивается компенсация таких погрешностей в процессе расчётов. Например, данные методы обычно устойчивы к наличию нелинейности фазочастотных характеристик датчиков и каналов измерения вибрации.

Возможность контроля оборотной частоты и стабильности скорости вращения позволяет

избежать усложнения процедур балансировки при нестабильной скорости вращения.

Пример измерительной системы, используемой при балансировке ротора, приведён на рис. 2. Сигналы от датчиков вибрации передаются на модуль сбора данных (МСД), который обеспечивает преобразование этих сигналов в цифровую форму для последующей реализации в компьютере алгоритмов расчёта амплитуды и фазы дисбаланса ротора, статистической обработки результатов и расчёта требуемых корректирующих масс в соответствии с выбранной методикой выполнения балансировочных работ. При необходимости сигналы датчиков могут нормироваться специальными элементами. Часто такие нормирующие элементы могут быть либо встроены в сами датчики вибрации, либо размещены во входных цепях модуля сбора данных. В качестве нормирующих элементов могут использоваться:

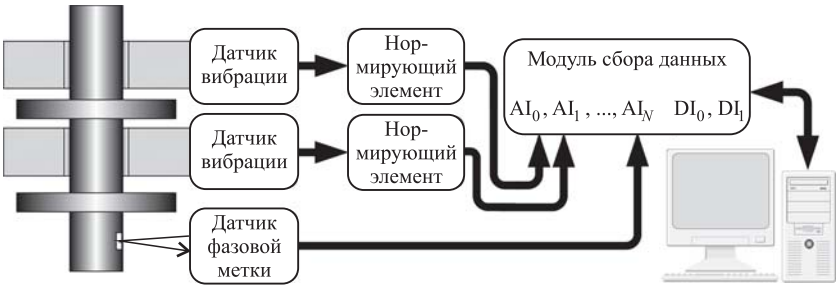


Рис. 2. Типовая структура системы для измерения амплитуды и фазы дисбаланса ротора с использованием модуля сбора данных:
$AI_0 = AI_N$ и DI_0, DI_1 — аналоговые и цифровые входы модуля сбора данных соответственно

усилители заряда для согласования импеданса первичного измерительного преобразователя и входных цепей модуля сбора данных;

интегрирующие звенья для однократного или двойного интегрирования сигналов;

фильтры нижних частот для предварительной частотной фильтрации вибрационных сигналов;

нормирующие усилители для коррекции разброса чувствительности датчиков;

формирователи питания первичного измерительного преобразования, а также демодуляторы высокочастотных сигналов в сигнал вибрации (например, при использовании ёмкостных или вихретоковых первичных измерительных преобразователей);

формирователи выходных сигналов, соответствующих используемым входным интерфейсам модуля сбора данных (напряжение, ток, IEPE[1]).

Сигнал от датчика фазовой метки может быть подан на один из дополнительных аналоговых входов модуля сбора данных, но для получения удовлетворительного разрешения по скорости вращения частота дискретизации модуля сбора данных должна быть достаточно высокой. В случае использования быстродействующих аналого-цифровых преобразователей (АЦП) в современных модулях сбора данных это требование может быть обеспечено. Использование частот дискретизации, в сотни и тысячи раз превышающих частоты, соответствующие скорости вращения ротора, позволяет снизить требования к антиалайзинговым фильтрам модуля сбора данных и получить некоторое повышение разрешающей способности за счёт использования оверсимплинга (сверхдискретизации). Эффект увеличения разрешения от использования оверсимплинга обычно недостаточен в случае применения модулей сбора с АЦП низкого (12...14 разрядов) разрешения. На рис. 3 представлены за-

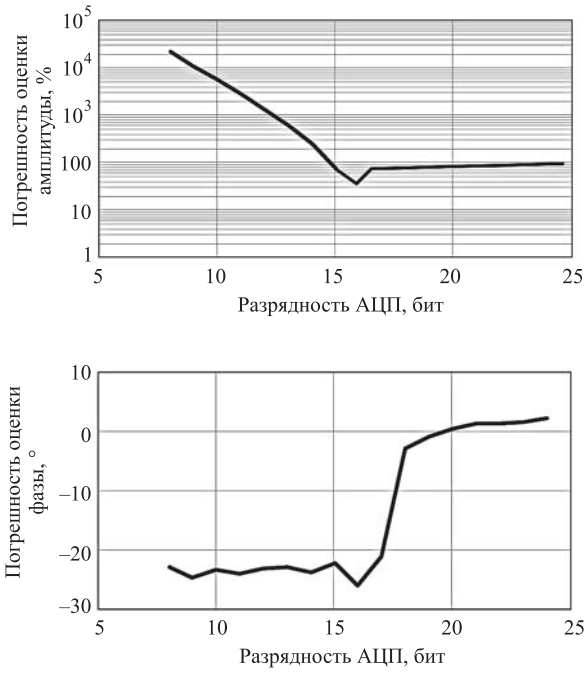


Рис. 3. Влияние разрядности используемого АЦП на точность оценки амплитуды и фазы вибрационного сигнала дисбаланса

[1] IEPE (Integrated electronic piezoelectric) — интерфейс датчиков вибрации, широко используемый в вибрационной технике, часто называемый двухпроводным, а также имеющий много других названий: ICP®, Deltatron®, Piezotron® и т. п. В этом интерфейсе сигнал и питание для встроенной в датчик электронной схемы передаются по одному проводу.

висимости погрешностей оценки амплитуды и фазы вибрационных сигналов дисбаланса при отношении сигнал/шум, близком к единице, и использовании для их измерения алгоритма дискретного преобразования Фурье (ДПФ) от разрядности используемых АЦП.

С учётом изложенного целесообразно использовать модуль сбора данных с быстродействующими АЦП высокой разрядности, например многоканальными дельта-сигма АЦП на 24 бит и более. Стоимость собственно микросхем АЦП высокой разрядности составляет при этом относительно низкую долю стоимости модуля сбора данных.

Хотя ввод сигнала через аналоговые каналы позволяет получить информативные данные о таких сигналах на экране компьютера, существенно проще получить прецизионную оценку периода вращения, а следовательно, и текущего значения оборотной частоты в случае подачи такого сигнала на цифровые входы модуля сбора данных. В таких случаях использование встроенного таймера позволяет легко получить точные оценки периода вращения, что не может быть обеспечено использованием стандартных средств компьютера.

Рассмотренные особенности выполнения измерений при балансировке показывают, что при выборе модуля сбора данных он должен удовлетворять следующим требованиям:

обеспечение многоканального сбора аналоговых сигналов с разрешением более 16 бит в синхронном параллельном режиме;

возможности сбора цифровых данных и их предварительного анализа с использованием встроенного таймера высокого разрешения;

обеспечение предварительного анализа потока оцифрованных вибрационных сигналов;

допустимость программирования и настройки.

Удовлетворяющий таким требованиям модуль сбора данных позволяет реализовать наиболее затратную по числу операций часть алгоритмов анализа сигналов. Разгрузка основного процессора компьютера за счёт определения коэффициентов аппроксимации методом наименьших квадратов реализована, например, с использованием программируемых логических матричных схем [5]. Методы аппроксимации [6] могут быть использованы при решении задач поиска отдельных частотных составляющих при больших значениях отношения сигнал/шум, но они недостаточно эффективны при высоком уровне аддитивных помех и сложном спектральном составе, включающем большое число аддитивных составляющих.

Более эффективным при выполнении типовых балансировочных работ представляется использование корреляционных методов и методов, основанных на оценках коэффициентов корреляции и ДПФ [7].

Кроме отмеченных эффективными в условиях значительных аддитивных помех являются методы выделения информации об амплитуде и фазе дисбаланса, основанные на измерении взаимного спектра.

Взаимный спектр S_{XY} сигналов X и Y определяется выражением

$$S_{XY}(\omega_i) = \frac{1}{T}\int_0^T K_{XY}(\tau)\, e^{-j\omega_i \tau}\, d\tau,$$

где $K_{XY}(\tau)$ — функция взаимной корреляции; ω_i — частота i-й составляющей взаимного спектра; τ —задержка по времени корреляционной функции; T — длительность реализации рассматриваемых сигналов X и Y.

Амплитудная составляющая взаимного спектра

$$A_{XY}(\omega_i) = \sqrt{\mathrm{Re}[S_{XY}(\omega_i)]^2 + \mathrm{Im}[S_{XY}(\omega_i)]^2}$$

и фазовая составляющая взаимного спектра

$$\Psi_{XY}(\omega_i) = \mathrm{arctg}\left(\frac{\mathrm{Im}[S_{XY}(\omega_i)]}{\mathrm{Re}[S_{XY}(\omega_i)]}\right)$$

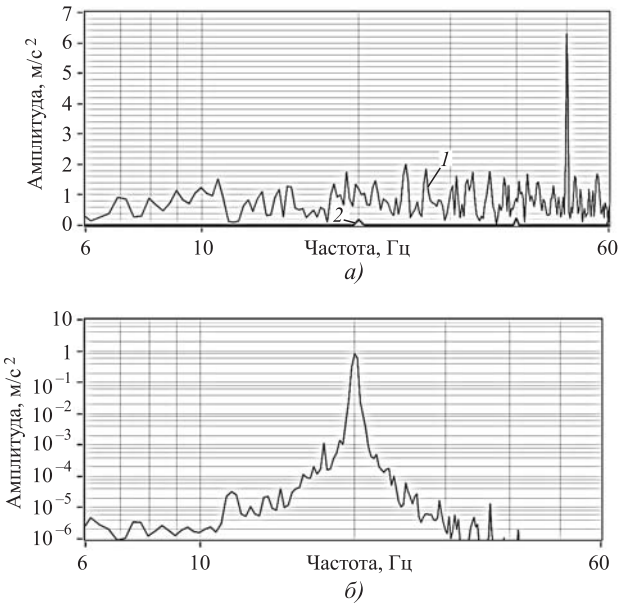


Рис. 4. Обычный (*а*) и взаимный (*б*) амплитудные спектры сигнала при соотношении сигнал/шум 1:100. Аддитивный белый шум в полосе частот 12,8 КГц:

1 — спектр вибрации; *2* — спектр сигнала датчика фазовой метки

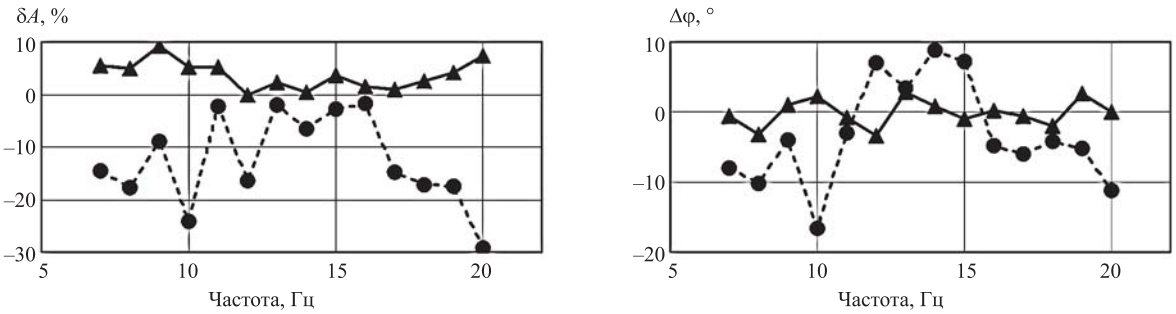


Рис. 5. Сравнительные оценки погрешностей измерения амплитуды δA и фазы $\Delta\varphi$ оборотной частоты с использованием ДПФ и коэффициента корреляции (—▲—) и метода взаимного спектра (– –●– –) на различных оборотных частотах

позволяют оценить амплитуду $A_{XY}(\omega_{об})$ и фазу $\Psi_{XY}(\omega_{об})$ оборотной частоты $\omega_{об}$, определяемые дисбалансом ротора. При этом один из сигналов поступает от датчика вибрации, а второй — от датчика фазовой метки.

Эффективность использования взаимного спектра иллюстрирует рис. 4, где приведены обычный и взаимный амплитудные спектры. При усреднении по 1024 реализациям погрешность оценки по взаимному спектру для амплитуды составляет 2,2 %, а погрешность оценки фазы — 6,4°.

На рис. 5 приведены зависимости относительной погрешности оценки амплитуды δA и абсолютной погрешности оценки фазы $\Delta\varphi$ от частоты. Измерения выполнены при близких режимах (частота дискретизации 25 600 Гц, число выборок в реализации 100 000, число усреднений по реализациям 128, размах аддитивных шумов в 100 раз больше размаха случайного сигнала, коррелированного с сигналом оборотной частоты при нестабильности оборотной частоты в пределах 0,01 Гц).

Когда опорный сигнал не содержит помех и коррелирован с исследуемым, оценка по алгоритмам взаимного спектра не обеспечивает существенных преимуществ по точности по сравнению с оценками по коэффициентам корреляции или ДПФ. Погрешности измерений по коэффициентам корреляции ощутимо ниже, чем взаимно-спектральные. Методы, основанные на оценке взаимного спектра, эффективны при малом числе усреднений, хотя и требуют значительных объёмов вычислений и памяти для хранения массивов данных. Алгоритмы оценки с использованием ДПФ и коэффициентов корреляции существенно проще реализовать встроенными процессорными средствами модуля сбора данных.

Следует принять во внимание, что универсальные модули сбора данных в настоящее время, как правило, не допускают возможности загрузки в них программ специализированной обработки сигналов, а универсальные блоки со встроенными программируемыми узлами имеют высокую стоимость, что ограничивает возможность их широкого применения для решения задач балансировки роторного оборудования.

На рис. 6 представлены упрощенная структура алгоритма выполнения балансировки ротора и распределение входящих в него частей между компьютером и контроллером, встроенным в модуль сбора данных.

Процессор модуля сбора данных реализует сбор и предварительную обработку в масштабе реального времени. Для вибрационных сигналов такие вычисления могут быть выполнены с использованием относительно простых и дешёвых микроконтроллеров общего назначения с 32-разрядной архитектурой и возможностью

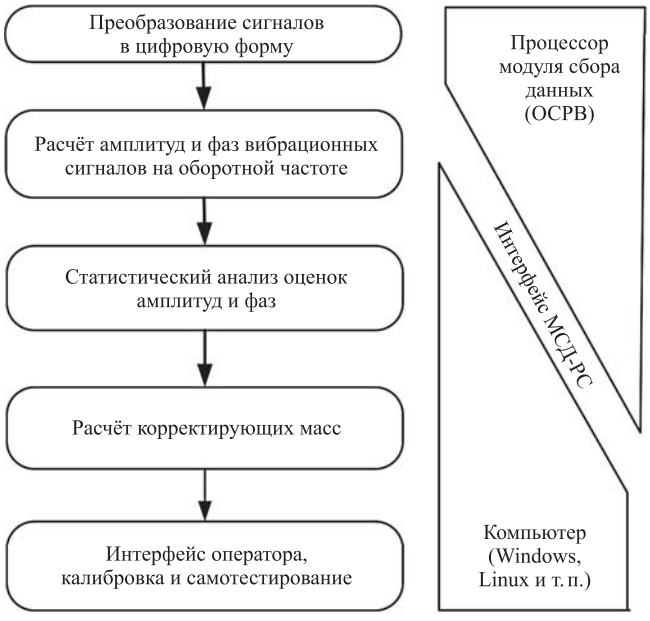


Рис. 6. Распределение функциональных частей алгоритма балансировки ротора между компьютером и процессором модуля сбора данных

обработки данных с плавающей запятой и относительно малым объёмом встроенной памяти. Часто для этого достаточно аналогового микроконтроллера, например ADuC360. Наличие двухканального встроенного 24-разрядного АЦП с мультиплексором входных каналов существенно упрощает конструкцию модуля сбора данных. После выполнения части вычислений процессором модуля сбора сигналов данные могут быть переданы в компьютер в режиме асинхронного обмена. В этом случае последующая реализация алгоритма балансировки не критична к задержкам по времени и может быть осуществлена в рамках программных средств обычных операционных систем.

Заключение. При построении систем измерения вибрации для выполнения балансировочных работ максимальная функциональная гибкость обеспечивается при структуре измерительной системы, состоящей из датчиков вибрации модуля сбора данных и компьютера. Использование в качестве датчиков вибрации акселерометров позволяет обеспечить большой динамический диапазон при выполнении балансировочных работ. Хотя более предпочтительным является использование балансировочного оборудования со специализированным датчиком фазовой метки, что упрощает процедуру балансировки роторов, можно применять известные или разрабатывать новые варианты методов балансировки, не требующие использования датчика фазовой метки и измерения фазы вибрационных сигналов. Выполнение балансировочных работ в условиях существенных аддитивных помех, как механических, так и электрических, требует применения модулей сбора данных, содержащих АЦП увеличенной разрядности (не менее 20 бит). Использование высоких скоростей дискретизации вибрационных сигналов предпочтительно, поскольку позволяет применять такие измерительные каналы и для прецизионной оценки частоты вращения. Последняя задача также может быть эффективно решена при использовании цифровых каналов ввода сигналов модулем сбора данных с применением имеющегося в нём встроенного таймера. Универсальные серийные модули сбора данных, хотя и содержат встроенные средства процессорной обработки сигналов, неэффективны при решении задач балансировки, поскольку не позволяют загружать во встроенный процессор специализированные программы выделения оборотной частоты и статистического анализа получаемых оценок амплитуд и фаз вибрации оборотной частоты. В условиях использования датчика фазовой метки и формирования опорных сигналов с привязкой к выходному сигналу такого датчика типовые методы оценки амплитуд и фаз на основе алгоритма ДПФ не уступают по точности методам, основанным на использовании более сложного взаимноспектрального анализа.

Библиографические ссылки

1. **Гусаров А.А.** Балансировка роторов машин. В 2 кн. Кн. 1. М.: Наука, 2004. 267 с.

2. **Fleming A.J.** A review of nanometer resolution position sensors: Operation and performance // Sensors and Actuators A: Physical. 2013. Vol. 190. P. 106—126.

3. **Zhao Q.-L., Wang H.-Q., Yao J.-F.** A novel method of dynamic balance weighting for single-disk rotor system // Wseas transactions on systems. 2012. Iss. 1. Vol. 11. P. 12—21.

4. **Рогов В.А., Позняк Г.Г.** Теоретические основы балансировки роторов турбокомпрессоров // Вестник РУДН. Сер.: Инженерные исследования. 2003. № 1. С. 78—84.

5. **Быкадор В.С., Лукьянов А.Д.** Использование ПЛМ серии SPARTAN-3 для создания систем управления балансировочными станками // Материалы Междунар. науч. практ. конф. «Инновационные технологии в машиностроении» в рамках Промышленного конгресса юга России и международной специализированной выставки «Метмаш. Станкоинструмент — 2008». Ростов н/Д: Изд-во ДГТУ, 2008. С. 253—254.

6. **Гетманов В.Г., Скворцов О.Б.** Применение алгоритмов локальной аппроксимации и нелинейной фазовой фильтрации в компьютерном фазометре // Измерительная техника. 2010. № 10. С. 51—55.

