



#### Уважаемые читатели!

Указом Президента Российской Федерации от 5 февраля 2015 года № 56 наш Концерн получает новое название – акционерное общество «Концерн воздушно-космической обороны «Алмаз – Антей» и соответственно обретает более широкое поле ответственности. Задача по обеспечению безопасности от космических средств нападения гораздо сложнее прежних и для своего решения требует от нас совершенствования во всех областях деятельности. Прежде всего это касается развития научно-технического потенциала в области как технологического, так и кадрового обеспечения.

На протяжении последних десяти лет руководство Концерна уделяет большое внимание решению одной из острейших проблем ОПК – ликвидации кадрового разрыва, образовавшегося в конце прошлого века.

Сейчас предприятия Концерна имеют программы по полноценному вовлечению молодых специалистов в работу, их профессиональной ориентации и ежегодно пополняются молодежью научных, инженерных и рабочих специальностей.

Самая совершенная система профессионального и высшего образования не может успеть за стремительным научно-техническим прогрессом XXI века. В такой ситуации важной стороной деятельности высокотехнологичных предприятий становится организация дополнительного профессионального образования и повышение квалификации сотрудников, включая содействие в получении учёных степеней и званий.

Одной из особенностей современного образовательного процесса стала узкая профессиональная специализация. Это неизбежное следствие расширения и углубления системы знаний и технологий. Наличие знаний по узкой тематике является необходимым, но не единственным требованием, предъявляемым к квалифицированным специалистам. Очень важно, чтобы исследователь владел видением возможностей конструкторов, а инженеры и конструкторы понимали экономическую сторону дела. Неплохо бы и экономистам представлять, хотя бы в общих чертах, возможности технических специалистов. Иными словами, пользуясь терминами радиолокации, желательно, чтобы сотрудники имели мощный «узкий луч» и менее энергетический – «широкий».

Журнал «Вестник Концерна ПВО «Алмаз-Антей» с его мультидисциплинарным характером является подходящим инструментом для совершенствования специалистов и расширения их кругозора. Еще бо́льшие надежды я возлагаю на Научно-образовательный центр ВКО «Алмаз – Антей». В его рамках нужно организовать обучение и переподготовку на двух уровнях: высокопрофессиональном и познавательном. И в том и в другом случае необходимо ориентироваться на преподавателей самого высокого уровня.

> Генеральный директор Ян Новиков





Уважаемые читатели!

С июля 2015 года научно-технический журнал «Вестник Концерна ПВО «Алмаз-Антей» размещается в режиме свободного доступа на сайте Концерна (www.almaz-antey.ru/about/618/) и на сайте научной библиотеки открытого доступа «КиберЛенинка» (www.cyberleninka.ru).

Из «КиберЛенинки» можно опубликовать ссылки на статьи из журнала в социальных сетях, а на сайте Концерна подписаться на e-mail рассылку о размещении свежих выпусков во всемирной сети Интернет.

Жду от вас новых интересных научных статей, а также отзывов, предложений и вопросов по поводу публикации на мой электронный адрес antey@inbox.ru.

Заместитель главного редактора Денис Большаков



События

| События |



В Санкт-Петербурге создан диссертационный совет Концерна ПВО «Алмаз – Антей»

Приказом Минобрнауки России от 17.07.2015 № 816/НК-дсп на базе Северо-Западного регионального центра Концерна ПВО «Алмаз – Антей» (г. Санкт-Петербург) совместно с Российским институтом радионавигации и времени, Всероссийским научно-исследовательским институтом радиоаппаратуры и Концерном ПВО «Алмаз – Антей» создан объединенный специальный диссертационный совет по защите докторских и кандидатских диссертаций по научным направлениям:

05.02.22 – «Организация производства (в промышленности)»;

20.02.14 – «Вооружение и военная техника (в том числе по видам Вооруженных сил). Комплексы военного назначения»;

01.04.03 - «Радиофизика».

В состав совета вошли известные учёные Санкт-Петербурга, Москвы, Твери, а председателем стал заместитель генерального директора АО «РИРВ», начальник научно-образовательного центра ООО «СЗРЦ Концерна ПВО «Алмаз – Антей» доктор военных наук профессор Баушев Сергей Валентинович.

Северо-Западный региональный центр Концерна имеет развитую промышленную базу и большой потенциал российских научно-исследовательских институтов и конструкторского бюро, что позволит выпускать научные кадры с ярко выраженной промышленной специализацией. Создание диссертационного совета обеспечит благоприятные условия для вовлечения в решение проблем оборонно-промышленного комплекса как молодых, так и состоявшихся специалистов, а также расширит пространство для внедрения результатов диссертационных исследований в реальное производство и тем самым послужит развитию научных школ ВКО и ПВО.

Приглашаем всех желающих к активному сотрудничеству с советом. Контактное лицо – ученый секретарь диссертационного совета Волгин Валерий Анатольевич, телефон +7(812)363-94-86, электронная почта dsszrc@szrc.ru.



© Д. Ю. Большаков, 2015

## УДК 65.014.13:[338+339]

## Анализ затрат на научные исследования зарубежных оборонно-промышленных компаний

На основании анализа годовых отчетов ведущих зарубежных оборонно-промышленных компаний выявлена зависимость затрат на научные исследования и разработки от размера выручки и объемов экспорта.

*Ключевые слова*: высокотехнологичное производство, инновационный путь развития, обороннопромышленный комплекс, научно-исследовательская работа, опытно-конструкторская работа, выручка от экспорта.

#### Введение

Современное высокотехнологичное производство неразрывно связано с достижениями научно-технического прогресса и развитием научной мысли. Без постоянного отслеживания новейших тенденций в научной сфере и внедрения инноваций производимая серийная продукция обречена на моральное и физическое устаревание уже на этапе реализации [1, 2].

Одним из показателей инновационной активности предприятия является объём выполняемых им научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ (НИОКР).

Для того, чтобы определить, от чего зависит уровень инновационной активности зарубежных компаний, достаточно давно присутствующих на рынке и находящихся на инновационном пути развития, был проведён анализ деятельности компаний из первой десятки рейтинга *Defense News Top* 100 за 2014 г. (*http://defensecontractormarketing. com/*2014-*defense-news-top-*100-*aerospace-*

#### *defense-companies/*) с 2004 по 2014 г.

Поскольку основным источником средств, направляемых на НИОКР, является прибыль от реализации продукции, в том числе на внешнем рынке, информация для анализа была взята из годовых отчётов компаний. Всего было проанализировано 77 годовых отчётов, размещённых на официальных интернет-сайтах компаний. Начальной точкой отсчёта взят 2004 г. Это связано с завершением интеграционных процессов по созданию крупных вертикально интегрированных структур обороннопромышленного комплекса (рис. 1).

Компания Airbus Group в дальнейшем из рассмотрения была исключена, т. к. на её официальном сайте не удалось найти годовых отчётов или данных по выручке, затратам на НИОКР и объемам экспорта за рассматриваемый в статье период. Сведения об остальных девяти компаниях, размещённых в порядке убывания места в рейтинге, приведены в табл. 1 [3, 4].

Таблица 1

Компания (используемое в дальнейшем сокращение)	Страна	Дата основания, г.	Производимая продукция
Lockheed Martin Corporation (Lockheed)	США	1995 (слияние, см. рис. 1)	Системы управления воздушным движением, радиолокационные станции, баллистические ракеты, вооружение и техника противоракетной обороны, транспортной и истребительной авиации, космические аппараты
The Boeing Company (Boeing)	США	1916	Авиационно-космическая техника (в том числе вертолёты)
Bae Systems plc (BAE)	Великобритания	1999 (слияние, см. рис. 1)	Вооружение, продукция информационной безопасности и аэрокосмической сферы

Сведения о компаниях – лидерах рейтинга Defense News Top 100 за 2014 г.

Продолжение табл. 1

Raytheon Company (Raytheon)	США	1922	Управляемые ракеты, радиолокационные комплексы, системы связи и наведения, компоненты космических систем
General Dynamics Corporation (General)	США	1952	Военная и аэрокосмическая техника
Northrop Grumman Corporation (Northrop)	США	1994 (слияние, см. рис. 1)	Военная электроника, авиационно-космическая техника, авианосцы, линейные корабли
United Technologies Corporation (UTC)	США	1929	Авиационное и иное военное оборудование (в том числе двигатели и газовые турбины), вертолеты
Thales Group (Thales)	Франция	1892	Информационные системы для авиакосмического, военного и морского применения (радиолокационные станции, системы радиоэлектронной борьбы и радиотехнической разведки)
Finmeccanica S.p.A. (Finmec)	Италия	1948	Вертолеты, электроника оборонного применения

Затраты на НИОКР рассматриваемых компаний приведены в табл. 2.