7. **Скворцов О.Б.** Измерение фаз и вибрационный мониторинг роторного оборудования // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. 2017. № 2. С. 42—45.

Уважаемые читатели!

Перепечатка материалов из журнала «Автоматизация. Современные технологии» возможна при обязательном письменном согласии редакции журнала.
При этом ссылка на журнал обязательна.

УДК 519:629.113

И.Ф. Дьяков, д-р техн. наук, проф.
(Ульяновский государственный технический университет)

i.dyakov@ulstu.ru

ПРИМЕНЕНИЕ НЕЙРОННОЙ ТЕХНОЛОГИИ ДЛЯ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ НАДЁЖНОСТИ ТРАНСПОРТНОГО СРЕДСТВА

В статье изложена методика прогнозирования надёжности транспортных средств на основе нейронной технологии. Приведены подборка весовых коэффициентов и архитектура нейронной сети. Роль нейросети заключается в преобразовании входного вектора в выходной вектор. Результат этого преобразования будет зависеть от параметров сети — весов взаимосвязей, которые влияют на точность прогнозирования.

Целью прогнозирования является уменьшение риска при принятии решений в сфере проектирования и эксплуатации транспортных средств. Для повышения точности прогноза рассматривается применение обобщённо-регрессионной сети (GRNN), которая позволяет оценить, насколько изменится интенсивность отказов в последующие годы эксплуатации транспортных средств. По результатам исследований приведён прогноз изменения показателей надёжности.

Использование нейронной технологии в условиях эксплуатации для прогнозирования надёжности транспортных средств позволит повысить их эффективность на 20...30 %.

Ключевые слова: нейронная технология; прогнозирование; интенсивность отказов; входной и выходной слои нейрона; пороговая функция; сигмоидная функция.

In the article is outlined the technique for predicting the reliability of vehicles based on neural technology. A selection of weight coefficients and the architecture of the neural network are given.

The role of the neural network is to convert the input vector into an output vector. The result of this transformation will depend on the network parameters - the weights of the relationships that influence on accuracy of the forecast. The aim of forecasting is to reduce the risk in making decisions in the design and operation of vehicles. To improve the accuracy of the forecast, the application of the generalized regression network (GRNN) is considered. GRNN allows to estimate, how much the intensity of failures in the subsequent years of operation of vehicles will change. Based on the results of the research, the forecast of changes in the reliability indicators is given.

The use of neural technology in operating conditions to predict the reliability of vehicles will increase their efficiency by 20...30 %.

Keywords: neural technology; prediction; failure rate; input and output of the neuron layers; threshold function; sigmoid function.

Для оценки технического состояния транспортного средства и определения закономерности его изменения в процессе эксплуатации выполняют прогноз одних систем в зависимости от изменения параметров других (прогнозирующих), чтобы в вероятностном плане предвидеть в будущем, каким образом планировать расход запасных частей на каждый автомобиль и на парк автомобилей автотранспортного предприятия в целом. При планировании потребности в запасных частях на весь парк автомобилей необходимо иметь данные по их расходу для конкретной модели в период ретроспекации. На этом этапе прогнозируют состояние транспортного средства в прошлом, уточняют изменения параметров за рассматриваемый промежуток времени [1]. По результатам исследований разрабатывают динамическую модель технического состояния транспортного средства на основе закономерного изменения надёжности. Тем самым появляется возможность уточнения технического задания на стадии проектирования и разработки мероприятий при изготовлении новых деталей или совокупности изделий. Результаты прогнозирования важны также для заводов-изготовителей при планировании годового объёма выпуска запасных частей.

Целью прогнозирования является уменьшение риска в процессе принятия решений. При использовании суммы погрешностей исходных данных, метода вычисления и случай-

ных погрешностей прогноз иногда получается ошибочным. С целью повысить точность прогноза в данной работе рассматривается применение нейронной сети для решения задач прогнозирования показателей надёжности транспортных средств, которые позволяют оценить, насколько изменилась интенсивность отказов после проведения соответствующих мероприятий и какие результаты получены на следующий год. На множестве данных нейронная сеть способна выполнять глубокий ретроспективный анализ, так как она обладает свойствами искусственного интеллекта. Если рассматривать заданные дискретные значения интенсивности отказов $\left\{\lambda_{1(J_S)}, \lambda_{2(J_S)}, \ldots, \lambda_{n(J_S)}\right\}$ за единицу наработки N автомобилей одинаковой марки с ежегодной наработкой, то задача прогнозирования состоит в предсказании изменения значения интенсивности отказов некоторой будущей величины наработки $\Delta\lambda_{i(J_S)}$ агрегатов. За единицу наработки принимают киловатт-час (кВт·ч), так как отказы, измеренные в километрах пробега, имеют корреляционную связь на 37 % меньше. Часть энергии расходуется на выполнение транспортной работы, часть — на износ трущихся поверхностей и усталостное разрушение деталей. Величину наработки J_{S_i} на транспортную работу определяли из выражения

$$J_{S_i} = \{\kappa v_{\text{ср}}[m_{\text{н}}\left(k_\gamma\beta + \eta_\sigma\right)\psi] + 80z + \\ + F_w + F_f\}t_{\text{дв}}2{,}723\cdot 10^{-6}/\eta_{\text{тр}},$$

где к — коэффициент пропорциональности; $v_{\text{ср}}$ — средняя скорость движения; $m_{\text{н}}$ — номинальная грузоподъёмность транспортного средства; k_γ, β — коэффициенты использования грузоподъёмности и пробега соответственно; η_σ — сигмоидная функция; ψ — суммарные дорожные сопротивления движению; z — количество пассажиров; F_w, F_f — аэродинамическая сила сопротивления воздуха и сила инерции вращающихся масс соответственно; $t_{\text{дв}}$ — время движения; $\eta_{\text{тр}}$ — КПД трансмиссии.

Выбрав произвольный ряд интенсивности отказов, содержащих $N = 30$ автомобилей, и разбив их на три выборки (обучающую, тестирующую и контрольную), проведём уточнение нейросети [1]. К обучающим выборкам отнесены автомобили с пробегом более 100 тыс. км, тестирующим — более 150 и контролирующим — более 50 тыс. км. Обозначим интенсивности отказов агрегатов через $\lambda_1^{\text{д}}$ — двигателя; $\lambda_2^{\text{р}}$ — рулевого управления; $\lambda_3^{\text{т}}$ — тормозной системы; $\lambda_4^{\text{пм}}$ — переднего моста; $\lambda_5^{\text{зм}}$ — заднего моста и будем рассматривать их в отдельности. Число нейронов равно числу прогнозируемых (тестируемых) автомобилей [2]. Числовые значения интенсивности отказов, тестирующие по 10 двигателей, подаются на вход сети, на выходе получаем числовые значения интенсивности отказов, результаты сравниваются с пороговым значением интенсивности отказов по контролируемым автомобилям.

На первом этапе прогнозирования выбирается тип сети (её архитектура), на втором — подбираются параметры сети. Выбор типа сети — задача сложная и может быть решена различными типами нейронных сетей: многослойным персептроном (MLR), радиально-базисной сетью (RBF), обобщённо-регрессионной сетью (GRNN), сетью Вольтерри и сетью Эльмана. Сеть Вольтерри — динамическая сеть для нелинейной обработки последовательности сигналов, задержанных относительно друг друга [3]. Работа нейросети заключается в преобразовании входных векторов в выходные векторы. Результат этого преобразования будет зависеть от подобранных параметров сети — весов их взаимосвязей. Проверка меры согласованности значений весов производится определением коэффициента корреляции r_i интенсивности отказов каждого агрегата в отдельности по наработке, затем они суммируются и выражаются в виде $w_i = \dfrac{r_{ij}}{\sum\limits_{i=1}^{m} r_{ij}}$, причём $\sum\limits_{i=1}^{m} w_{ij} = 1$, где m — количество входных сигналов. Весовые коэффициенты входов сумматора, на которые поступают входные сигналы, суммируются с учётом соответствующих весов, после чего результат сравнивается с пороговыми значениями w_{i0} интенсивности выборки по контролируемым транспортным средствам.

Таким образом, на вход нейрона поступает множество сигналов, каждый из которых является вектором интенсивности отказов агрегатов другого автомобиля (нейрона). Каждый вход умножается на соответствующий вес, аналогичный синаптической силе. Все произведения суммируются, определяя уровень активации нейрона. Эти входные сигналы соответствуют сигналам, приходящим в синапсы биологического нейрона.

Для повышения точности прогноза производится предварительная (предпроцессорная) обработка информации. Такая обработка сво-

дится к масштабированию значений отсчётов в целях их сведения в единый диапазон. Каждая выборка представляет собой дискретную функцию, заданную в точках на интервале от $J_{S\min}$ до $J_{S\max}$ с шагом $J_{S_\Delta} = 2$, где $J_{S\min}$, $J_{S_{\max}}$ — минимальное и максимальное значения аргумента этой функции соответственно. Если рассматривать интенсивность отказов транспортного средства по удельным затратам, то следует иметь в виду, по каким деталям или агрегатам больше всего появляются отказы и какова стоимость этих деталей. Из-за того, что стоимость запасных частей меняется, это вызывает затруднение в прогнозировании. Обладая сведениями об интенсивности отказов агрегатов или деталей по годовой наработке в единицах измерения (в километрах, L или в киловатт-часах, J_s), предшествующих прогнозированию, сеть вырабатывает решение, каким будет наиболее вероятное значение последовательности отказов в последующий момент наработки (ΔJ_{S_k}) k-го агрегата по их точности.

Учитываем, что обобщённо-регрессионная сеть имеет определённую точку по точности, и эта точность убывает при отклонении от данной точки. Сеть GRNN имеет два скрытых слоя: слой радиальных элементов и слой элементов, которые формируют взвешенную сумму для соответствующего вектора выходного слоя. Входной слой 1-го промежуточного слоя нейронов передаёт сигналы на 2-й слой, которые являются радиально симметричными. При этом выходной сигнал нейрона v_i определяется зависимостью

$$v_i = \left(\sum_{i=1}^{m} w_{ij} \lambda_j^{\text{д}}(t) + w_{i0} \right),$$

где w_{ij} — весовой коэффициент контролируемого агрегата (двигателя); $\lambda_{ij}^{\text{д}}$ — интенсивность отказов агрегата двигателя (агрегата); t — номер предыдущего цикла; w_{i0} — пороговые значения интенсивности отказов контролируемых агрегатов.

Аргументом функции выступает суммарный сигнал $U_i = \left(\sum_{i=1}^{m} w_{ij} \lambda_j^{\text{д}}(t) + w_{i0} \right)$, который называют функцией активации.

Активацию каждого j-го нейрона для N_i-го автомобиля запишем в виде взвешенной суммы

$$\text{net}_{\lambda_i j} = \sum_i w_{ij} \lambda_{J_{S_{ij}}}.$$

Выход каждого j-го нейрона является значением пороговой функции F_j, которая активизируется взвешенной суммой. При этом часто используют активационные функции: жёсткую пороговую функцию, линейный порог и сигмоидную функцию. В многослойной сети обычно применяют сигмоидную функцию σ(net), хотя может использоваться любая непрерывно дифференцируемая монотонная функция

$$\bar{\lambda}_{J_{S_j}} = \sigma_j(\text{net}_{\lambda_{J_S}}).$$

Сигмоидная функция определяется из выражения [4]

$$\sigma_j(\text{net}_{\lambda_{J_S}}) = \frac{1}{1 + e^{-k\,\text{net}}},$$

где k — положительное число, влияющее на растяжение функции.

Увеличение k сжимает функцию и имеет диапазон $0 < \sigma(\text{net}) < 1$, при $k \to \infty$ функция σ(net) приближается к функции Хевисайда [3]. Этот коэффициент может использоваться в качестве параметра усиления, так как для слабых входных сигналов угол наклона сигмоидной функции будет крутым и функция будет изменяться быстро, производя значительное усиление сигнала. Для больших входных сигналов угол наклона функции будет немного меньше. Это означает, что сеть может принимать большие векторы сигналов и при этом оставаться чувствительной к слабым изменениям сигнала. Если выход нейрона $\lambda_{J_{S_{ij}}}$ задаётся в виде

$$\lambda_{J_{S_{ij}}} = \sigma(\text{net}) = \frac{1}{1 + e^{-k\text{net}}},$$

то производная по отношению к данному нейрону σ′(net) вычисляется по формуле

$$\sigma'_j(\text{net}) = \frac{ke^{-k\text{net}}}{(1 + e^{-k\text{net}})^2} = \frac{k\sigma(\text{net}_{J_S})}{1 - \sigma(\text{net}_{J_S})} = k\lambda_{J_{S_j}}(1 - \bar{\lambda}_{J_{S_j}}),$$

т. е. является простой функцией от выходов нейрона. Структура одной нейронной сети GRNN представлена на рис. 1. Здесь формируются взвешенные суммы для всех элементов выходного слоя. В качестве радиальной функции применяется метод Гаусса — последовательное исключение неизвестных. При $m = n$ с использованием операции система приводится к треугольному виду (что при $\Delta \neq 0$ невозможно).

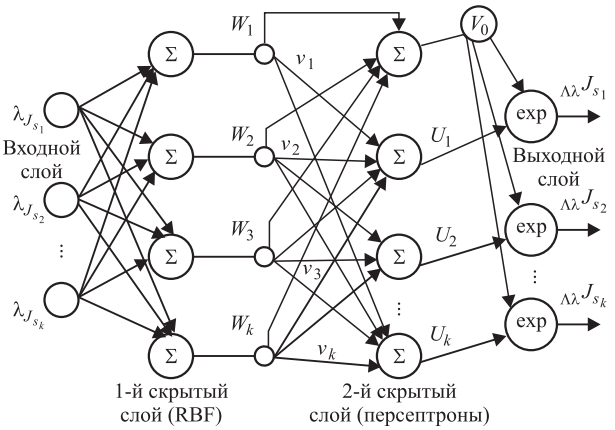


Рис. 1. Общая архитектура нейронной сети GRNN с нелинейной функцией

Для адаптации весовых коэффициентов сети используется фактическая погрешность прогнозирования

$$\delta_{J_S} = \frac{\lambda_{J_S} - \Delta\bar{\lambda}^{J_S}}{\lambda_{J_S}}.$$

Если использовать параллельное вычисление невязки, то необходимо разделить обучающую выборку по процессорам так, чтобы каждый из них вычислял погрешность по своей выборке, а затем ведущий процессор суммировал результат $\delta_{J_S} = \sum_{k=0}^{n=1} \delta_k$, где δ_k — значение невязки на k-м процессоре [3]. Обучение персептрона требует наличия учителя и состоит в подборе весов w_{ij}, чтобы выходной сигнал $\Delta\lambda^{J_S}$ был близок к заданному значению $[\Delta\lambda^{J_s}]$. Это обучение гетероассоциативного типа, при котором каждой обучающей выборке, представляемой вектором λ_{J_S}, соответствовало ожидаемое значение $[\Delta\lambda^{J_s}]$ на выходе i-го нейрона. Обучение персептрона включает подбор весов по следующим шагам:

1. В начале используют случайные значения, которые подаются на вход нейрона, и рассчитывают значение выходного сигнала. По результатам сравнения с заданным $[\Delta\lambda^{J_s}]$ уточняются значения весов.

2. Если значение $\Delta\lambda^{J_S}$ совпадает с ожидаемым заданным значением $[\Delta\lambda^{J_s}]$, то весовой коэффициент w_{ij} не изменяется.

3. Если $\Delta\lambda^{J_S} = 0$, а соответствующее заданным значение $[\Delta\lambda^{J_s}] = 1$, то значения весов уточняются согласно выражению $w_{ij}(t + 1) = w_{ij}(t) + \lambda_{J_{S_K}}$, где $(t + 1)$ — номер текущего цикла.

4. Если $\Delta\lambda^{J_S} = 1$, а заданное значение $[\Delta\lambda^{J_s}] = 0$, то значения весов уточняются в соответствии с формулой $w_{ij}(t+1) = w_{ij}(t) - \lambda_{J_{S_K}}$.

После уточнения весовых коэффициентов подставляются очередной обучающий вектор и связанное прогнозируемое значение $[\Delta\lambda^{J_s}]$, а значения весов уточняются. Этот процесс многократно повторяется на всех обучающих выборках, пока не будут минимизированы различия между всеми значениями выходных параметров и заданными значениями $[\Delta\lambda^{J_s}]$. Минимизация различий между фактическими реакциями нейрона $\Delta\lambda^{J_S}$ и прогнозируемыми значениями может быть представлена как минимизация конкретной функции погрешности целевой функции, определяемой из выражения

$$Z = \sum_{k=1}^{p} \left(\lambda_{J_S}^{(K)} - \left[\lambda_{J_S}\right]\right)^2 \to \min,$$

где p — количество предъявленных обучающих выборок.

Такая минимизация при использовании правила персептрона проводится по методу безградиентной оптимизации. Если представить выход i-го нейрона *RBF*-слоя как v_i, то выходной вектор определённой длины сигнала 1-го нейрона 2-го промежуточного слоя вычисляется по формуле $U_i = \sum_{i=1}^{k} v_i$, где k — число нейронов в *RBF*-слое. Обозначив весовой коэффициент i-го нейрона *RBF*-слоя как w_i, получим формулу для суммы весов $v_0 = \sum_{i=1}^{k} w_i$. Выходной слой делит взвешенные суммы на сумму весов и выдаёт окончательный прогноз. При поступлении на вход нейрона некоторого множества одинаковых сигналов числовых значений (отказов), каждый из которых является выходом другого нейрона, каждый вход умножается на соответствующий вес w_i и все произведения суммируются, определяя уровень активации нейрона.

Весовые коэффициенты меняются при передаче от слоя к слою по формуле

$$\Delta w = -\dot{\eta}\frac{\partial \delta_{J_S}}{\partial \mu_{ij}^{k}},$$

где $\dot{\eta}$ — коэффициент скорости обучения; δ_{J_S} — функция суммарной ошибки сети; μ_{ij}^{k} — коэффициент синаптической связи (весовых коэффициентов) k-го нейрона от i-го слоя к j-му слою.

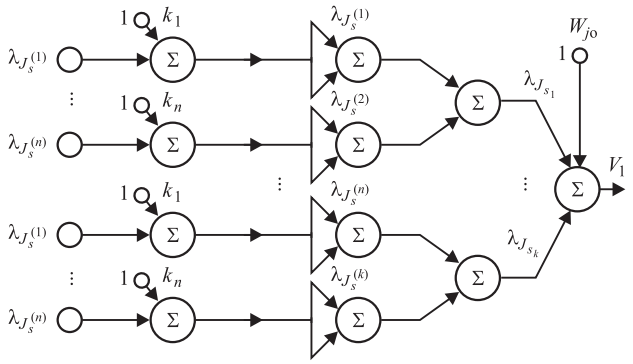


Рис. 2. Структура первого скрытого RBF-слоя сети GRNN

Принцип функционирования 1-го скрытого промежуточного слоя первого нейрона показан на рис. 2. Вектор выходных сигналов V_i передаётся на вход 2-го промежуточного слоя. Второй суммирующий блок складывает взвешенные входы алгебраически, создавая выход $\lambda_{J_S}=\sum_{i=1}^{k}\lambda_{J_{Si}}w_k$. Сигналы, поступившие к нейрону одновременно по нескольким дендритам, суммируются. Если суммарный импульс превышает некоторый порог, нейрон возбуждается, формирует собственный импульс и передаёт его далее по аксону.