Как видно из таблицы, динамика затрат на НИОКР является разнонаправленной, но предприятия можно разделить на три группы:

1) без динамики (*Raytheon*, *BAE*, *Northrop*, *Lockheed*);

2) со спадающей динамикой (*Boeing*, *Finmec*);

3) с возрастающей динамикой (UTC, General, Thales).

Представляется целесообразным соотнести уровень затрат зарубежных компаний на НИОКР с полученной от реализации продукции выручкой.

Данные по выручке (табл. 3) свидетельствуют, что для большинства компаний характерны практически те же тенденции, что и при рассмотрении затрат на НИОКР: их также можно по направленности динамики выручки разделить на три группы:

1) без динамики (Raytheon, BAE, Lockheed);

2) со спадающей динамикой (*Finmec*);

3) с возрастающей динамикой (UTC, General, Thales).

По результатам рассмотрения данных из табл. 2 и 3 представляет интерес оценка соотношения затрат на НИОКР с выручкой от реализации продукции (рис. 2).

Как видно из графика, отношение затрат на НИОКР к выручке от реализованной продукции для большинства компаний не претерпевает значительных изменений. Самое яркое

Таблица 2

Компания, ед. измерения	2004	2005	2006	2007	2008	2009	2010	2011	2012	2013	2014
<i>Lockheed</i> , млн \$	962	1042	1139	1200	1200	750	638	585	616	697	751
<i>Boeing</i> , млн \$	-	_	_	-	_	_	4121	3918	3298	3071	3047
<i>BAE</i> , млн £	1720	1449	1248	1460	1044	1153	1298	1149	1138	1051	1111
<i>Raytheon</i> , млн \$	491	503	464	502	517	565	625	625	704	465	500
<i>General</i> , млн \$	-	-	-	622	686	925	1056	1212	1607	-	-
Northrop, млн \$	-	522	559	522	564	610	603	543	520	507	569
<i>UTC</i> , млн \$	1267	1367	1529	1678	1771	1558	1746	2058	2371	2529	2635
<i>Thales</i> , млн €	367	366	360	443	440	550	612	619	687	673	641
<i>Finmec</i> , млн €	_	_	1783	1836	1809	1982	2030	2020	1921	1820	1560

Затраты зарубежных компаний оборонно-промышленного комплекса на НИОКР в 2004–2014 г.





Рис. 1. Интеграционные процессы зарубежных оборонно-промышленных компаний

Таблица 3

15 15		1	1				L	· 1			
Компания, ед. измерения	2004	2005	2006	2007	2008	2009	2010	2011	2012	2013	2014
<i>Lockheed</i> , млн \$	35526	37213	39620	41862	42731	45189	45803	46499	47182	45358	45600
Boeing, млн \$	-	-	-	-	-	-	64306	68735	81698	86623	90762
<i>BAE</i> , млн £	13479	15411	13765	15710	18543	22415	22392	19154	17834	18180	16637
<i>Raytheon</i> , млн \$	20245	21894	20291	21301	23174	24881	25183	24857	24414	23706	22826
General, млн \$	-	-	_	27240	29300	31981	32466	31981	31513	31518	30852
<i>Northrop</i> , млн \$	I	28741	28655	30341	32315	33755	34757	26412	25218	24661	23979
<i>UTC</i> , млн \$	37445	42725	47829	54759	58681	52920	54326	58190	57708	62626	65100
<i>Thales</i> , млн €	10288	10263	10264	12296	12665	12881	13125	13028	14158	14194	12974
<i>Finmec</i> , млн €	-	-	—	13429	15037	18176	18695	18318	17218	16033	14663
<i>Finmec</i> , млн €	_	_	_	13429	15037	18176	18695	18318	17218	16033	14663

Выручка зарубежных компаний оборонно-промышленного комплекса от реализации продукции в 2004-2014 г.