Базисные функции *RBF*-слоя задаются матрицей *A*, но на практике для описания элементов более удобно использовать матрицу корреляции *K*, которая получается из матрицы *A* следующим образом: $K = A^TA$, где A^T — транспонированная матрица базисной функции 1-го скрытного слоя. Центр нейрона радиального 2-го слоя обозначим через $c^i_{J_s}$.

Результаты обработки входных показателей 2-го скрытого слоя $c^i_{J_{sk}}$ и наработка между отказами 1-го входного слоя $\lambda_{J_{S_K}}$ вычисляются по следующим формулам:

$$\lambda^k_{J_s} = -\frac{1}{2}\sum_{J_{S_i}=1}^{n}\left(\lambda_{J_{Sk}} - c^i_{J_{sk}}\right)^2;$$

$$\lambda_{J_{S_j}} = \sum_{j=1}^{n}\lambda^k_{J_S};$$

$$\Delta\lambda_{J_{S_i}} = \sum_{j=1}^{k}\exp\left(-\frac{1}{2}\frac{\lambda_{J_{S_j}}}{\sigma^2_J}\right)w_k,$$

где n — число дискретных отчётов интенсивности отказов агрегатов автомобиля; $c^i_{J_{sk}}$ — наработка по энергозатратам k-го автомобиля; σ_j — сигмоидная функция; w_k — весовой коэффициент k-го автомобиля.

Множитель 1/2 вводится для упрощения операции дифференцирования. Вектор выходных сигналов $\lambda_{J_{S_K}}w_k$ передаётся на вход 2-го промежуточного слоя сети. Выходное значение сети имеет вероятностный характер, поэтому его легче интерпретировать. Обучение сети необходимо выполнять отдельно для каждого ряда по наработке, оно должно сводиться к минимальному значению невязки, определяемому из выражения

$$\delta_k = \sum_{i=0}^{z-1}\left(\Delta J_S - \Delta\bar{J}_S\right)^2 = \sum_{i=0}^{z-1}\sum_{j=0}^{p-1}\left(\Delta J_S - \Delta\bar{J}_S\right)^2.$$

Анализ данных, основанный на нейронной сети, может работать только с числовыми данными, из чего следует необходимость преобразовывать символьные данные в числовые. Простейший для этого способ — создание таблицы соответствий между символьными и числовыми данными.

Нейроны внутренних слоёв, которые связаны с выходами, имеющими бóльшую погрешность, должны изменять свои веса значительно сильнее, чем нейроны, соединённые с корректными выходами. Следовательно, веса данного нейрона должны изменяться прямопропорционально ошибке тех нейронов, с которыми данный нейрон связан.

Таким образом, обратное распространение этих ошибок через сеть позволяет корректно настраивать веса связей между всеми слоями. В этом случае величина функции ошибки уменьшается и сеть обучается.

Если функция ошибки прямопропорциональна квадрату разности между допускаемым показателем и действительными выходами, то для всей обучающей выборки используют выражение

$$\delta_{h_\sigma} = \frac{1}{2}\sum\left(\left[\lambda_{J_{S_i}}\right] - \bar{\lambda}_{J_{S_j}}\right)^2.$$

Наконец, выходной слой делит взвешенные суммы на сумму весов и выдаёт окончательный результат. Наилучший прогноз достигается при соотношении объёмов выборок 20:20:20. Оптимальными значениями параметров алгоритма являются: коэффициент скорости обучения $\eta_o = 0{,}7$; коэффициент момента обучения $\mu_o = 0{,}9$; количество итераций $t_r = 20$ и величина изменения коэффициента скорости обучения $\alpha_c = 0{,}1$. Число сигналов в скрытых слоях сети определяется для каждо-

Таблица 1

Результаты прогнозирования автомобилей

Агрегат	Автомобиль ЗИЛ-433360		Автомобиль УАЗ-3303	
	Интенсивность отказов, отказ/1000 км	Прогнозируемые отказы, отказ/1000 кВт·ч	Интенсивность отказов, отказ/1000 км	Прогнозируемые отказы, отказ/1000 кВт·ч
Двигатель	0,045	0,037	0,023	0,018
Рулевое управление	0,036	0,016	0,017	0,012
Тормозная система	0,025	0,018	0,009	0,004
Передний мост	0,047	0,024	0,028	0,012
Задний мост	0,018	0,011	0,011	0,007

го транспортного средства отдельно. В итоге каждый нейрон способен определить вклад каждого своего веса в суммарную ошибку сети. Результаты прогнозирования интенсивности отказов агрегатов автомобилей представлены в табл. 1. По результатам исследования определены показатели надёжности автомобилей ЗИЛ и УАЗ в целом по всем отказам (табл. 2).

Параметры потока отказов вычислены с гарантированной вероятностью более 0,95. На основе эксплуатационных данных определена наработка сборочных единиц автомобиля УАЗ-3303 до капитального ремонта (тыс. кВт·ч):

двигатель модели 4146 с опытными деталями — 159,7;

Таблица 2

Показатели надёжности автомобилей

Параметр	Результаты	
	ЗИЛ-433360	УАЗ-3303
Среднее число отказов за назначенный ресурс (250 тыс. кВт·ч)	10,90	7,07
Поток отказов	0,039	0,0133
Выборочное среднее квадратичное отклонение параметра потока отказов, 1/тыс. кВт·ч	0,418	0,0092
Коэффициент гарантированной вероятности параметра потока отказов, t_r	3,56	3,99

рулевое управление — 262,9;
тормозная система — 394,4;
передний мост — 137,59;
задний мост — 107,4.

При расчёте годовых затрат учитывали оптимальное количество проведённых технических обслуживаний [5]. Нормативный срок проведения технических обслуживаний уточнялся на основе существующего положения с учётом реальных условий эксплуатации.

Таким образом, применение методики прогнозирования ресурса агрегатов в сфере эксплуатации позволит повысить эффективность транспортных средств на 20...30 % за счёт своевременного обеспечения запасными частями, оптимального проведения обслуживания и текущего ремонта.

Библиографические ссылки

1. **Варнаков Д.В.** Прогнозирование параметрической надёжности двигателей автотранспортных средств в нормальном и специальном эксплуатационных режимах // Международный технико-экономический журнал. 2013. № 3. С. 94—98.

2. **Голубев Ю.Ф.** Нейросетевые методы в мехатронике. М.: Изд-во Моск. гос. ун-та, 2007. 157 с.

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

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

5. **Дьяков И.Ф.** Оптимальный выбор транспортных средств на основе нейронной технологии. М.: Машиностроение, 2016. 378 с.

УДК 681.513

М.С. Селезнева, К.А. Неусыпин, д-р техн. наук, проф., **А.В. Пролетарский,** д-р техн. наук, проф.
(Московский государственный университет им. Н.Э. Баумана)

neysipin@mail.ru

РАЗРАБОТКА АКЦЕПТОРА ДЕЙСТВИЯ ИЗМЕРИТЕЛЬНОГО КОМПЛЕКСА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ КОНЦЕПЦИИ ДИНАМИЧЕСКОГО СИСТЕМНОГО СИНТЕЗА

Исследованы подходы к идее комплексирования: использование минимального числа датчиков, входящих в состав навигационного комплекса; использование наибольшего числа датчиков, информация с которых подвергается совместной обработке; применение селективного подхода, а также интеллектуальных компонент. Рассмотрен акцептор действия измерительного комплекса, разработанный с использованием концепции динамического системного синтеза.

Ключевые слова: измерительный комплекс; летательный аппарат; инерциальная навигационная система; акцептор действия; самоорганизация; динамический системный синтез.

The approaches to the idea of complex are researched: utilization the minimum number of sensors that make up the navigation complex; utilization the largest number of sensors, information from which is subjected to common processing; application of selective approach, as well as intellectual components. The action acceptor of the measuring complex, developed using the concept of dynamic system synthesis, is considered.

Keywords: measuring complex; aircraft; inertial navigation system; action acceptor; self-organization; dynamic system synthesis.

Введение. В связи с усложнением задач, которые решаются с использованием навигационных систем, большое число различных систем и датчиков навигационной информации позволят осуществлять комплексную обработку информации [1]. Совместная обработка информации от нескольких систем или датчиков называется комплексированием. Совокупность алгоритмически связанных навигационных систем и датчиков называется измерительным комплексом (ИК).

Включение в состав ИК оборудования, разнообразного как по принципу действия, так и по характеристикам, обеспечивает решение пилотажно-навигационных задач практически в любых условиях полёта.

Инерциальные датчики, такие как инерциальная навигационная система (ИНС) и курсовертикаль, отличаются высокой точностью и автономностью, но имеют высокую стоимость.

Спутниковые системы навигации отличаются высокой точностью и относительно малой стоимостью, но подвержены влиянию помех и не являются автономными.

Радионавигационные системы, такие как радиотехническая система ближней навигации, автоматический радиокомпас и маркерный приёмник и пр., позволяют использовать наземные средства навигации, но являются неавтономными и обладают меньшей точностью.

Автономные системы, такие как система воздушных сигналов, доплеровский измеритель скорости и сноса (ДИСС) и др., обладают высокой надёжностью и автономностью, но имеют низкую точность.

Высокоточные летательные аппараты (ЛА) снабжены ИК, позволяющими вычислять навигационную информацию с высокой точностью [2, 3], достигаемую за счёт алгоритмического обеспечения, с помощью которого обрабатывается информация на основе различных подходов [4—8]. В данной статье исследованы перспективные подходы к решению задачи разработки алгоритмического обеспечения ИК ЛА и предложен оригинальный способ реализации акцептора действия, представляющего собой интеллектуальную компоненту ИК [9]. Разработанный способ формирования

моделей алгоритмом самоорганизации [10] основан на концепции динамического системного синтеза [7].

Измерительные комплексы ЛА. На современном этапе развития измерительной техники применяются два подхода к идее комплексирования: первый — использование минимального числа датчиков, входящих в состав навигационного комплекса; второй — использование наибольшего числа датчиков, информация с которых подвергается совместной обработке.

Первый подход находит широкое применение в современных навигационных комплексах, так как обеспечивает достаточно высокую точность определения навигационных параметров ЛА, надёжность навигационного комплекса и не требует больших вычислительных затрат. Подобные навигационные комплексы обычно включают ИНС и GPS, ИНС и ДИСС или РЛС, баровысотомер и датчик навигационного поля (например, РЛС) и др.

В интегрированных ИНС и СНС появляется возможность использовать недорогие ИНС, построенные на MEMS-чувствительных элементах. Достоинством таких инерциальных систем являются малая масса и компактные размеры, но автономное использование их затруднено ввиду нестабильности характеристик микроэлектромеханических гироскопов и акселерометров, что ведёт к быстрому накоплению ошибок в определении навигационных данных.

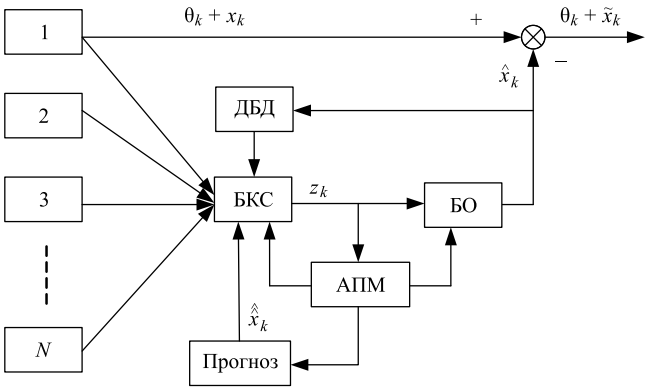
Второй подход требует повышенной производительности БЦВМ и размещения на борту ЛА большого числа прецизионных датчиков и систем. Такие навигационные комплексы могут включать ИНС, ДИСС, радиовысотомер, баровысотомер, радиосистемы ближней и дальней навигации, датчики различных информационных полей и др. Теоретически они должны обеспечивать высокую точность и отличаться надёжностью. На практике из-за погрешностей внешних возмущений (активных и пассивных помех) точность навигационных комплексов существенно снижается. Требование для реализации алгоритмического обеспечения навигационных комплексов БЦВМ повышенной мощности также ограничивает применение подобных навигационных комплексов на современных ЛА.

Логическим завершением идеи комплексирования можно считать селективный подход [1], который включает преимущества двух рассмотренных выше подходов. Навигационные комплексы, реализующие селективный подход, состоят из максимально возможного числа систем и датчиков навигационной информации, а также из алгоритмического обеспечения. Алгоритмическое обеспечение селективного навигационного комплекса включает в себя алгоритм выбора наиболее достоверной навигационной информации и алгоритм обработки этой информации в целях повышения точности навигационного комплекса.

Традиционной схемой навигационного комплекса является ИНС, принятая за базовую систему и снабжённая несколькими датчиками внешней информации, алгоритмами комплексирования и оценивания. Алгоритмы комплексирования представляют собой алгоритмы обработки сигналов от используемых навигационных систем и датчиков. Увеличение числа измерительных систем теоретически позволяет с большей точностью получать информацию о навигационных параметрах объекта. На практике же при использовании систем с различными точностными характеристиками и из-за несовершенства алгоритмического обеспечения точность определения навигационной информации снижается. Поэтому с помощью алгоритмов комплексирования выделяются системы, позволяющие получать наиболее достоверную информацию о навигационных параметрах объекта или в процессе совместной обработки сигналов с различных систем выделять наиболее достоверную информацию.

Новый этап в развитии ИК связан с реализацией концепции построения ИК с применением интеллектуальных технологий. Перспективный ИК высокоточных ЛА представляет собой ИК с интеллектуальной компонентой [9, 11, 12]. Одним из вариантов использования теории интеллектуальных систем при синтезе ИК является её применение, основанное на теории функциональных систем П.К. Анохина [11]. В качестве интеллектуальной компоненты использован акцептор действия, который включает алгоритм построения прогнозирующей модели погрешностей ИНС, алгоритмы прогноза и сравнения текущих измерений с прогнозом.

Структура ИК с интеллектуальной компонентой представлена на рисунке, где введены следующие обозначения: 1 — базовая навигационная система, обычно ИНС; 2,..., N — датчики и измерительные системы внешней информации; ДБД — динамическая база данных; БКС — блок комплексирования и срав-



Структура ИК с интеллектуальной компонентой

нения; БО — блок оценивания; АПМ — алгоритм построения модели; θ_k — истинная навигационная информация; x_k — погрешности ИНС; z_k — измерения; $\hat{x}_k$ — оценки погрешностей ИНС; $\tilde{x}_k$ — ошибка оценивания; $\hat{\hat{x}}_k$ — прогноз погрешностей ИНС.

Степени наблюдаемости вычисляются для погрешностей ИНС при комплексировании с каждым внешним датчиком, и по максимальному значению степени наблюдаемости выбирается наилучшая структура ИК. В критерии степени наблюдаемости используются информация об оценках погрешностей ИНС с ДБД, прогнозируемые значения погрешностей ИНС и параметры математической модели погрешностей ИНС [13].

Алгоритм построения математической прогнозирующей модели. Рассмотрим ИК с интеллектуальной компонентой [14]. При проведении коррекции ИНС от внешних по отношению к ней приборов и систем осуществляется выбор модели погрешностей ИНС, которая используется в алгоритмическом обеспечении ИК.

На практике применение в алгоритмическом обеспечении ИК априорных математических моделей не представляется возможным.

При функционировании динамического объекта в стохастических условиях объём априорной информации о нём, как правило, минимален. Поэтому целесообразно использовать для экстраполяции метод самоорганизации [10].

Самоорганизация позволяет построить математическую модель без априорного указания закономерностей исследуемого объекта. Разработчик математической модели должен задать ансамбль критериев селекции (критериев самоорганизации) выбора модели, а математическая модель оптимальной сложности выбирается уже автоматически.

Реализация алгоритма самоорганизации осуществляется на борту ЛА. Обычно к таким алгоритмам предъявляются достаточно жёсткие требования по быстродействию, компактности и простоте реализации в БЦВМ. Особенно большое значение эти требования имеют при прогнозировании состояния ИК высокоманёвренных ЛА.

Согласно принципу внешнего дополнения Геделя необходимо определить критерий для выбора модели оптимальной сложности [10].

Метод группового учёта аргументов (МГУА) предназначен для решения самых разнообразных интерполяционных задач технической кибернетики: идентификации статической и динамической характеристик многоэкстремальных объектов, распознавания образов, предсказания случайных процессов и событий, оптимального управления и т. д.

В этом методе все вопросы оптимизации решаются путём перебора вариантов только на материале заданной обучающей и проверочной последовательности. Информацией о распределении вероятностей не пользуются. Для пороговых самоотборов лучших вариантов последовательно применяются различные эвристические критерии: по коэффициенту корреляции, по критерию разнообразия аргументов, по критерию обусловленности матриц и, в основном, по критерию минимума среднеквадратичной ошибки.

При выполнении этих условий МГУА позволяет найти оценки коэффициентов полного уравнения даже в том случае, когда число их велико.

Отдельные алгоритмы МГУА существенно отличаются друг от друга по типу использования опорных функций и, следовательно, по способу конструирования полного описания объекта. Основными из них являются алгоритмы с полиномом второй степени и с линейным полиномом. Кроме того, применяются вероятностные алгоритмы.

Алгоритмы с полиномом второй степени используются в задачах описания сложных и больших систем, когда число членов полного полинома больше сотни.

Формулы конструирования коэффициентов полного полинома получим, исключая промежуточные переменные из всех определённых частных полиномов.

Проведём построение модели погрешностей ИНС для алгоритмического обеспечения ИК в рамках концепции динамического системного синтеза [7]. В соответствии с этой

концепцией осуществляется построение моделей в процессе полёта ЛА, а также с помощью ансамбля критериев селекции постоянно определяется наилучший состав вектора состояния модели. Выделяются самые эффективные компоненты вектора состояния и для них вычисляется модель оптимальной сложности. Для упрощения процесса перехода с одной модели на другую реализация алгоритмического обеспечения ИК осуществляется в скалярной форме [1, 11].

Модель погрешностей ИНС. Традиционная математическая модель погрешностей ИНС, которая используется в алгоритмическом обеспечении ИК (в алгоритме оценивания, управления и др.), имеет вид

$$x_k = \Phi x_{k-1} + W_{k-1};$$

$$x_k = \begin{bmatrix} \delta V_k \\ \varphi_k \\ \varepsilon_k \end{bmatrix}, W_{k-1} = \begin{bmatrix} B \\ 0 \\ \omega_{k-1} \end{bmatrix}, \Phi = \begin{bmatrix} 1 & -gT & 0 \\ \frac{T}{R} & 1 & T \\ 0 & 0 & 1-\beta T \end{bmatrix}, \quad (1)$$

где x_k — вектор состояния; δV_k — ошибка ИНС в определении скорости; φ_k — углы отклонения ГСП; ε_k — скорость дрейфа ГСП; T — период дискретизации; ω_{k-1} — дискретный аналог белого гауссова шума; B — смещение нуля акселерометра; Ф — матрица объекта; W — вектор входного возмущения; β — средняя частота случайного изменения дрейфа гироскопа; R — радиус Земли; g — ускорение свободного падения.