исключение составляет компания *BAE*: график отношения её затрат на НИОКР к выручке имеет ярко выраженный спадающий характер вплоть до 2009 г., а потом наблюдается незначительный рост до 2014 г. В то время как расходы на НИОКР снижались как в абсолютном, так и в относительном к выручке отношении, выручка компании *BAE* с 2004 по 2010 г. непрерывно возрастала и финальный рост за 6 лет составил 1,66 раза. Возможно, именно это привело к тому что, начиная с 2011 г., наблюдается небольшой спад выручки, последующее увеличение компанией *BAE* затрат на НИОКР и удержание их на постоянном уровне (табл. 2).

Рост затрат на НИОКР компании General с 2009 г. связан с ростом финансирования НИ-ОКР из внебюджетных средств (с 2007 по 2012 г. рост более чем десятикратный). По данным годовых отчётов компании, в 2007 г. собственные затраты на НИОКР компании





Таблица4

Компания	2004	2005	2006	2007	2008	2009	2010	2011	2012	2013	2014
Lockheed	16	13	13	13	13	13	15	2	17	17	1
Boeing			-	—					—	57	58
BAE	77	82	80	78	82	82	71	68	67	74	72
Raytheon	18	19	18	14	20	21	15	18	18	27	29
General			31	31	29	28	31	34	38	33	31
Northrop		9	10	9	9	8	8	12	12	14	17
UTC			60	62	64	60	60	61	60	62	62
Thales	71	71	70	75	75	77	78	74	70	70	74
Finmec	_	_	79	81	80	78	80	80	82	82	80

Доля выручки от экспортных поставок продукции в общем объёме продукции в 2004–2014 г.

*General* превышали затраты на НИОКР от сторонних заказчиков в 2,2 раза, а в 2012 г. стали в 2 раза меньше.

Как видно из рис. 2, отношение затрат компаний на НИОКР к выручке в течение рассматриваемого периода различается значительно – до 5 раз, но у большинства из них остается примерно на постоянном уровне.

Обратимся теперь к анализу связи затрат на НИОКР с выручкой от поставок продукции на экспорт.

Из табл. 4 видно, что доля выручки от экспортных поставок продукции в общем объёме поставляемой компанией продукции, являясь различной (разброс – от 1 до 82 % у разных компаний), практически у всех компаний незначительно изменяется во времени. Стабильность этого показателя свидетельствует об устойчивости позиции компаний на национальном рынке, а также о насыщенности мирового рынка производимой продукцией.

В условиях высокой конкуренции стабильность выручки и затрат на НИОКР можно рассматривать как показатель оптимальности темпов инновационного развития компаний.

По данным табл. 2–4 на рис. 3 приведено два графика: нормированное среднее по времени отношение затрат на НИОКР к средней по времени выручке от реализации продукции и нормированная средняя по времени доля экспорта в выручке. Графики упорядочены по убыванию нормированной доли экспорта.

Из рис. З видна взаимозависимость затрат на НИОКР от экспорта: чем больше доля продукции, реализованной на экспорт, тем больше затраты на НИОКР (коэффициент кор-



**Рис. 5.** пормированная средняя по времени доля экспорта продукции и нормированное среднее по времени отношение затрат на НИОКР к выручке

реляции между массивами 0,78). Это связано, в частности, с тем, что для повышения доли экспорта в выручке от реализованной продукции компаниям следует больше тратить средств на НИОКР.

Прослеживаемая зависимость между отношением затрат на НИОКР к выручке и долей выручки от экспорта для компаний, находящихся на инновационном пути развития, позволяет говорить о существовании оптимального соотношения затрат на НИОКР и выручки от экспорта. Для иллюстрации этого предположения по данным табл. 2–4 на рис. 4 приведён график зависимости отношения затрат на НИОКР к выручке от процентной доли экспорта в выручке.

Как видно из рис. 4, зависимость имеет два участка, аппроксимируемых линейными зависимостями. Участок линейного роста отношения расходов на НИОКР к выручке с небольшой долей экспорта (около 10%) до значительной доли экспорта (около 70%) с коэффициентом роста 0,031. Следующий уча-





сток линейного роста отношения расходов на НИОКР к выручке с более значительной долей экспорта (более 70%) с коэффициентом роста 0,86. Линейное уравнение линии тренда позволяет оценить отношение расходов на НИОКР к выручке при нулевом экспорте на уровне 1,77%.