Данная априорная модель имеет невысокую точность, поэтому целесообразно строить реальную модель в полёте. Реальная модель — это набор параметров, которые МГУА или генетический алгоритм должен будет определить в процессе полёта, а также установить их связи.

В процессе работы ИК с интеллектуальной компонентой в блоке комплексирования определяется наилучший вектор измерений. Далее в блоке построения моделей с помощью ансамбля критериев селекции выбираются ключевые переменные состояния, из которых формируется русло строящейся модели. В ансамбль критериев селекции включены универсальные, специальные и точностные критерии, определяющие русло.

При функционировании МГУА возможно построение полной модели горизонтального канала погрешностей ИНС (1), редуцированной модели с меньшей размерностью русла или с руслом, сокращённым до одной непосредственно измеряемой переменной состояния. При скалярной реализации на выходе МГУА получаем модели для каждой переменной состояния, включённой в русло. Для формирования этой модели используются только переменные состояния из русла.

Таким образом, полученная редуцированная модель может иметь вид

$$x_k = \Phi x_{k-1};$$

$$x_k = \begin{bmatrix} \delta V_k \\ \varphi_k \end{bmatrix}, \Phi = \begin{bmatrix} 1 & -gT \\ \frac{T}{R} & 1 \end{bmatrix}. \quad (2)$$

Скорость дрейфа ГСП ε_k не включена в русло. Отсутствие информации о ней при формировании русла не приводит к снижению точности вычисления переменных состояния русла, так как точность определения скорости дрейфа ГСП является недостаточно высокой, что и привело к отсутствию её в русле. Использование же этой переменной состояния при вычислении русла приведёт к снижению точности.

Выводы. Исследованы способы повышения точности ИК алгоритмическим путём. Использован ИК с интеллектуальной компонентой в виде акцептора действия. Предложено применять в акцепторе действия концепцию динамического системного синтеза, с помощью которой в алгоритме самоорганизации осуществляется построение моделей с оптимальной структурой.

Библиографические ссылки

1. **Неусыпин К.А.** Современные системы и методы наведения, навигации и управления летательными аппаратами. М.: Изд. МГОУ, 2009.

2. **Неусыпин К.А., Шэнь Кай.** Модификация нелинейного фильтра Калмана с использованием генетического алгоритма // Автоматизация и современные технологии. 2014. № 5. С. 9—11.

3. **Шэнь Кай, Пролетарский А.В., Неусыпин К.А.** Исследование алгоритмов коррекции навигационных систем летательных аппаратов // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. «Приборостроение». 2016. № 2. С. 28—39.

4. **Шэнь Кай, Неусыпин К.А.** Критерий степени наблюдаемости переменных состояния нестационарных систем // Автоматизация. Современные технологии. 2016. № 6. С. 10—16.

5. **Шэнь Кай, Неусыпин К.А.** Исследование критериев степеней наблюдаемости, управляемости и идентифицируемости линейных динамических систем // Мехатроника, автоматизация, управление. 2016. № 11. С. 723—731.

6. **Шахтарин Б.И., Шэнь Кай, Неусыпин К.А.** Модификация нелинейного фильтра Калмана в схеме коррекции навигационных систем летательных аппаратов // Радиотехника и электроника. 2016. Т. 61. № 11. С. 1065—1072.

7. **Селезнева М.С., Шэнь Кай, Пролетарский А.В., Неусыпин К.А.** Динамический системный синтез алгоритмического обеспечения навигационного комплекса летательного аппарата // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. 2017. № 2. С. 2—8.

8. **Шэнь Кай, Неусыпин К.А., Пролетарский А.В.** Исследование критериев степени наблюдаемости // Матер. конф. «Информационные технологии в управлении». СПб., 2014. С. 254—260.

9. **Шэнь Кай, Пролетарский А.В., Неусыпин К.А.** Разработка псевдоинтеллектуальной системы управления космическими летательными аппаратами // Тр. IX Всерос. конф. молодых учёных и специалистов «Будущее машиностроения России». М., 2016. С. 816—819.

10. **Неусыпин К.А.** Разработка модифицированных алгоритмов самоорганизации для коррекции навигационной информации // Автоматизация и современные технологии. 2009. № 1. С. 37—39.

11. **Неусыпин К.А., Логинова И.В.** Вопросы теории и реализации интеллектуальных систем. М.: МПУ, 1999.

12. **Шэнь Кай, Неусыпин К.А.** Исследование критериев степени наблюдаемости, управляемости и идентифицируемости линейных динамических систем // Мехатроника, автоматизация, управление. 2016. № 11. С. 723—731.

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

14. **Пролетарский А.В., Селезнева М.С.** Измерительный комплекс с интеллектуальной компонентой для летательного аппарата // Тр. II междунар. симпозиума «Современные аспекты фундаментальных наук». 2015. С. 196—199.

УДК 629.735

А.А. Горбунов, канд. техн. наук, **В.И. Чепасов,** д-р техн. наук, проф.,
А.Д. Припадчев, д-р техн. наук, доц.
(Оренбургский государственный университет)

gorbynovaleks@mail.ru

ИДЕНТИФИКАЦИЯ БАЗОВЫХ ПАРАМЕТРОВ КРЫЛА МАГИСТРАЛЬНОГО ВОЗДУШНОГО СУДНА НА ЭТАПЕ ЭСКИЗНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ

Предложен метод идентификации базовых параметров, базирующийся на последовательном применении корреляционного, факторного анализа с последующим построением полиномиальных моделей методом наименьших квадратов и методом Брандона. Сформулирован многопараметрический подход к анализу и синтезу варианта проектного решения, основанный на формализованном процессе и позволяющий реализовывать единственность решения для отдельных элементов (на примере крыла) магистрального воздушного судна, на этапе эскизного проектирования.

Ключевые слова: магистральное воздушное судно; многопараметрическая система; матрица исследования; базовые параметры; многомерный анализ; вклад параметров-аргументов.

The identification method of basic parameters, based on the consistent application of correlation, factor analysis with the subsequent construction of polynomial models by the least squares method and the Brandon method is proposed. A multiparametric approach to the analysis and synthesis of the design solution variant, based on a formalized process and allowing to realize the uniqueness of the solution for individual elements (by the example of a wing) of a main aircraft on the stage of preliminary design is formulated.

Keywords: main aircraft; multi-parameter system; matrix of the study; basic parameters; multivariate analysis; contribution of parameters-arguments.

Введение. Современное магистральное воздушное судно (ВС) — сложная техническая система, проектирование и разработка которой представляют собой многоэтапный итерационный процесс, видоизменяющийся во времени.

Проектирование, производство и эксплуатация магистрального ВС требуют привлечения больших материальных ресурсов, необходимых для проведения научно-исследовательских (НИР) и опытно-конструкторских работ (ОКР), а также поисковых работ для синтеза эффективных технических решений по выбранным критериям эффективности.

Традиционный процесс проектирования ВС предполагает эскизную прорисовку будущего объекта (первый рисунок ВС) и оценку его пригодности для реализации поставленной цели [1]. При проектировании магистрального ВС область проектных решений значительно сужается, но задача по поиску

оптимального решения по выбранным критериям значительно усложняется.

Исходя из того, что для оценки пригодности выполнения поставленной цели проектирования используется эскиз (рисунок, картинка), на котором изображены проекции ВС и его элементов, получение такого рисунка начинается с обработки статистических данных (аналогов проектируемого ВС). На данной стадии не представляется возможным определить преимущество от использования в эскизе частных решений, таких как форма зализа между крылом и фюзеляжем, тип дополнительной аэродинамической поверхности (ДАП) (законцовки, winglet) и т. д. То есть появляется необходимость в анализе большого числа статистических данных, при этом степень достоверности параметров представлена в некотором доверительном интервале. Оценить и выявить из многообразия наиболее существенные параметры неавтоматизированным способом практически невозможно. В этой связи появляется необходимость в разработке системы автоматизированного проектирования (САПР), позволяющей анализировать статистические данные в заданных ограничениях и формировать ряд возможных эскизных схем проектных альтернатив. Однако если САПР будет работать только со статистической информацией, то её возможности будут ограничены входными данными. Поэтому необходимо обеспечить возможность учёта новых технических решений, в том числе и ноу-хау, а также результатов НИР и ОКР. Такая САПР не должна формировать окончательный облик и плановые проекции проектируемого ВС и его элементов, результат её работы должен сузить область возможных решений в заданных ограничениях, а конструктор, опираясь на предлагаемую область существования, формирует облик ВС и его элементов в первом приближении в виде эскиза.

В сложившейся традиционной практике проектирования процесс принято условно разделять на два этапа: общее проектирование ВС и проектирование отдельных элементов (агрегатов, составных частей).

Рассматривая систему несущих поверхностей магистрального ВС, основным агрегатом, создающим подъёмную силу, является крыло. Сочетание крыла и силовой установки в сложившейся практике проектирования называют главным рабочим органом ВС. Процесс проектирования и конструирования крыла необходимо вести исходя из принятой аэродинамической схемы, заданной в первом рисунке ВС, с учётом перспективных конструкционных материалов, технологий производства и достижений в области аэрогидродинамики и аэромеханики.

Совершенствование аэродинамических характеристик крыла магистрального ВС сводится к обеспечению требуемых значений подъёмной силы с минимальным коэффициентом лобового сопротивления для установившихся режимов полёта и лётно-технических характеристик на этапах взлёта и посадки. Для достижения заданных показателей, изменяя на множестве возможных решений угол стреловидности, сужение и удлинение крыла, площадь, геометрическую крутку, а также форму поперечного сечения вдоль размаха крыла (аэродинамическая крутка), осуществляем поиск рационального варианта проектного решения.

Сложившаяся практика проектирования показывает, что на этапах предэскизного и эскизного проектирования выбор того или иного типа аэродинамического профиля и задание аэродинамической крутки выносится как оптимизационная задача, а профиль заменяется эквивалентной плоской пластинкой. Такой подход позволяет осуществлять проектирование в задачах малой размерности, однако в связи с тем, что современное магистральное ВС обладает достаточно сложной аэродинамикой, такой подход неприемлем при совместном проектировании, например, крыла ВС с ДАП, так как совокупность обликовых характеристик крыла, ДАП и набора профилей в зависимости от их совместного сочетания дают различные аэродинамические характеристики. Последующая оптимизация для предопределённой плановой проекции может не дать ожидаемых результатов.

Исходя из того, что ВС и его составные элементы — сложная многопараметрическая система [2], отдельно взятое проектируемое ВС и его элементы можно представить в виде функциональной зависимости

$$Z = F(X,\ Y), \qquad (1)$$

где F — функция объекта, являющаяся неизвестной величиной, для определения которой применяют численные моделирования (CFD) и физические эксперименты в аэродинамических трубах; X — облик ВС (геометрические, энергетические и аэродинамические характеристики); Y — условия его функционирования (высота, скорость, дальность, взлётная масса).

Функцию объекта F можно представить в виде множества взаимосвязанных и взаимозависимых параметров, механизм взаимодей-

ствия которых определяется моделью. Зная некоторую модель M, можно вычислить приближённое значение объекта, обладающего сопоставимыми режимными характеристиками, но разными обликовыми параметрами, с некоторой величиной корреляции [5]. Тогда для функции объекта справедливо соотношение

$$F(X_i,\ Y_j) \approx F_M(X_i,\ Y_j), \qquad (2)$$

где M — модель перехода; i — переменная (1, 2, 3,..., p); j — наблюдаемая величина (1, 2, 3,..., k).

Функция $F(X_i,\ Y_j)$ является аналогом проектируемого ВС или его элемента, состоящего из множества параметров, а $F_M(X_i,\ Y_j)$ — вновь проектируемого элемента или ВС с учётом нового технического решения, например ДАП. Тогда, для того чтобы сопоставить или получить некоторую величину, позволяющую найти те или иные обликовые характеристики в одинаковых условиях функционирования, необходима модель перехода M (способ или функция).

Если ВС и его элементы представить как статистическую систему, то изменение одного из параметров должно оказывать влияние на другие параметры системы [3, 4]. Такая система должна обладать корреляционной зависимостью, где взаимосвязь двух или более отдельных параметров соотносятся между собой с определённой степенью точности. В случае высокой степени корреляции для множества, описывающего проектируемое ВС или его составной элемент (например крыло), можно изучить взаимосвязи между значениями переменных — факторный анализ. Факторный анализ позволяет: всесторонне и в то же время компактно описать объект измерения; выявить скрытые переменные факторов, отвечающих за наличие линейных статистических корреляций между наблюдаемыми переменными. Используя метод главных компонент, а также варимаксное вращение, можно однозначно интерпретировать факторы, объединяющие параметры [6].

Основная часть. Для идентификации базовых параметров, позволяющих минимизировать число параметров исследования многопараметрической системы, составим матрицу исследования. В качестве исходных данных целесообразно использовались параметры для выборки магистральных ВС по классам (ближне-, средне- и дальнемагистральные). Другими словами, каждый тип ВС в одном классе выполняет одну и ту же функцию — перевозку пассажиров на заданное расстояние, т. е. каждое отдельное ВС одного класса сопоставимо по совокупности конструктивно-геометрических, массовых, режимных и аэродинамических характеристик.

В основе метода лежат корреляционный и факторный анализы с последующим построением регрессионных моделей, прогнозированием методом Брандона и методом наименьших квадратов.

Предлагается следующий алгоритм минимизации числа параметров исследования для многопараметрических объектов:

1. Нахождение средних значений и среднеквадратичных отклонений параметров исследуемого магистрального ВС по экспериментальным данным, в частности крыла.

2. Построение нормированной матрицы исследования по средним и среднеквадратичным отклонениям параметров исследуемого крыла.

3. Нахождение максимальной по модулю факторной нагрузки для каждого параметра исследования и в каждой строке матрицы.

4. Определение по каждому фактору попадания в этот фактор параметров с максимальной по модулю факторной нагрузкой, объединяя параметры по факторам:

расчёт максимальных по модулю нагрузок в каждой строке матрицы A по формуле

$$A = \begin{pmatrix} a11 & a12 & \dots & a1m \\ a21 & a22 & \dots & a2m \\ an1 & an2 & \dots & anm \end{pmatrix} \begin{matrix} \to \max 1 \\ \to \max 2 \\ \to \max n, \end{matrix} \qquad (3)$$

где n — число наблюдений; m — число переменных в матрице наблюдений;

определение факторов с максимальными нагрузками в строках;

определение параметров с максимальными нагрузками в факторах.

5. Выбор параметра с максимальной факторной нагрузкой в объединившихся в факторе параметрах. Число таких выбранных параметров будет равно числу факторов.

6. Построение полиномиальных моделей для всех параметров исследования на объединившихся факторах, аргументами в которых будут выбранные в п. 5 параметры.

7. Определение по построенным моделям для каждого параметра вкладов параметров-аргументов (оценка количественной обусловленности параметров выбранными параметрами).

8. Сравнение качественных групповых обусловленностей, объединение параметров по факторам с количественными обусловленностями параметров, полученными в п. 7.

Если групповые и количественные обусловленности для всех параметров исследования не будут сильно отличаться по числу

Таблица 1

Параметры исследования

№ п/п	Наименование и обозначение параметра
1	Удлинение крыла, λ
2	Сужение крыла, η
3	Угол стреловидности, χ
4	Относительная толщина профиля крыла, $\bar{c}$
5	Площадь крыла, $S_к$
6	Площадь крыла, занятая фюзеляжем, $S_{к.п.ф}$
7	Площадь крыла под пилонами двигателя, $S_{к.п.д}$
8	Размах крыла, l
9	Корневая хорда крыла, b_0
10	Концевая хорда крыла, $b_к$
11	Поперечный угол крыла при виде спереди, φ
12	Взлётная масса, m_0
13	Крейсерская высота полёта, H
14	Скорость полёта, M
15	Удельная нагрузка на крыло, p_0
16	Эффективное удлинение крыла, $\lambda_{эф}$
17	Угол отвала поляры, A
18	Аэродинамическое качество, K

несовпадений, то выбранные в п. 5 параметры могут быть приняты за базисные при описании данного многопараметрического объекта, матрица исследования которого была взята за основу в данном алгоритме.

Тем самым осуществляется минимизация количества параметров исследования, так как число факторов меньше числа параметров.

Руководствуясь сформулированным алгоритмом минимизации количества параметров исследования и принципами построения файлов «sled» и «name», строим матрицу исследования и определяем парные обусловленности. Параметры-столбики в матрице исследования приведены в табл. 1.

В строках матрицы исследования указываем значения параметров исследования по соответствующим наблюдениям.

Предлагаемый метод идентификации базовых параметров реализован в пакете научных подпрограмм алгоритмического языка «Фортран V» в программе «Многомерный анализ параметров магистральных воздушных судов с построением регрессионных моделей». Для запуска программы необходимо подготовить два построчных файла «sled» и «name» в текстовом редакторе. Построчная структура файла «sled» приобретает вид, показанный на рис. 1. Структура файла «name» приведена на рис. 2.

Далее согласно алгоритму на построенной матрице исследования проводятся проверка на нормальность распределения каждого параметра, предварительная обработка и корреляционный анализ (рис. 3).

Фрагмент результатов статистического распределения и проверки на нормальность распределения для параметра 1 «Удлинение крыла, λ», представлен в табл. 2.

Далее строим модель на всех точках для процентилей: $x = 4{,}29708w + (6{,}44331)$, где x — процентиль; w — вероятность 0,01; 0,02; 0,03 ... . Вычисление процентилей идёт по локальным, линейным трендам на отрезках изменения частот (фрагмент результатов представлен в табл. 3).

Характеристики вариационного ряда представлены в табл. 4.