Из рис. 4 можно сделать вывод, что для рассмотренных оборонно-промышленных компаний существует связь между объёмом экспорта и необходимым соотношением затрат на НИОКР и выручки, причем отношение затрат на НИОКР к выручке линейно зависит от экспорта до значения 70%. При увеличении объема экспорта до 70% затраты на НИОКР растут незначительно, однако для достижения доли экспорта выше 70% требования к затратам на НИОКР резко повышаются, оставаясь линейно возрастающими.

#### Выводы

1. Отношение объёма затрат рассмотренных зарубежных оборонно-промышленных компа-

ний на НИОКР к выручке находится примерно на постоянном уровне и имеет значительную корреляцию (78%) с объёмом экспортных поставок.

2. Увеличение доли экспорта продукции линейно зависит от отношения затрат на НИ-ОКР к выручке.

3. При нулевом экспорте соотношение затрат на НИОКР и выручки для компаний, находящихся на инновационном пути развития, можно оценить на уровне 1,77%.

4. Достижение доли экспорта в выручке более 70 % требует значительного увеличения расходов на НИОКР.

### Список литературы

**1.** *Меньщиков В. В.* Инновационное развитие ОПК в условиях рыночной экономики // Инновации. 2013. № 11. С. 10–13.

**2.** Большаков Д. Ю., Козлов Г. В. Кадровое и технологическое обеспечение инновационной деятельности в вертикально интегрированных структурах // Инновационные стратегии развития науки, техники и общества. Социальная инноватика – 2014: тр. Всеросс. науч. конф. М.: ФГУП ГНЦ РФ «ВНИИгеосистем», 2014. С. 44–47.

**3.** *Watts B. D., Harrison T.* Sustaining Critical Sectors of the US Defense Industrial Base. Washington, DC: Center for Strategic and Budgetary Assessments, 2001. 82 p.

**4.** Дегтерева Е. А. Особенности промышленной консолидации в военно-промышленном комплексе США и оборонном секторе Европейского союза // Вестник Концерна ПВО «Алмаз-Антей». 2013. № 1. С. 6–12. Поступила 21.07.15

**Большаков Денис Юрьевич** – кандидат технических наук, начальник отдела ОАО «Концерн ПВО «Алмаз – Антей», г. Москва.

Область научных интересов: математическое моделирование, теория и методика профессионального образования, функциональная стилистика.

## УДК 623.76(092)

© Я. В. Безель, 2015

## Развитие и совершенствование автоматизированных систем управления воздушно-космической обороны и испытательной базы межвидового испытательного полигона Минобороны России

Рассматриваются подходы к развитию и совершенствованию средств автоматизированных систем воздушно-космической обороны и проблемы унификации средств систем для формирования единого информационного поля этих систем. Приведены предложения по модернизации межвидового полигона, реализация которых позволит проводить испытания автоматизированных систем более широкого масштаба

*Ключевые слова*: автоматизированная система управления, воздушно-космическая оборона, сквозная унификация, безопасность передачи информации, межвидовой полигон, испытательная база.

## Развитие и совершенствование автоматизированной системы управления воздушно-космической обороны

Система управления воздушно-космической обороны (ВКО) Российской Федерации (РФ) представляет собой совокупность развёрнутых на земле, на море, в воздушном пространстве и космосе объединённых функциональными связями автоматизированных органов и пунктов управления, обеспечивающих единое стратегическое и оперативное (боевое) управление войсками, силами и средствами, решающими задачи ВКО.

Автоматизированная система управления (АСУ) Войск ВКО должна органично входить в АСУ Вооружённых сил (ВС) Российской Федерации и обеспечивать выполнение задач, возлагаемых на функциональную подсистему Войск ВКО. Для этого АСУ Войск ВКО включает в себя:

комплексы средств автоматизации командных пунктов (КП) от стратегического уровня до тактического звена;

систему связи и передачи данных.