Гистограмма плотности исходных абсолютных частот представлена на рис. 4 (масштаб по

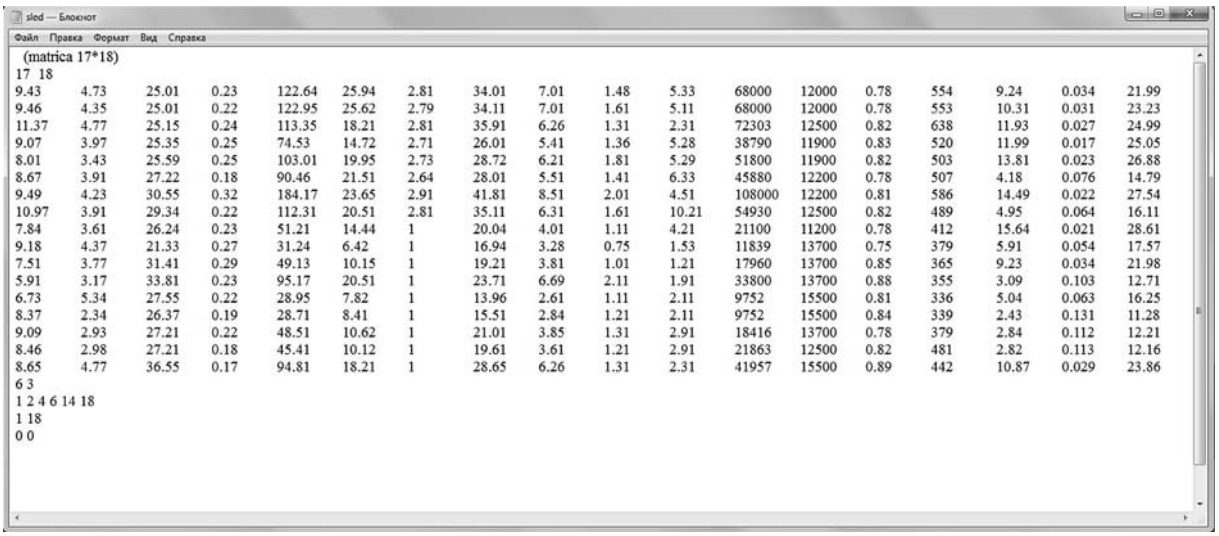


Рис. 1. Структура построчного файла «sled»

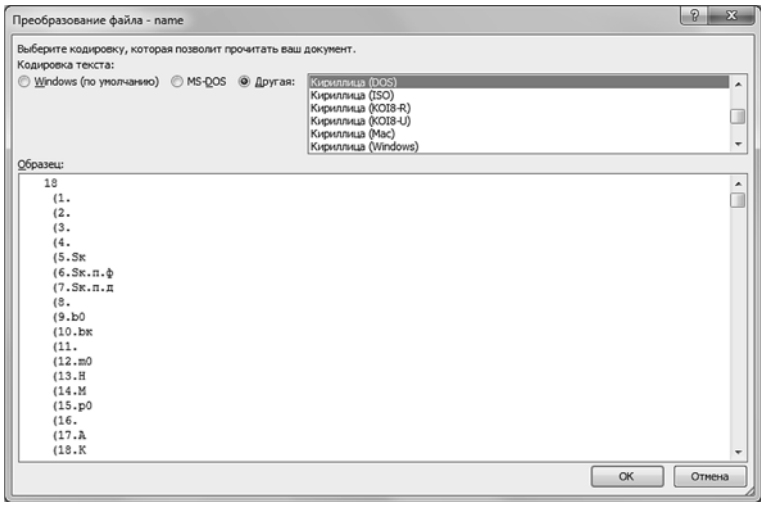


Рис. 2. Структура построчного файла «name»

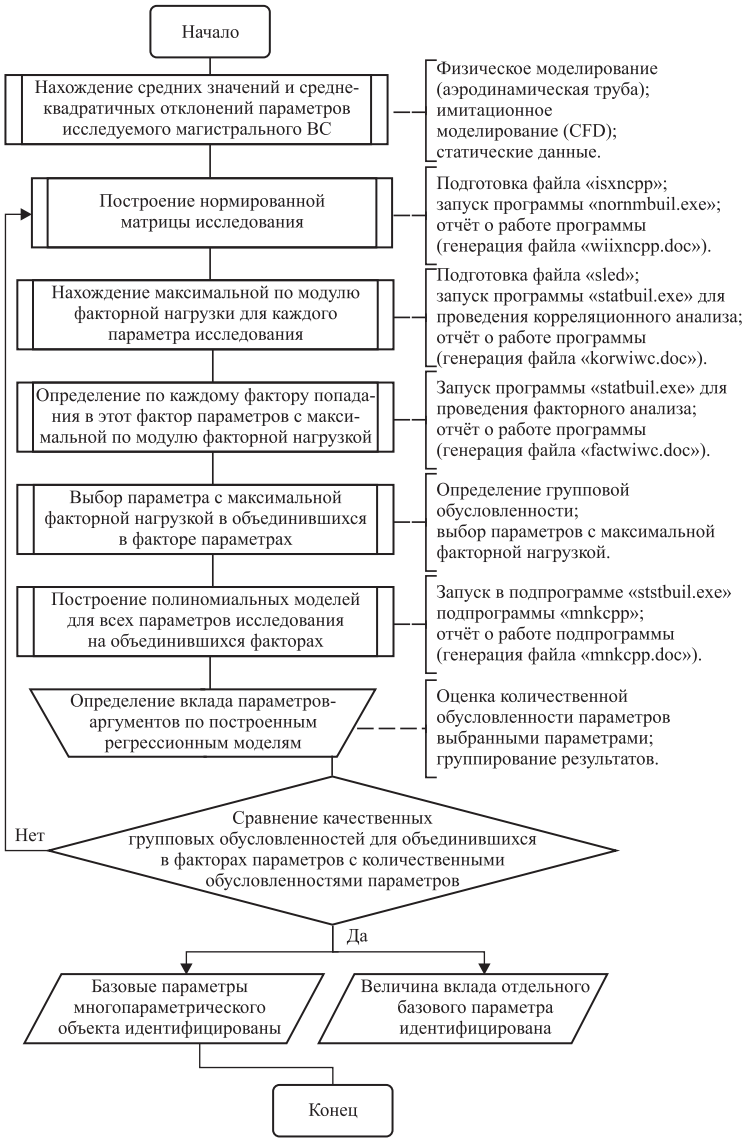


Рис. 3. Метод идентификации базовых параметров

оси X = 0,1000000015 на одно деление, масштаб по оси Y = 0,8791208267 на одно деление).

По результатам проверки на нормальность распределения для параметра 1 «Удлинение крыла, λ» сделан следующий основной вывод: «Исходное распределение незначительно отличается от нормального». Процесс проверки на нормальность распределения проводится по всем 17 наблюдениям. В конце проверки результаты предварительной обработки сводятся в табл. 5.

Таблица 2

Статистическое распределение для параметра 1 «Удлинение крыла, λ»

Значение случайной величины	Частота встречаемости
5,91	1
6,73	1
7,51	1
7,84	1
8,01	1
...	...
11,37	1

Таблица 3

Значения процентилей

Вероятность	Процентиль	Сумма частот
0,01	5,91	0
0,02	5,91	0
0,03	5,91	0
...	...	...
1,00	11,37	17

Таблица 4

Характеристики вариационного ряда для параметра 1 «Удлинение крыла, λ»

Характеристика	Значение
Мода	5,91000
Медиана	8,67000
Размах	5,46000
Среднее абсолютное отклонение	0,97813
Коэффициент вариации в процентах	15,44141
Асимметрия	−0,03318
Эксцесс	−0,18878

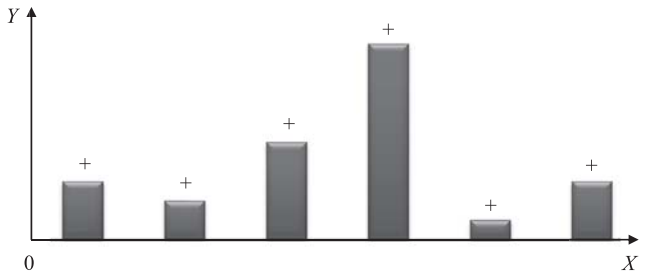


Рис. 4. Гистограмма плотности исходных абсолютных частот:
X — номер интервала; *Y* — плотность исходных абсолютных частот

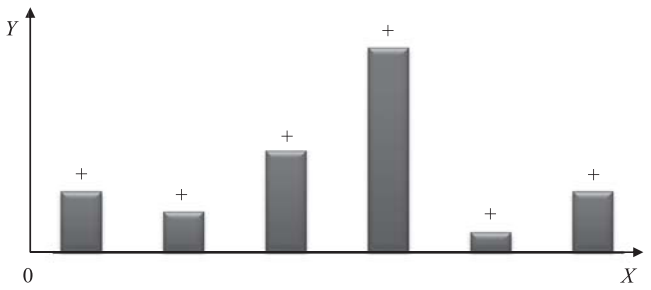


Рис. 5. Гистограмма плотности исходных относительных частот:
X — номер интервала; *Y* — плотность исходных относительных частот

Количество наблюдений $n = 17$, доверительная вероятность $\gamma = 0{,}95$; значение критерия Стъюдента $t = 2{,}12$. Для параметров рассчитывается доверительный интервал, а результаты сводятся в табл. 6.

Гистограмма плотности исходных относительных частот представлена на рис. 5 (масштаб по оси $X = 0{,}1000000015$ на одно деление, масштаб по оси $Y = 0{,}0517129898$ на одно деление).

Далее проводим корреляционный анализ и строим корреляционные матрицы R для каждого параметра.

В табл. 7 представлена корреляционная матрица R для параметра 1 «Удлинение крыла, λ».

Результаты корреляционного анализа для параметра 1 «Удлинение крыла, λ» представлены в табл. 8.

Согласно корреляционному анализу при модуле коэффициента парной корреляции более 0,75 между двумя параметрами присутствует сильная линейная связь. То есть один параметр можно определить по другому параметру по линейной регрессионной модели ($y = ax + b$) с высокой адекватностью.

При модуле коэффициента парной корреляции от 0,5 до 0,75 присутствует средняя линейная связь между параметрами. То есть один параметр можно определить по другому

Таблица 5

Предварительная обработка по наблюдаемым параметрам

Параметр	Среднее значение	Выборочное среднеквадратичное отклонение, s	$m = st/sqrt(n)$
Удлинение крыла, λ	8,718	1,346	0,692
Сужение крыла, η	3,916	0,786	0,404
Угол стреловидности, χ	27,700	3,678	1,891
Относительная толщина профиля крыла, $\bar{c}$	0,230	0,039	0,020
Площадь крыла, $S_к$	82,151	42,789	22,001
Площадь крыла, занятая фюзеляжем, $S_{к.п.ф}$	16,283	6,437	3,310
Площадь крыла под пилонами двигателя, $S_{к.п.д}$	1,836	0,915	0,471
Размах крыла, l	26,019	8,175	4,203
Корневая хорда крыла, b_0	5,246	1,732	0,891
Концевая хорда крыла, $b_к$	1,396	0,352	0,181
Поперечный угол крыла при виде спереди, φ	3,858	2,288	1,176
Взлётная масса, m_0	40 831,883	27 300,281	14 037,136
Крейсерская высота полёта, H	13 070,588	1376,483	707,754
Скорость полёта, M	0,814	0,037	0,019
Удельная нагрузка на крыло, p_0	461,059	93,469	48,059
Эффективное удлинение крыла, $\lambda_{эф}$	8,163	4,524	2,326
Угол отвала поляры, A	0,056	0,038	0,019
Аэродинамическое качество, K	19,836	5,995	3,083

Таблица 6

Доверительные интервалы для исследуемых параметров

Параметр	Среднее значение	Минимальное значение	Максимальное значение
Удлинение крыла, λ	8,718	8,026	9,410
Сужение крыла, η	3,916	3,512	4,321
Угол стреловидности, χ	27,700	25,809	29,591
Относительная толщина профиля крыла, $\bar{c}$	0,230	0,210	0,250
Площадь крыла, $S_к$	82,151	60,150	104,152
Площадь крыла, занятая фюзеляжем, $S_{к.п.ф}$	16,283	12,973	19,593
Площадь крыла под пилонами двигателя, $S_{к.п.д}$	1,836	1,365	2,307
Размах крыла, l	26,019	21,816	30,223
Корневая хорда крыла, b_0	5,246	4,356	6,137
Концевая хорда крыла, $b_к$	1,396	1,215	1,577
Поперечный угол крыла при виде спереди, φ	3,858	2,681	5,034
Взлётная масса, m_0	40 831,883	26 794,748	54 869,020
Крейсерская высота полёта, H	13 070,588	12 362,834	13 778,342
Скорость полёта, M	0,814	0,795	0,833
Удельная нагрузка на крыло, p_0	461,059	412,999	509,118
Эффективное удлинение крыла, $λ_{эф}$	8,163	5,837	10,489
Угол отвала поляры, A	0,056	0,037	0,076
Аэродинамическое качество, K	19,836	16,753	22,918

Таблица 7

Корреляционная матрица *R* для параметра 1 «Удлинение крыла, λ»

1,00	0,24	−0,34	0,06	0,43	0,30	0,62	0,63	0,36	−0,04
0,48	0,54	−0,36	−0,33	0,71	0,21	−0,27	0,23	—	—

параметру по линейной регрессионной модели ($y = ax + b$) со средней адекватностью.

При модуле коэффициента парной корреляции менее 0,5 присутствует слабая линейная связь между параметрами. То есть один параметр нельзя определить по другому параметру по линейной регрессионной модели ($y = ax + b$) с хорошей адекватностью [6].

Так, параметр 1 «Удлинение крыла, λ» имеет среднюю линейную связь со следующими параметрами (табл. 9).

Процесс установления линейной связи повторяем для всех 17 наблюдений. После установления линейных связей определяем групповые обусловленности параметров исследования. Для этого на матрице исследования проведён факторный анализ.

Согласно результатам факторного анализа, параметры, объединившиеся в одном факторе, имеют одну природу поведения и одну групповую обусловленность. Параметр с максимальной по модулю факторной нагрузкой из всех объединившихся параметров в факторе называ-

Таблица 8

Результаты корреляционного анализа для параметра 1 «Удлинение крыла, λ»

Параметр	Коэффициент корреляции
Удлинение крыла, λ	1,000
Угол стреловидности, χ	−0,344
Площадь крыла, $S_к$	0,432
Площадь крыла, занятая фюзеляжем, $S_{к.п.ф}$	0,305
Площадь крыла под пилонами двигателя, $S_{к.п.д}$	0,622
Корневая хорда крыла, b_0	0,634
Поперечный угол крыла при виде спереди, φ	0,475
Взлётная масса, m_0	0,541
Крейсерская высота полёта, H	−0,358
Скорость полёта, M	−0,334
Удельная нагрузка на крыло, p_0	0,709

Таблица 9

Линейная связь параметров с параметром 1 «Удлинение крыла, λ»

Параметр	Коэффициент корреляции
Площадь крыла под пилонами двигателя, $S_{к.п.д}$	0,622
Корневая хорда крыла, b_0	0,634
Взлётная масса, m_0	0,541
Удельная нагрузка на крыло, p_0	0,709

ется базовым параметром. Очевидно, что число базовых параметров равно числу факторов.

Все остальные параметры исследования можно определить по регрессионным моделям, аргументами в которых будут базовые параметры. Поскольку число базовых параметров меньше общего количества параметров исследования, то использование только базовых приводит к минимизации числа параметров исследования, что очень важно для всех многопараметрических исследований. В результате проведения факторного анализа получены следующие базовые параметры (табл. 10).

Установив базовые параметры, переходим к определению количественной обусловленности параметров. Для этого построим регрессионные модели, параметрами-аргументами в которых являются базовые параметры.

По построенным моделям определяем вклады параметров-аргументов в зависимый параметр. Чем больше вклад, тем больше количественная обусловленность зависимого параметра от соответствующего параметра-аргумента. Количественные обусловленности являются более приоритетными по сравнению с парными и групповыми, потому что они используют для оценки вклады параметров-аргументов в регрессионной модели для зависимого параметра.

Таблица 10

Базовые параметры

Фактор	Параметр	Базовый параметр	Параметр
6	Площадь крыла, занятая фюзеляжем, $S_{к.п.ф}$	1	Удлинение крыла, λ
4	Относительная толщина профиля крыла, $\bar{c}$	2	Сужение крыла, η
2	Сужение крыла, η	14	Скорость полёта, M
5	Площадь крыла, $S_к$	4	Относительная толщина профиля крыла, $\bar{c}$
1	Удлинение крыла, λ	6	Площадь крыла, занятая фюзеляжем, $S_{к.п.ф}$
3	Угол стреловидности, χ	18	Аэродинамическое качество, K

Для зависимой переменной 3 «Угол стреловидности, χ» построена модель на базовых параметрах. Номерами аргументов стали базовые параметры 1, 2, 4, 6, 14, 18, определённые по результатам факторного анализа. Оптимальная степень — 3.

Модель для зависимой переменной 3 имеет следующий вид:

```
y(i, j3) = +
+ (−0,37553173388403e0)*(x(i, j1))**3 +
+ (0,10569297357104e2)*(x(i, j1))**2 +
+ (−0,96388519491748e2)*(x(i, j1))**1 +
+ (0,28629546722044e1)*(x(i, j2))**3 +
+ (−0,27316394747760e2)*(x(i, j2))**2 +
+ (0,70847211191682e2)*(x(i, j2))**1 +
+ (0,15140241326685e5)*(x(i, j4))**3 +
+ (−0,91368768084301e4)*(x(i, j4))**2

y(i, j3) = y(i, j3) +
+ (0,17041371683750e4)*(x(i, j4))**1 +
+ (0,65279505436643e-2)*(x(i, j6))**3 +
+ (−0,39374013806473e0)*(x(i, j6))**2 +
+ (0,72633156335776e1)*(x(i, j6))**1 +
+ (0,10904465142891e4)*(x(i, j14))**3 +
+ (−0,14458920192574e4)*(x(i, j14))**2 +
+ (0,17009303152926e3)*(x(i, j14))**1 +
+ (0,12814176113360e-1)*(x(i, j18))**3

y(i, j3) = y(i, j3) +
+ (−0,10012463546680e1)*(x(i, j18))**2 +
+ (0,24662414636965e2)*(x(i, j18))**1 +
+ (0,18693497350790e3),
```

(4)

где * — умножение; ** — возведение в степень.

Результаты прогноза ошибки представлены в табл. 11.

Средняя абсолютная ошибка составляет 0,000000000899867266.

Гистограмма исходной модели распределения представлена на рис. 6 (масштаб по оси X = 1,0000 на одно деление, масштаб по оси Y = 1,8275 на одно деление).

Гистограмма модельного распределения представлена на рис. 7 (масштаб по оси X = = 1,0000 на одно деление, масштаб по оси Y = = 1,827499999956394 на одно деление).

Вклады параметров-аргументов представлены в табл. 12.

Таблица 11

Результаты прогноза ошибки

Исход	Прогноз	Ошибка
25,010	25,010	0
25,010	25,010	0
25,150	25,150	0
...	...	...
36,550	36,550	0

Таблица 12

Вклады параметров-аргументов

Номер параметра	Параметр	Вклад
1	Удлинение крыла, λ	0,27806
2	Сужение крыла, η	0,13038
4	Относительная толщина профиля крыла, $\bar{c}$	0,15704
6	Площадь крыла, занятая фюзеляжем, $S_{к.п.ф}$	0,04019
14	Скорость полёта, M	0,24391
18	Аэродинамическое качество, K	0,15043

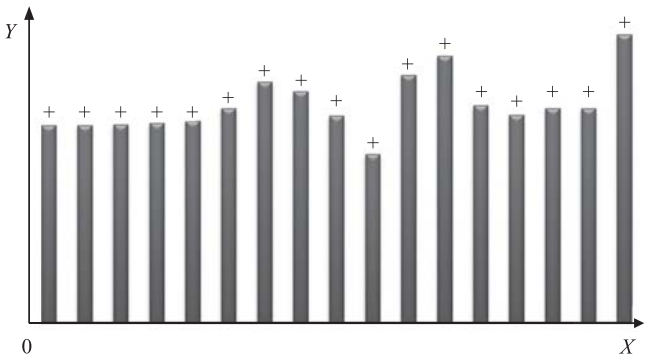


Рис. 6. Гистограмма исходной модели распределения: X — номер интервала; Y — распределение исходной модели параметров

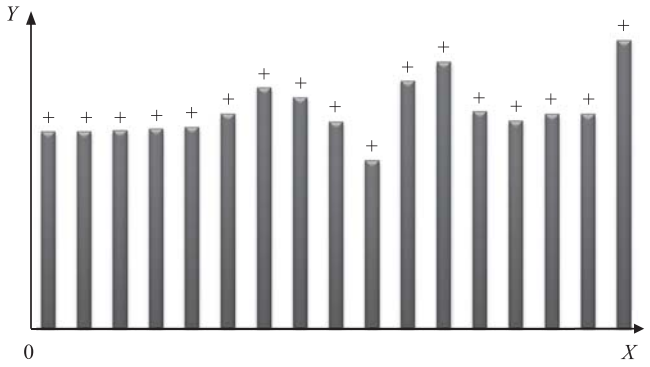


Рис. 7. Гистограмма модельного распределения: X — номер интервала; Y — модельное распределение параметров

Согласно таблице вкладов параметр 3 «Угол стреловидности, χ» более всего количественно обусловлен параметром 1 «Удлинение крыла, λ», потому что вклад этого параметра максимальный. Аналогично процесс проводится для остальных параметров, а результаты сводятся в табл. 13.

Таким образом, проведены исследование для выборки среднемагистральных ВС в целях обнаружения зависимостей между случайными величинами, а также многомерный анализ для изучения взаимосвязей между переменными. На основе полученных результатов исследования построены регрессионные модели, установлены величины вкладов параметров-аргументов и количественная обусловленность для исследуемых параметров.

Таблица 13

Количественная обусловленность параметров

Номер параметра	Параметр	Количественная обусловленность параметром	Вклад
3	Угол стреловидности, χ	Удлинение крыла, λ	0,27806
5	Площадь крыла, $S_к$	Удлинение крыла, λ	0,42674
7	Площадь крыла под пилонами двигателя, $S_{к.п.д}$	Скорость полёта, M	0,52775
8	Размах крыла, l	Удлинение крыла, λ	0,40125
9	Корневая хорда крыла, b_0	Удлинение крыла, λ	0,34462
10	Поперечный угол крыла при виде спереди, φ	Удлинение крыла, λ	0,49745
11	Взлётная масса, m_0	Аэродинамическое качество, K	0,33733
12	Площадь крыла, $S_к$	Удлинение крыла, λ	0,27527
13	Крейсерская высота полёта, H	Относительная толщина профиля крыла, $\bar{c}$	0,34596
15	Удельная нагрузка на крыло, p_0	Относительная толщина профиля крыла, $\bar{c}$	0,32279
16	Эффективное удлинение крыла, $\lambda_{эф}$	Скорость полёта, M	0,49194
17	Угол отвала поляры, A	Скорость полёта, M	0,42064

Результаты приняты в проектную и конструкторскую деятельность АО ПО «Стрела», филиала АО ВПК НПО «Машиностроение» — КБ «Орион», а также в АО ГК «Ростех», «РТ-Техприемка» для анализа качества принимаемой продукции.

Заключение. Выявленные базовые параметры для выборки крыльев среднемагистральных ВС, а также совокупность регрессионных моделей позволяют достоверно определять все остальные параметры исследования по регрессионным моделям, аргументами в которых будут базовые параметры.

Высокий коэффициент детерминации для матрицы исследования (выборки среднемагистральных ВС) свидетельствует о хороших точностных характеристиках регрессионных моделей, а вклады позволяют определить степень влияния независимых параметров на зависимую переменную.

Библиографические ссылки

1. **Егер С.М., Лисейцев Н.К., Самойлович О.С.** Основы автоматизированного проектирования самолётов: учеб. пособие для студентов авиационных специальностей вузов. М.: Машиностроение, 1986. 232 с.

2. **Белоцерковский А.С.** Создание и применение математических моделей самолётов. М.: Наука, 1984. 144 с.

3. **Комаров В.А. и др.** Концептуальное проектирование самолёта: учеб. пособие. 2-е изд., перераб. и доп. Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2013. 120 с.

4. **Raymer D.P.** Aircraft Design: A Conceptual Approach. Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992.

5. **Бурнаев Е.В., Зайцев А.А.** Суррогатное моделирование разноточных данных в случае выборок большого размера // Информационные процессы. Т. 15. № 1. 2015. С. 97—109.

6. **Brandon B.** Developing Mathematical Models for Computer Control // USA Journal. 1959. No 7.

УДК 621.387.97

Н.М. Парфёнов, канд. техн. наук, **А.В. Кузин**, канд. техн. наук
(Московский авиационный институт, национальный исследовательский университет)
sedennik@mail.ru

ИССЛЕДОВАНИЕ ФИЗИКО-МЕХАНИЧЕСКИХ СВОЙСТВ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ ДАТЧИКОВ ДАВЛЕНИЯ

Датчики давления мембранного типа, сформированные на основе кремниевых структур «кремний-на-изоляторе» (КНИ), успешно используются в авиационно-космической и другой высокотехнологичной технике. В условиях быстро развивающейся измерительной техники до сих пор остаётся нерешённой проблема создания более высокого качества преобразователей датчиков мембранного типа.

Рассмотрены физико-механические свойства мембраны преобразователя. Проведён анализ конструктивных форм и размеров мембран. Исследованы дефекты и микродефекты поверхности кремниевых мембран.

Ключевые слова: мембрана; дефекты и форма мембраны; топография локальной области.

Pressure sensors of the membrane type, formed on the basis of silicon structures «silicon-on-insulator» (SOI), are successfully used in aerospace and other high-tech equipment. In the conditions of rapidly developing measurement technology, the problem of creating a higher quality converter sensor of the membrane type remains is still unresolved. The physical and mechanical properties of the transducer membrane are considered. Analysis of constructive shapes and sizes of membranes was carried out. Defects and microdefects of the surface of silicon membranes are investigated.

Keywords: membrane; defects and the shape of the membrane; local area topography.

Введение. Для создания преобразователей (тензопреобразователя) в качестве основного материала используется монокристаллический кремний ориентации (100) проводимости *n*-типа. Разработанный преобразователь имеет ряд преимуществ: высокую чувствительность, отсутствие гистерезиса, способность сохранять прочность и упругость при температуре до 500 °С.

При изготовлении гетероструктур и устройств микроэлектромеханических систем (МЭМС) обычно проводится операция окисления кремниевых пластин, причём в процессе технологических операций этот этап проводится неоднократно и при высокой температуре. Поэтому при наличии дефектов на поверхности кремниевой пластины усиливается процесс дефектообразования и обра-

зуются новые дефекты, которые существенно изменяют свойства кремниевых пластин. Окисление пластин способствует появлению в них термических, механических и химических напряжений, вызывающих образование кристаллографических дефектов [1, 2].

Технологические операции окисления, эпитаксии и диффузии обычно проводятся при высокой температуре (800...1200 °С). В этом случае в пластине возникают дефекты в виде термических напряжений. Вероятность появления их тем выше, чем больше отношение площади поверхности к её толщине. При нагреве и охлаждении кремниевых пластин толщиной 300...600 мкм возникающие термические напряжения могут быть настолько велики, что превышают предел текучести кремния. В результате зарождаются скользящие дислокации, которые перемещаются внутри пластины от её краёв к центру.

При воздействии внешней нагрузки мембрана испытывает упругую деформацию. Поэтому прочность мембраны существенно зависит от её механических свойств. При разработке преобразователей на основе кремния необходимо учитывать, что у кремния максимально допустимое относительное удлинение составляет $1{,}6\cdot10^{-3}$. При уменьшении толщины мембраны гибкость преобразователя возрастает, одновременно возрастают прочность и допустимое относительное удлинение до $3\cdot10^{-3}$. Основными критериями при расчёте преобразователей являются чувствительность и линейность выходного сигнала, на которые существенное влияние оказывает деформация мембраны. Конструктивно мембрана может быть выполнена прямоугольной, квадратной с жёстким центром и без него, круглой [3].

Механические нагрузки на мембрану приводят к деформации кристаллической решётки, в процессе которых могут появляться деформационные нарушения симметрии решётки. При этом в кристалле возникают точечные, линейные, двух- и трёхмерные дефекты кристаллического строения [2].

Методика исследований. Исследования кремния поверхности мембраны проводились с помощью конфокального микроскопа Nikon Eclisec с программным управлением ATOS, оптического микроскопа Karl Zeis и растрового электронного микроскопа JSM-6400 фирмы JEOL. Исследование топографии скола тензопреобразователя переходных слоёв рамки и мембраны, а также тензорамки и пьедестала проводились с помощью растрового электронного микроскопа Quanta 200, позволяющего проводить измерение линейных размеров объекта с разрешением 10 нм, и атомно-силового микроскопа фирмы Veeco.

Результаты исследований. Известно, что одним из ответственных элементов в сенсорах является преобразователь, в состав которого входят тензорамка и мембрана. Важными характеристиками мембраны являются её толщина, геометрические размеры, а также наличие или отсутствие жёсткого центра. На обратной стороне мембраны сформированы тензорамка и мост Уитстона для снятия информационного сигнала. Размеры мембраны и толщина зависят от величины измеряемого давления [4—6].

Конструкция поперечного сечения тензопреобразователя датчика абсолютного давления представлена на рис. 1.

Тензопреобразователь представляет собой многослойную структуру, состоящую из рамки, диоксида кремния, стекловидного диэлектрика и опорной кремниевой пластины. В опорной пластине с помощью анизотропного травления сформирована мембрана. С помощью электронного микроскопа определена толщина изготовленной мембраны, составляющая 34,8 мкм, и диэлектрика (стекловидного диэлектрика и диоксида кремния) — 26,2 мкм.

В работах [7—9] показана степень влияния толщины и формы мембраны на характеристики преобразователя.

Исследования показали, что мембрана с жёстким центром имеет линейную зависимость напряжений от внешнего давления, а мембрана без жёсткого центра — нелинейную. Мембрана в форме круга, по сравнению с квадратной или прямоугольной, имеет значительно меньшие значения упругих деформаций. Такая конструкция способна выдерживать большие механические перегрузки. Кроме того, форма круга,

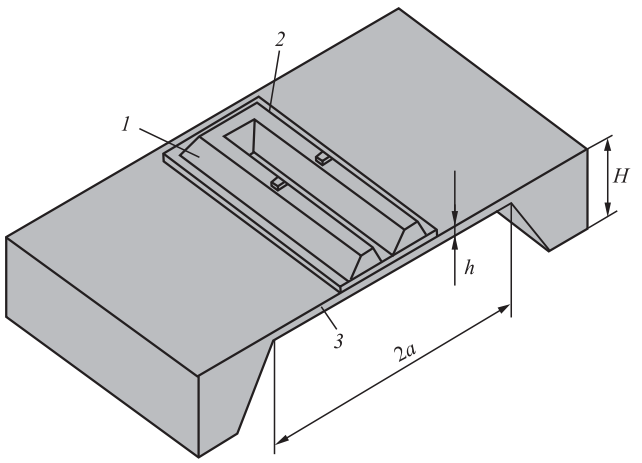


Рис. 1. Поперечное сечение тензопреобразователя на основе гетероструктуры «кремний-на-изоляторе»:
1 — монолитная тензорамка; *2* — диэлектрические слои; *3* — мембрана

по мнению авторов, позволяет проводить математический анализ, расчёты оптимальных размеров мембраны и рабочих параметров датчика.

При разработке преобразователей на основе кремния следует учитывать особые требования к мембранам. Поверхность кремниевой пластины не должна иметь царапин, повреждений или дефектов, которые могут снизить предел допустимых удлинений и оказать влияние на упругие свойства мембраны.

Локальным дефектам, механизмам их образования в кремниевых пластинах и рельефных структурах в зависимости от методов обработки кремниевых пластин посвящены многие публикации, но до сих пор проблема не решена.

Исследования показали, что поверхность мембраны имеет локальные дефекты, которые могли образоваться не только в результате выращивания кремниевого кристалла, но и в процессе технологических операций при создании структуры КНИ.

Прочность микромеханической структуры зависит от качества обработки поверхности кремния. Установлено, что в сложнопрофильной структуре при травлении элементов преобразователя наличие локальных дефектов способствовало неравномерному травлению её сторон.

В процессе технологических операций, особенно после операций шлифовки и химико-механической полировки (ХМП), на поверхности кремниевой пластины можно наблюдать шероховатость и наряду с этим локальные дефекты в виде механических напряжений.

Шероховатость кремниевой пластины до обработки обычно находится на уровне постоянной решётки (0,4 нм), а в результате технологических операций шероховатость достигала 4...6 нм.

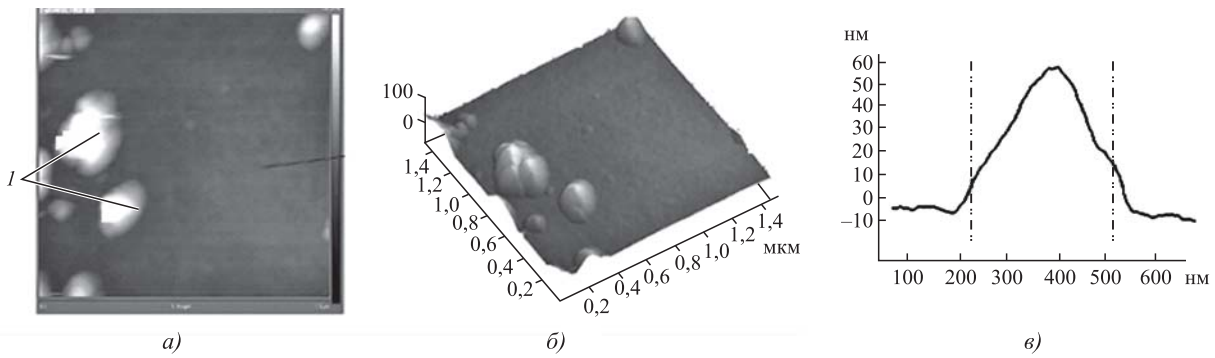
Учитывая, что преобразователи имеют рельефную структуру, важно определить качество её глубинного травления. В результате были проведены исследования процессов анизотропного травления Si ориентации (110) в растворах едкого калия (КОН) на глубину 500 мкм и более. При этом наблюдалась деградация травления, обусловленная ростом кристаллов из-за выпадения в осадок кислородсодержащих соединений, и усилением микронеоднородностей на поверхностях (110) и (111).

С увеличением концентрации КОН шероховатость поверхности кремния постепенно уменьшалась. Однако при длительном травлении и очень высокой концентрации щелочного раствора поверхность становилась более шероховатой. Шероховатость удалось уменьшить путём увеличения температуры до 1300 °С [10].

В данной работе для формирования мембраны травление опорного элемента проводилось на глубину 350 мкм. После анизотропного химического травления (АХТ) на поверхности кремниевой пластины были обнаружены шероховатости в виде выступов. Учитывая сложность контроля толщины при травлении опорного элемента, толщина мембраны была получена неравномерной, можно было наблюдать перетрав кремниевой пластины и, как следствие, в локальной области образовались выступы (рис. 2) [11, 12].

Расположение и величина выступа в нанометровом диапазоне приведены на рис. 2, *в*. Небольшая высота выступа в несколько нанометров свидетельствует о незначительном влиянии на метрологические характеристики интегрального тензопреобразователя.

На рис. 3 приведён фрагмент морфологии поверхности мембраны, полученный с помощью конфокального микроскопа Nikon Eclisec, в увеличенном масштабе показаны шероховатость и ямки травления. Наличие ямок на поверхности пластины свидетельствует о том, что травление было проведено неравномерно по площади мембраны. Неравномерность травления связана с наличием дефектов на поверхности кремния. Ранее отмечалось, что при глубинном травлении возникает про-



а) *б)* *в)*

Рис. 2. Топография шероховатости поверхности мембраны (*а*), её трёхмерное изображение *(б)* и нанопрофиль поверхности мембраны (*в*):

1 — выступы, обнаруженные после травления

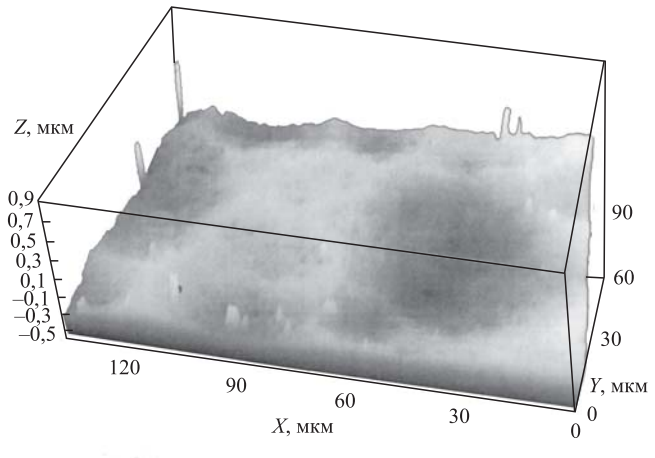


Рис. 3. Фрагмент морфологии поверхности мембраны, сформированный анизотропным травлением

блема, которая способствует увеличению шероховатости. Для решения данной проблемы была увеличена концентрация раствора и повышена его температура до 1200 °С [13].

Локальные нарушения кремниевой пластины образуют механические напряжения, которые оказывают влияние на электрофизические характеристики пластин. С помощью конфокального микроскопа проведены исследования для обнаружения микродефектов. В результате на поверхности пластины мембраны обнаружены микродефекты, показанные на рис. 4 и 5.

На рис. 4, *б* приведены нанопрофиль, расположение и глубина дефекта. На рис. 5, *в* показаны микропрофиль, расположение и глубина залегания микродефекта. В связи с тем, что форма и расположение профиля микродефекта, приведённые на рис. 4 и 5, различны, дефект имеет различную природу и механизм образования. Возможно, это связано как с технологией выращивания кремниевых кристаллов, так и с технологией травления поверхности кремниевой пластины. Учитывая, что размеры дефектов находятся в нанометровом диапазоне, можно пренебречь их влиянием на метрологические характеристики сенсоров.

Несмотря на это, наличие дефектов весьма нежелательно, поскольку под действием внешней нагрузки, температуры и других факторов микродефекты могут привести к трещинам или полному разрушению мембраны.

Аналогичные микродефекты были исследованы в работе [14]. При избирательном травлении на поверхности мембраны можно было наблюдать микродефекты в виде полос. Предположительно причиной появления микродефектов является дефект, который мог появиться при выращивании кремниевых кристаллов методом Чохральского. Локальные нарушения кристаллической решётки образуют механические напряжения, которые оказывают влияние на электрофизические свойства кремниевой пластины.