В ряде выполненных Центром МНИИПА ОАО «ГСКБ «Алмаз-Антей» опытно-конструкторских работ (ОКР) обоснованы пути сквозной унификации средств АСУ Войск ПВО и перспективы развития этих средств в АСУ ВКО. Средства АСУ, создаваемые в рамках ОКР по созданию АСУ авиации и войск ПВО, обеспечивают:

комплексную автоматизацию пунктов управления авиации и ПВО во всех видах их деятельности, включая автоматизацию задач всех видов обеспечения в мирное время, угрожаемый период и при ведении боевых действий;

интеграцию в создаваемых системах и взаимосвязанность процессов управления во всех видах деятельности войск, а также непрерывность автоматизированного управления войсками, силами и средствами авиации и ПВО;

безопасность передачи информации за счёт реализации в них единой системы защиты информации;

автоматизированное управление связью на принципах, принятых в объединенной автоматизированной цифровой сети связи ВС РФ.

Как показали выполненные ОКР, в процессе развития и совершенствования АСУ ВКО необходимо учитывать следующее:

 единое информационное пространство (ЕИП) представляет собой совокупность информационных ресурсов ВС РФ, упорядоченную по единым принципам и правилам формирования, формализации, хранения, распространения;

2) ЕИП создается как единая информационно-коммуникационная инфраструктура, объединяющая взаимосвязанные распределённые вычислительные системы коллективного пользования, локальные вычислительные сети, системы связи, базы данных, системы компьютерной и сетевой безопасности, средства обучения пользователей, а также другие элементы, предназначенные для централизованного управления войсками.

Результаты ОКР также выявили, что в ходе совершенствования АСУ ВКО одновременно реализуется такое оснащение органов и пунктов управления авиации и ПВО (ВКО) комплексными средствами автоматизации (КСА), что их действие распространяется на все периоды деятельности, достигается сквозная автоматизация управления при повседневной деятельности войск, что обеспечивает полную реализацию возможностей КП по управлению войсками. При этом формируется и используется ЕИП на основе единой автомати-



зированной системы сбора данных, единых баз данных, единых протоколов функционального взаимодействия и единого интерфейса пользователей, что обеспечивает интеграцию всех информационных ресурсов.

Для бесперебойной работы в ЕИП необходимо развивать системы связи и обмена данными, а именно:

создать организационно-техническую структуру построения полевых узлов связи на основе реализации модульного принципа унификации;

применить цифровые средства и комплексы связи со встроенными средствами контроля состояния и управления;

усовершенствовать внутриузловые сети связи на основе широкого внедрения беспроводного доступа к ним;

создать сети обмена данными большого объёма в реальном масштабе времени.

При таком построении средств автоматизации управления всех уровней может быть обеспечено органичное и плавное вхождение средств АСУ Войск ПВО в АСУ Войск ВКО.

## Развитие и совершенствование испытательной базы межвидового испытательного полигона МО РФ

Наиболее развитой испытательной базой в настоящее время считается 4-й Центральный межвидовой испытательный полигон ВС РФ. Дальнейшее совершенствование этой испытательной базы целесообразно проводить с учётом следующих положений:

опытные образцы комплексных средств автоматизации из состава АСУ ВКО, представляемые на межведомственные испытания, должны испытываться как отдельно взятое изделие, а кроме того – в составе создаваемого там опытного участка ВКО;

в ходе испытаний КСА из состава АСУ ВКО (или отдельных функциональных элементов КСА) на объектах опытного участка системы ВКО РФ должны проверяться качество и эффективность их сопряжения с взаимодействующими объектами, а также проведение экспериментальных (полунатурных) работ по системотехнической увязке элементов системы ВКО между собой и с взаимодействующими средствами;

государственные испытания головного

участка системы ВКО РФ необходимо проводить в полном объёме.

Вышеизложенное, естественно, потребует выполнения значительного объёма работ по решению научно-технических и технологических задач, обеспечивающих проведение натурных и полунатурных экспериментов с целью обеспечения эффективного взаимодействия всех средств из состава АСУ ВКО и получения объективных оценок принятых решений.