При росте кристаллов с низкой плотностью дислокаций после избирательного травления можно наблюдать микродефекты. Эти дефекты распределялись в поперечном сечении кристалла и имели вид спирали. Дефекты были обнаружены как в кристаллах, выращенных по методу Чохральского, так и в кристаллах зонной плавки, независимо от кристаллографической ориентации. Впервые такие дефекты наблюдались при избирательном травлении пластин бездислокационного кремния. В них обнаружены дефекты, отличающиеся от дислокаций, дефектов упаковки, двойников и преципитатов.

Дефекты травления назвали «некристаллическими ямками травления». Ямки травления часто распределяются по сечению кристалла

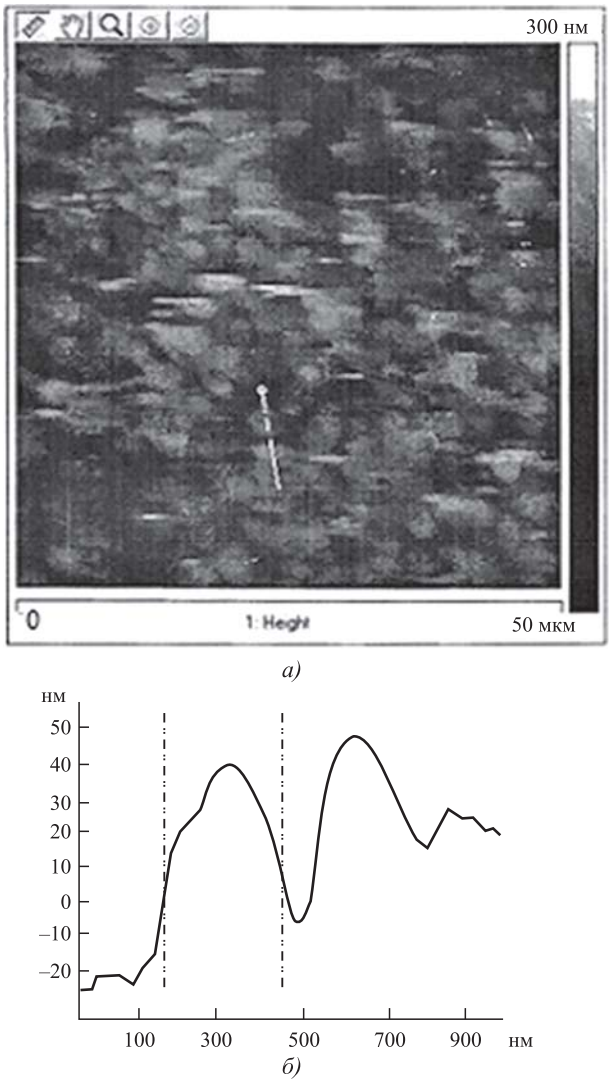


Рис. 4. Топография локальной области с микродефектами в виде полос (*а*) и их нанопрофиль (*б*)

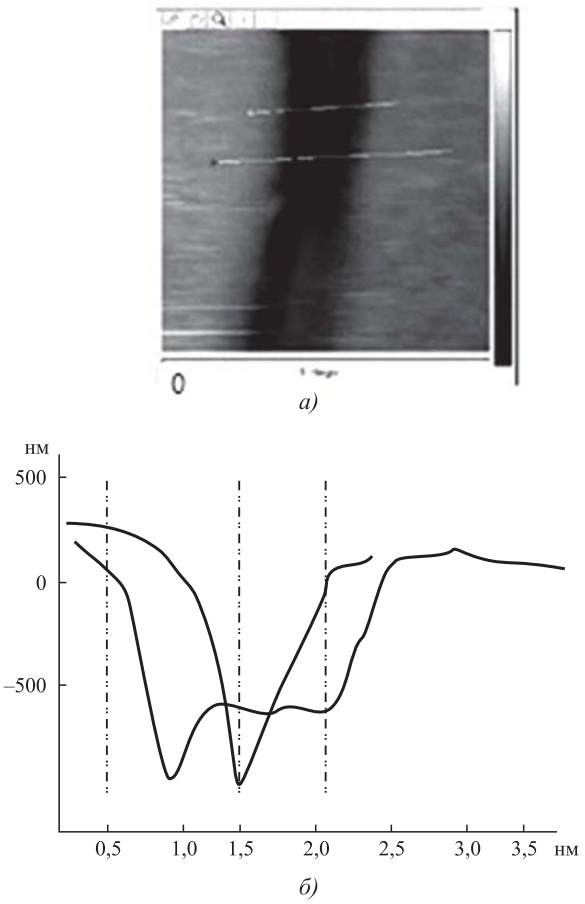


Рис. 5. Топография локальной области мембраны с микродефектами в виде полос (*а*) и их микропрофиль (*б*)

полосками. Исследования показали, что распределение микродефектов тесно связано с формой фронта кристаллизации. В продольном сечении дефекты обычно имеют полосчатое распределение, а в поперечном сечении — круговое или спиральное. Пространственное их распределение представляет собой спиральную поверхность, проходящую через весь кристалл.

В кристаллах с помощью рентгеновской топографии были определены два вида микродефектов, отличающихся по размеру и концентрации. Микродефекты больших размеров назвали А-дефекты, которые располагаются главным образом в областях, удалённых от поверхности кристалла и от краёв пластины. Микродефекты малых размеров назвали В-дефекты, которые наблюдаются во всём объёме кристалла, вплоть до самой его боковой поверхности. По поводу природы микродефектов и механизмов их образования в литературе имеются противоречивые мнения.

Выводы. Физико-механические свойства преобразователей существенно зависят от наличия локальных микродефектов мембраны. С помощью электронных микроскопов были обнаружены не только микродефекты, но и шероховатости, которые могут привести к разрушению мембраны. Приведены методы, способствующие снижению дефектов.

Показано, что наиболее надёжными являются преобразователи, имеющие конструкцию мембраны с жёстким центром в виде квадрата или круглой формы.

Библиографические ссылки

1. **Вавилов В.С., Киселёв В.Ф., Мукашёв Б.Н.** Дефекты в кремнии и на его поверхности. М.: Наука, 1990. 216 с.

2. **Палатник Л.С., Сорокин В.К.** Материаловедение в микроэлектронике. М.: Энергия, 1977. 280 с.

3. **Андреева Л.Е.** Упругие элементы приборов. М.: Машгиз, 1962. 456 с.

4. **Власов А.И., Цивинская Т.А., Шахнов В.А.** Анализ влияния формы мембраны на механическую прочность и стабильность МЭМС — сенсоров давления // ИППМ РАН. 2016. № 4. С. 65—70.

5. **Соколов Л.В., Архипов С.В., Школьников В.М.** Исследование механизма глубинного анизотропного химического травления при формировании объёмных микромеханических структур в кремнии (100) // Микроэлектроника. 2003. Т. 32. № 3. С. 194—201.

6. **Волков В.С., Баринов И.Н., Дарвин В.Ю.** Повышение долговечной стабильности высокотемпературных полупроводниковых датчиков давления // Тр. междунар. симпозиума «Надёжность и качество». 2012. Т. 2. С. 43—44.

7. **Yasukawa A., Shimazoe M., Matsuoka J.** Simulation of Circular Silicon Pressure Sensors with a Center Boss for very Low Pressure measurement // IEEE Transactions on Electronic Devices. 1989. Vol. 36. No. 7. P. 1295—1302.

8. **Власов В.С., Французов М.В., Рыблова Е.А.** Аналитическое и численное моделирование чувствительных элементов полупроводниковых датчиков давления // Измерение. Мониторинг. Управление. Контроль. 2016. № 2. С. 110—117.

9. **Тиняков Ю.Н., Николаева А.С.** О расчёте мембран датчиков давления // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. «Приборостроение». 2015. № 6. С. 135—142.

10. **Невлюдов И.Ш.** Анализ методов контроля шероховатости подложек для изделий электронной техники // Журнал прикладной физики. 2014. С. 25—29.

11. **Соколов Л.В., Жуков А.А., Парфёнов Н.М., Данилин А.А.** Исследование процесса прецизионного глубинного микропрофилирования трёхмерной кремниевой тензорамки на гетероструктуре КНИ // Поверхность. Рентгеновские, синхротронные и нейтронные исследования. 2010. № 9. С. 56—67.

12. **Кошелев Н.И., Семёнов О.Ю., Ермолаева А.И.** Формирование структур кремний-на-изоляторе методом термокомпрессионного сращивания кремниевых пластин через слой стекловидного диэлектрика // Перспективные материалы. 2000. № 6. С. 21—25.

13. **Соколов Л.В., Парфёнов Н.М.** Исследование морфологии поверхностей объёмных микромеханических структур кремниевых сенсоров и МЭМС методом конфокальной микроскопии // Тезисы докл. на Междунар. науч.-техн. конф. Геленджик. 2010, 19—24 сент.

14. **Рейни К.** Дефекты и примеси в полупроводниковом кремнии. М.: Мир, 1984. 471 с.

УДК 629.735.33.015.3:533.695.7

В.С. Алесин, В.В. Губский, О.В. Дружинин,
В.Ю. Ерёмин, канд. техн. наук, **О.В. Павленко,** канд. техн. наук
(Центральный аэрогидродинамический институт, г. Жуковский)

vitaly.gubsky@tsagi.ru

ИССЛЕДОВАНИЯ ИНТЕРФЕРЕНЦИИ ТОЛКАЮЩЕГО ВИНТОКОЛЬЦЕВОГО ДВИЖИТЕЛЯ С ФЮЗЕЛЯЖЕМ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Показаны некоторые способы увеличения тяги воздушного толкающего винта, расположенного за телом вращения. Численное исследование проведено по программе, основанной на численном решении осреднённых по Рейнольдсу уравнений Навье—Стокса.

Ключевые слова: воздушный толкающий винт; винт в кольце; тяга винта.

Some ways to increase the thrust of the air propelling screw located behind the body of rotation are shown. Numerical research on the program based on the numerical solution of the Navier—Stokes equations averaged over the Reynolds method is carried out.

Keywords: air propelling screw; screw in the ring; propeller thrust.

Введение. Одним из направлений повышения эффективности авиационного транспорта является увеличение пассажировместимости и, как следствие, поиск рациональных форм фюзеляжа большого объёма. Для улучшения аэродинамических характеристик фюзеляжа становится актуальным решение проблемы интеграции объёмного фюзеляжа и силовой установки. Одним из возможных путей улучшения обтекания фюзеляжа, уменьшения потребной мощности силовой установки и, в частности, воздушного винта, является его размещение в заторможенном потоке за фюзеляжем [1, 2]. Снижение потребляемой двигателями мощности и соответствующее уменьшение расхода топлива повышает экономичность и экологические характеристики авиационного транспорта. Преимущества расположения винта за фюзеляжем или мотогондолой следуют из импульсной теории винта, подтверждены расчётами и использованием современных методов [2]. Пропеллер, расположенный в вязком следе, попадает в зону заторможенного потока, образованного пограничным слоем, вследствие чего его коэффициент полезного действия (КПД) возрастает, однако возрастает и сопротивление фюзеляжа ввиду разрежения от пропеллера и увеличения донного сопротивления.

Для исследования условий работы винта в аэродинамическом следе за телом вращения и оценки влияния винта на суммарные и распределённые аэродинамические характеристики в Центральном аэрогидродинамическом институте им. проф. Н.Е. Жуковского (ЦАГИ) была спроектирована и изготовлена модель фюзеляжа, в хвостовой части которой устанавливался толкающий шестилопастной винт с электроприводом (рис. 1). Испытания были проведены в аэродинамической трубе (АДТ) Т-102 ЦАГИ при фиксированном числе оборотов винта $N = 6000$ об/мин, в диапазоне скоростей набегающего потока $V = 0...50$ м/с, при максимальном числе Рейнольдса $\mathrm{Re} = 8{,}3$ млн, вычисленном по длине фюзеляжа при скорости $V = 50$ м/с. В качестве движителя использовался винт диаметром $D = 0{,}24$ м, с 6 лопастями, выполненными из профилей П-107 с максимальной относительной шириной $b_{\max}/D = 0{,}14$, исходя из условий полного погружения в пограничный слой. В процессе

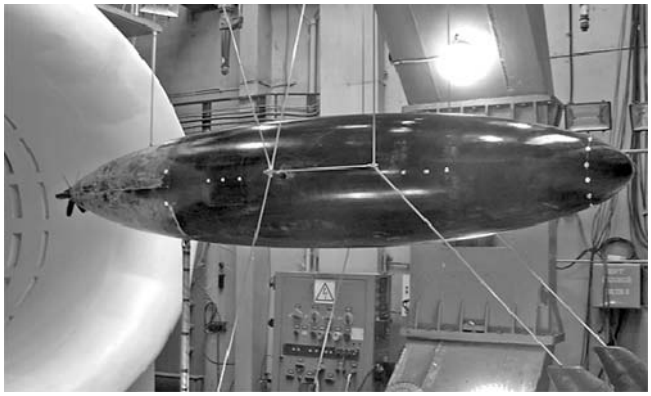


Рис. 1. Модель осесимметричного тела с воздушным винтом в аэродинамической трубе ЦАГИ

проведённой работы были исследованы поля давлений в различных сечениях фюзеляжа, а также характеристики воздушного винта и фюзеляжа.

Экспериментально установлено, что работа воздушного винта существенно увеличивает скорость течения и создаёт разрежение на поверхности фюзеляжа в сечениях перед винтом на относительных расстояниях до 10 % (в долях длины фюзеляжа) от плоскости работающего винта. При этом величина разрежения зависит в основном от режима работы воздушного винта и возрастает с увеличением коэффициента нагрузки на ометаемую лопастями площадь.

Так как в эксперименте относительная величина приращения тяги винта $\Delta\overline{T} = \Delta T / T_0$ (где T_0 — тяга изолированного воздушного винта) при его установке в следе за фюзеляжем существенно уменьшалась при скорости набегающего потока V = 50 м/с (рис. 2), то было проведено расчётное исследование по изучению влияния интерференции конструктивных элементов на увеличение тяги толкающего воздушного винта.

Анализ обтекания исходной модели фюзеляжа показал, что основной поток воздуха противодействует потоку от толкающего винта, и для снижения потерь от сопротивления давления в кормовой части при увеличении скорости полёта необходимо его увеличить.

В данной работе предложено увеличить тягу толкающего воздушного винта с помощью конструкции «винт в кольце». Данный способ увеличения тяги воздушного винта действует вследствие интерференции частей конструкции и уже давно применяется в технике.

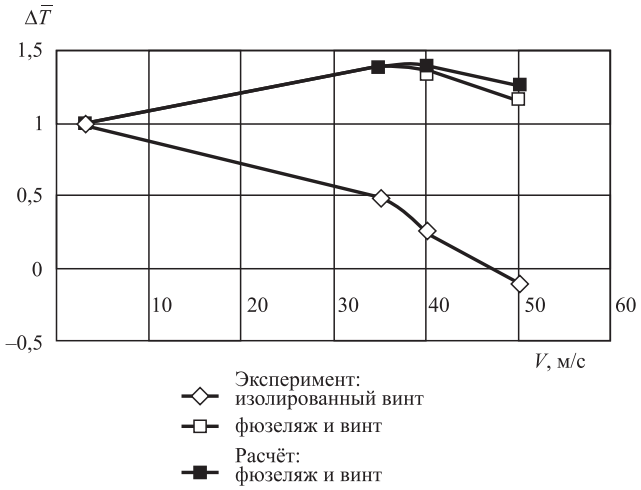


Рис. 2. Зависимость тяги изолированного и толкающего воздушного винта от скорости полёта

Известно, что идеальный КПД винта выражается формулой

$$\eta_i = \frac{2V}{V_2 + V},$$

где V — скорость полёта; V_2 — скорость в струе винта на значительном расстоянии за ним.

Отсюда видно, что для достижения наибольшего значения КПД желательно иметь минимальную скорость V_2 в струе за винтом. В 1927 г. профессор Б.С. Стечкин высказал мысль о возможности уменьшения скорости V_2 путём заключения винта в кольцо, которое препятствовало бы сужению струи за кольцом и тем самым повышало бы КПД, снижая V_2. Так как для суммарной силы тяги комбинации «винт—кольцо» по условию количества движения $K_d = \rho F V_1 (V_2 - V)$, то для создания при заданной скорости заданной силы тяги кольцо, очевидно, должно увеличивать скорость V_1 протекания воздуха через винт.

Потенциал увеличения КПД воздушного винта заключается в сокращении индуктивных осевых и окружных потерь в потоке за винтом, а также профильных потерь. Для минимизации осевых индуктивных потерь необходимы такие условия, когда движитель отбрасывает бóльшую массу воздуха с меньшей скоростью. В известных пределах это можно осуществить путём увеличения диаметра винта. Однако в этом случае возрастает вес винта и возникает проблема с его компоновкой на летательном аппарате. Выход был найден в использовании на малоскоростных аппаратах винтокольцевого движителя (ВКД), представляющего собой комбинацию воздушного винта и профилированного кольца, обращённого выпуклой стороной сечения внутрь. Основное преимущество ВКД перед обычным винтом (без кольца) состоит в существенном увеличении тяги при одной и той же затраченной мощности. При обтекании ВКД на носовой части профилированного кольца возникает значительная по величине подсасывающая сила, проекция которой на направление движения обеспечивает положительную тягу кольца. Кроме того, присутствие кольца, как естественного ограждения лопастей, приводит к снижению концевых потерь винта [3].

В 1930—1934 гг. в ЦАГИ были проведены серии экспериментальных исследований работы винта в кольце [4], которые показали, что:

необходимым условием для эффективной комбинации «винт—кольцо» является плав-

ность формы профиля, образующего кольцо, особенно в его носовой части;

наиболее рационально положение винта в месте наибольшего сужения кольца (расположение винта впереди кольца нецелесообразно);

глубина кольца не должна быть большой;

эффективность кольцевой схемы возрастает с ростом коэффициента нагрузки, что предопределяет область применения колец в самолётостроении (в случаях сильно нагруженных винтов на тихоходных самолётах или когда необходимо уменьшить диаметр винта).

Проектирование винта в кольце. К основным понятиям импульсной теории винтокольцевого движителя (ВКД) и обычного винта относятся: N — мощность двигателя, кГм/с; S — ометаемая винтом площадь; V — скорость движения; $V + v$ — скорость в струе за винтом на бесконечности; $Vb + u$ — скорость потока в месте расположения винта; $T_в$ — тяга свободного винта или винта в составе ВКД; $T_{ВКД}$ — тяга ВКД.

Между v и u существует соотношение $u = av$. Коэффициент a зависит от геометрии ВКД (профиля кольца, положения винта в кольце, угла раствора кольца). Для изолированного винта коэффициент $a = 0{,}5$, а для ВКД он может быть и больше, и меньше единицы. В качестве среднего значения можно принять значение $a = 1$.

Коэффициент b отражает то, что кольцо без винта внутри может «засасывать» или тормозить поток. Очевидно, что a не равно b. Для ВКД b также может быть и больше, и меньше единицы. Хотя a и b не равны, они близки по значению. Для свободного винта $b = 1$.

Из приведённых соотношений можно вывести уравнение энергии

$$N = (Vb + av)T_в = S\rho(Vb + av)\left(Vv + \frac{v^2}{2}\right)$$

и уравнение импульса

$$T_{ВКД} = S\rho(Vb + av)v.$$

Отсюда получаем

$$T_{ВКД}T_в = S\rho Nv;$$

$$v = \frac{N - bVT_в}{aT_в};$$

$$aT_{ВКД}T_в^2 = S\rho N\left(N - bVT_в\right);$$

$$\frac{T_{ВКД}}{T_в} = \frac{bV + av}{V + 0{,}5v}.$$

Таблица 1

ВКД	Винт
$T_{ВКД}T_в = S\rho Nv;$ $v = \frac{N - bVT_в}{aT_в};$ $aT_{ВКД}T_в^2 = S\rho N\left(N - bVT_в\right);$ $\frac{T_{ВКД}}{T_в} = \frac{bV + av}{V + 0{,}5v}$	$T_в^2 = S\rho Nv;$ $v = 2\frac{N - VT_в}{T_в};$ $T_в^3 = 2S\rho N\left(N - VT_в\right)$

Таблица 2

ВКД	Винт
$T_в^3 = 0{,}5S\rho\frac{N^2}{a^2};$ $\frac{T_{ВКД}}{T_в} = 2a \Rightarrow T_{ВКД} = \sqrt[3]{2a}\sqrt[3]{2S\rho N^2}$	$T_в^3 = 2S\rho N^2 \Rightarrow$ $\Rightarrow T_в = \sqrt[3]{2S\rho N^2}$

Полученные формулы достаточны для анализа ВКД. Для сравнения запишем формулы при $a = 0{,}5$ и $b = 1$ (свободный винт без кольца) (табл. 1).

Особенно простой вид они приобретают при $V = 0$ (на месте) (табл. 2).

Из анализа приведённых соотношений можно сделать следующие выводы:

из табл. 2 следует, что примерно половина тяги приложена к кольцу, а половина — к винту;

тяга ВКД на месте в $\sqrt[3]{2}a \approx 1{,}26\ldots1{,}35$ раза больше, чем тяга изолированного винта того же диаметра и при той же подводимой к нему мощности;

изолированный винт, дающий одинаковую с кольцом тягу на месте, будет в $\sqrt{2a} \approx$ ≈ 1,4...1,6 раза больше по диаметру, чем ВКД при фиксированной мощности, либо потребует во столько же раз большей мощности, подводимой к нему при фиксированном диаметре;

доля тяги, приложенная к кольцу, падает при увеличении скорости движения;

для того чтобы сохранить «съём тяги с лошадиной силы» $T_л = 75T$ [кГ]/N[кГм/с] и КПД = V [м/с]T[кГ]/N[кГм/с] следует сохранять нагрузку на ометаемую площадь T/S или, что следует из первого вывода, мощность, отнесённую к ометаемой площади N/S. При этом чем меньше эти отношения, тем больше $T_л$ и КПД;

ВКД тем более эффективен по сравнению с обычным винтом, чем больше T/S или N/S или чем меньше $T_л$ и КПД.

Сформулированные выводы полностью относятся и к реальным винтам, т. е. импульсная теория абсолютно адекватна. Отсю-

да следует, что «оптимальным» будет ВКД как можно большего диаметра с учётом ограничений по прочности, массе и др. Используя современные профили, можно уверенно проектировать винт с концевыми скоростями до M = 0,9 (300 м/с). Для решения поставленной задачи и проектирования кольца был специально разработан профиль (Rinfoi) с длинными прямыми участками. На внутренней поверхности кольца («верхняя» поверхность профиля) прямой участок занимает 60 % хорды, а на внешней — 85 %, что значительно упрощает его проектирование и последующее изготовление. Для анализа эффективности полученной компоновки «винт в кольце» были проведены серии расчётов, представленных ниже.

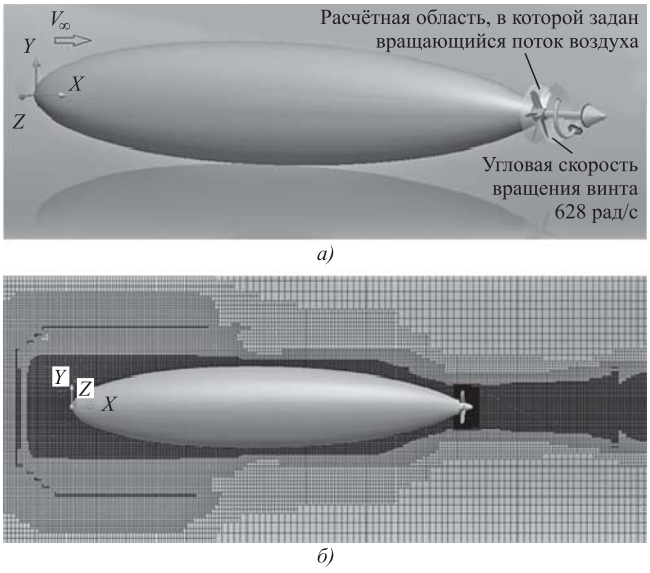


Рис. 3. Общий вид 3D-модели и расчётной сетки в программе SOLID WORKS:
а — направление вращения винта; *б* — неструктурированная расчётная сетка в сечении $z = 0$

Численное исследование обтекания модели фюзеляжа с толкающим воздушным винтом в кольце. Численные исследования проведены в программе SOLID WORKS (лицензия № 9000010390515369) и модуле Flow Simulation, работа которого основана на численном решении осреднённых по Рейнольдсу уравнений Навье—Стокса. Чтобы одновременно рассчитать поступательное движение фюзеляжа и вращение винта, были заданы две расчётные зоны: в первой поток воздуха набегает на исследуемую модель, а во второй задано вращательное движение воздуха, моделирующее вращение винта [5]. Расчёт проведён на неструктурированной расчётной сетке, содержащей около 14 млн ячеек (рис. 3).

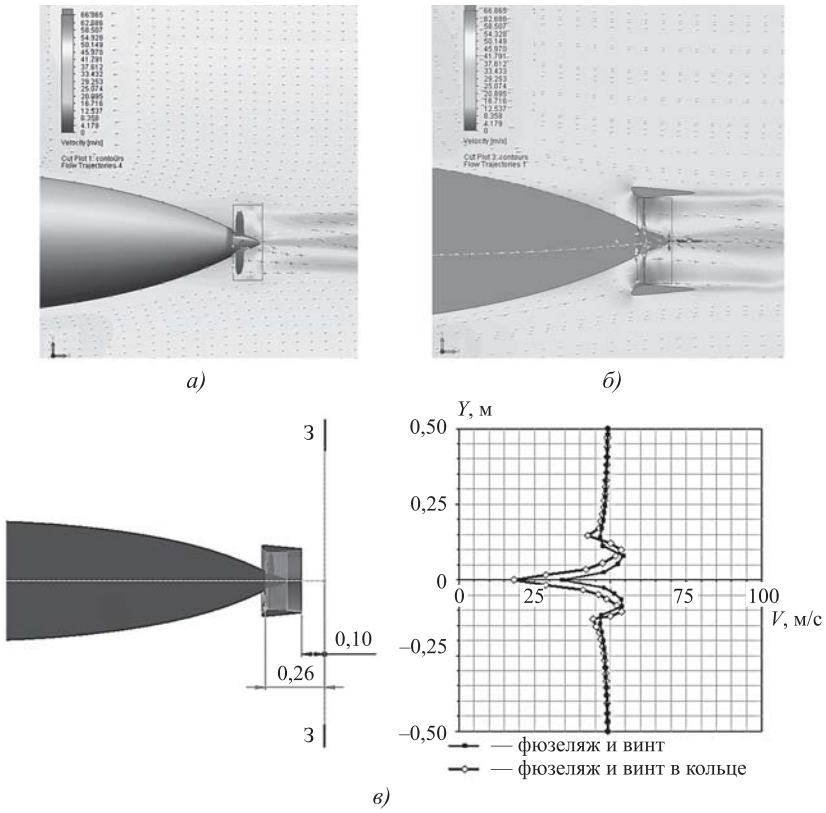
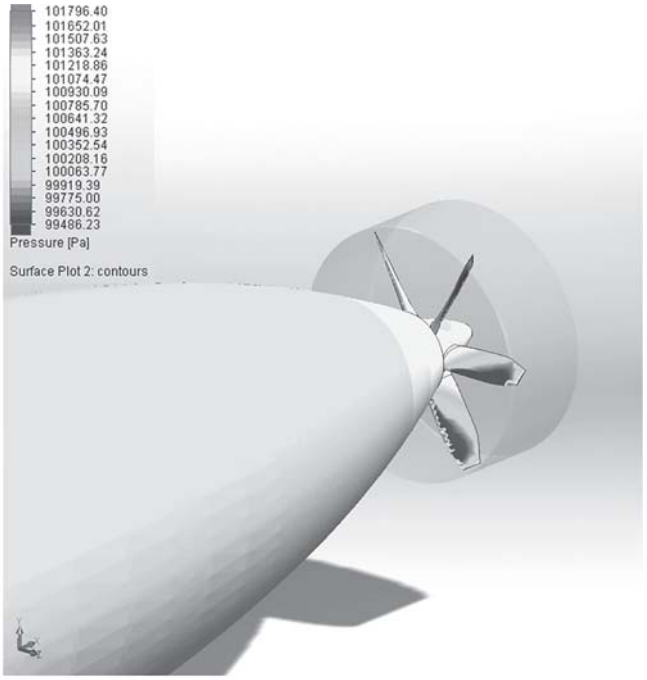


Рис. 4. Скорость потока при обтекании фюзеляжа с толкающим воздушным винтом, $V = 50$ м/с:
а — фюзеляж и винт; *б* — фюзеляж и винт в кольце; *в* — распределение скоростей (м/с) в сечении 3—3 за винтом в кольце

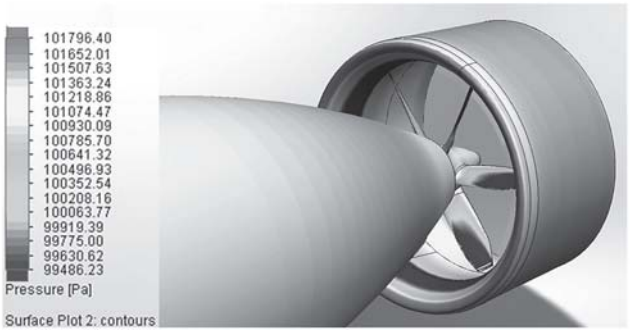
Для сопоставления с ранее полученными результатами [6] расчёты проведены при тех же условиях, что и экспериментальные исследования.

Расчёт показал, что поток воздуха разгоняется на выпуклой внутренней части кольца и на конце лопаток винта (рис. 4, *а* и *б*), увеличивая разрежение в этой области. Распределение скоростей за винтом в кольце в сравнении с исходной компоновкой «фюзеляж — винт» в сечении 3—3 на расстоянии $x = 2{,}8$ м показано на рис. 4, *в*. Отметим снижение скорости потока за винтом в кольце, что может увеличить давление за винтом и его тягу. На рис. 5 видно, что на уровне носовой части кольца на поверхности фюзеляжа увеличивается давление, что также может дать дополнительное приращение тяги или привести к росту сопротивления.

Расчётные исследования по увеличению тяги толкающего воз-



а)



б)

Рис.5. Распределение давления при $V = 50$ м/с:
а — фюзеляж и винт; *б* — фюзеляж и винт в кольце

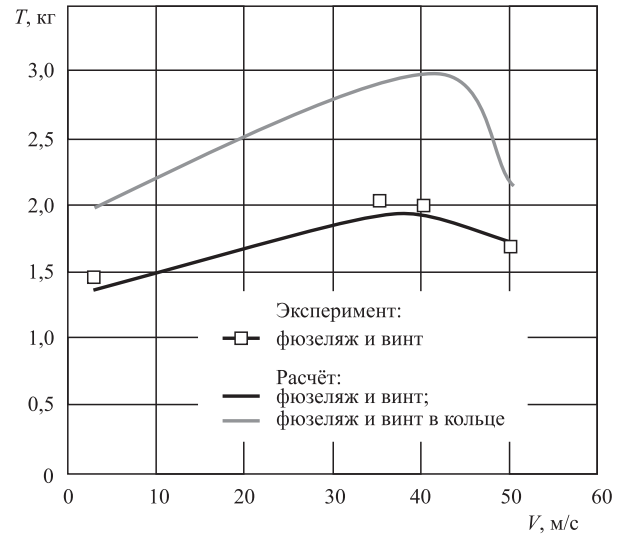


Рис. 6. Зависимость тяги воздушного толкающего винта от скорости набегающего потока

душного винта показали, что по сравнению с исходной моделью «винт в кольце» вследствие интерференции частей конструкции способствует росту тяги (рис. 6) во всем расчётном диапазоне скоростей полёта. Наибольшее значение тяги модели «фюзеляж — толкающий воздушный винт в кольце» ($T_{эксп} = 3{,}49$ кг) наблюдается при скорости набегающего потока $V = 35$ м/с, т. е. при той же скорости полёта, как и у исходной модели ($T_{эксп} = 1{,}93$ кг), но по величине превосходит её почти в 1,8 раза.

Как было отмечено ранее, значительный интерес представляют сравнение полученных тяг и анализ сопротивления модели. На рис. 7 показана зависимость изменения коэффициентов сопротивления фюзеляжа ΔC_x (рассчитана как сопротивление фюзеляжа с винтом минус сопротивление фюзеляжа без винта) и изменения тяги винта $\Delta C_т$ (рассчитана как тяга винта с фюзеляжем минус тяга изолированного винта) от коэффициента нагрузки изолированного винта B_0. Коэффициент тяги изолированного винта рассчитан по формуле

$$B_0 = \frac{T_{из}}{qS_в},$$

где $T_{из}$ — тяга изолированного винта; q — скоростной напор; $S_в$ — ометаемая площадь винта.

Отметим, что для исходной компоновки увеличение тяги не компенсировало возросшее сопротивление во всем диапазоне скоростей полёта. Наибольшее приращение тяги удалось получить на рабочих режимах ($V = 35...40$ м/с) при использовании силовой

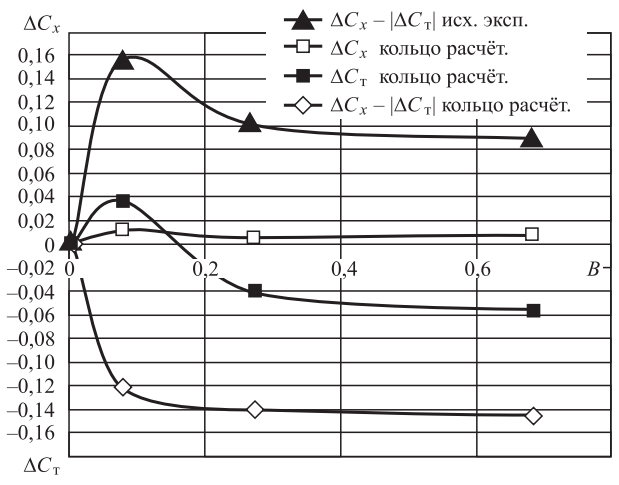


Рис. 7. Зависимость изменения коэффициентов сопротивления фюзеляжа ΔC_x и изменения коэффициентов тяги винта $\Delta C_т$ от коэффициента нагрузки изолированного винта B_0

установки «винт в кольце», что даёт дополнительные преимущества при проектировании таких компоновок — снижение необходимой мощности, крутящего момента и оборотов вращения винта. Однако стоит отметить, что при скорости полёта $V > 45$ м/с ($B_0 < 0{,}15$) возрастающее сопротивление фюзеляжа и падение тяги не компенсируют друг друга.

Заключение. Исследования условий работы винта в аэродинамическом следе за телом вращения и оценки влияния винта на суммарные и распределённые аэродинамические характеристики является актуальной задачей.

Специально спроектированный винт в кольце может в 1,25...1,35 раза увеличить «эффективную тягу» (тяга минус сопротивление) по сравнению с изолированным винтом того же диаметра и при той же подводимой к нему мощности. Отметим, что примерно половина тяги при этом будет приложена к кольцу, а половина — к винту. Изолированный винт, дающий одинаковую с кольцом тягу на месте, будет в 1,4...1,6 раза больше по диаметру, чем ВКД при фиксированной мощности, либо потребует во столько же раз большей мощности, подводимой к нему при фиксированном диаметре.

Расчётные исследования по увеличению тяги толкающего воздушного винта показали, что по сравнению с исходной моделью «винт в кольце» вследствие интерференции частей конструкции способствует росту тяги (см. рис. 7) во всём расчётном диапазоне скоростей полёта.

При скорости полёта $V = 50$ м/с тяга исходной модели $T_{\text{эксп}} = 1{,}7$ кг, а тяга модели с воздушным винтом в кольце превышает расчётные значения исходной модели примерно в 1,2 раза ($T_{\text{расч.в.к}} = 2{,}1$ кг). Однако при скорости полёта $V > 45$ м/с ($B_0 < 0{,}15$) возрастающее сопротивление фюзеляжа и падение тяги не компенсируют друг друга. В других исследованных диапазонах при $V < 45$ м/с винт в кольце даёт значительные преимущества по сравнению с исходной моделью фюзеляжа с толкающим винтом. Поэтому применение винта в кольце для данной компоновки носит ограниченный характер и обусловливает необходимость проведения дополнительных экспериментальных исследований для оценки полученных результатов.

Библиографические ссылки

1. **Ионов П.П.** Дирижабли и их военное применение. М.: Государственное военное издательство, 1933.

2. **Разов А.А.** Численный анализ эффективности расположения винта в вязком следе с помощью уравнений Навье—Стокса // Учёные записки ЦАГИ. 2009. Т. XL. № 3. С. 28—35.

3. **Остроухов С.П.** Аэродинамика воздушных винтов и винтокольцевых движителей. М.: Физматлит, 2014.

4. **Остославский И.В., Матвеев В.Р.** О работе винта, помещенного в кольце // Труды ЦАГИ. Вып. 248. 1935.

5. **Вождаев В.В., Теперин Л.Л., Чернышев С.Л.** Практика применения и особенности современных методов расчёта аэродинамических характеристик летательных аппаратов на основе решений уравнений Навье—Стокса // Труды ЦАГИ. Вып. 2740. 2014.

6. **Губский В.В., Кишалов А.Н., Петров А.В., Степанов Ю.Г.** Расчётно-экспериментальные исследования по оптимизации компоновки воздушного винта для повышения аэродинамической эффективности системы «фюзеляж — толкающий винт» // Матер. XXIII науч.-техн. конф. по аэродинамике. 1—2 марта 2012.

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 04.12.2017.	Отпечатано в ООО «Канцлер»
Подписано в печать 23.01.2018.	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