Следует отметить, что разработка масштабной АСУ, в которой должны быть взаимосвязаны средства всех звеньев управления различных видов и родов войск, проводилась в 1970-90-х гг. в рамках проводимых Центром МНИИПА ОАО «ГСКБ «Алмаз-Антей» опытно-конструкторских работ. Опыт проведения ОКР подобного рода однозначно говорит о необходимости создания моделирующего и испытательного инструмента, с помощью которого возможно проведение экспериментальных и испытательных работ с целью получения объективных достоверных оценок конструкторских решений. Результаты ряда других работ, направленных на создание подобных средств, во многом обеспечивают организацию и проведение всех видов испытаний и объективную проверку правильности решения испытуемым объектом задач с целью достижения затем наиболее рациональных и наиболее эффективных решений, и в настоящее время эти средства на полигоне эксплуатируются. Однако надо учитывать, что задача создания перспективного полигона выходит за рамки интересов какого-либо одного вида или рода войск. Её надвидовой характер, сложная территориально-распределённая структура испытательного комплекса, необходимость согласованного планирования применения, ресурсного обеспечения и управления всей совокупностью полигонов МО РФ требуют, в том числе, согласованных действий различных видов ВС РФ.

Для создания Комплексной испытательной моделирующей установки «КИМУ-М» была выполнена перспективная ОКР, основными задачами которой были:

апробация и проверка технических решений по информационному сопряжению различных средств из состава системы;

системная увязка разновидовых средств автоматизации управления (включая и вновь разра-



батываемые), средств и систем разведки (предупреждения) и поражения (подавления) в интересах обеспечения их согласованного функционирования в системе ВКО РФ.

Необходимость создания в ходе ОКР фрагмента участка системы ВКО РФ на 4-м Центральном межвидовом полигоне МО РФ была обусловлена прежде всего тем, что проведение в условиях реальной дислокации войск полномасштабных натурных экспериментов с привлечением лётных средств для имитации действия средств воздушнокосмического нападения (СВКН) противника вне полигона не представляется возможным как по требуемому типажу и количеству лётных средств, так и по условиям обеспечения безопасности полётов авиации. В то же время проверка информационно-технического сопряжения и совместное функционирование разновидовых средств автоматизации, информационных и огневых систем при решении задач ВКО в прогнозируемых условиях боевого применения должно проверяться с привлечением имитационно-моделирующих комплексов для имитации действий перспективных СВКН, средств постановки помех и собственных разрабатываемых средств, которые отсутствуют на полигоне в момент испытаний.

Проведение реальной боевой стрельбы элементами головного участка системы ВКО РФ по мишеням – аналогам СВКН возможно только в условиях полигона.

Создание фрагмента участка системы ВКО РФ позволило в ходе исследовательских экспериментов (в т. ч. в ходе проведения боевых стрельб) решать следующие задачи:

проверка возможности и оценки эффективности самостоятельного и совместного функционирования элементов систем управления, разведки и предупреждения, поражения и подавления при отражении прогнозируемых ударов СВКН;

проверка качества информационно-технического сопряжения существующих и разрабатываемых разновидовых средств автоматизации, отработки протоколов их функционального взаимодействия;

отработка задач информационного взаимодействия средств системы, в том числе формирования и прохождения сигналов предупреждения и внешнего целеуказания;

оценка полноты и качества входной и выходной информации КСА КП различных уровней управления при их функционировании в условиях загрузки, близкой к максимальной;

проверка работоспособности и оценка качества функционирования боевых алгоритмов управления, обработки информации и функционирования средств ВКО, выработки предложений по их совершенствованию;

отработка боевых документов по результатам испытаний средств и систем ВКО.

Максимальное использование имеющегося научно-технического задела, полученного в ходе проведения ОКР, позволило создать фрагмент участка системы ВКО РФ на 4-м Центральном межвидовом полигоне МО РФ в кратчайшие сроки.

Открытая архитектура фрагмента участка системы ВКО РФ на полигоне обеспечивает оперативное наращивание его возможностей для решения задач при выполнении последующих ОКР по созданию системы ВКО.

#### Выводы

1. Для органичного включения АСУ ПВО в АСУ Войск ВКО необходимо добиться унификации всех информационных средств в рамках сети обмена информацией в реальном масштабе времени.

2. Для проведения испытаний АСУ ВКО на полигоне МО РФ и исключения проведения дорогостоящего полномасштабного налёта авиации, баллистических и крылатых ракет целесообразно дооснастить полигон имитационно-моделирующими комплексами для имитации действий перспективных средств воздушно-космического нападения.

### Поступила 29.12.14

Безель Яков Владимирович – доктор технических наук, профессор, действительный член РАРАН, научный руководитель ОАО «ГСКБ «Алмаз-Антей», г. Москва.

Область научных интересов: создание и совершенствование систем управления военно-воздушных сил, Военно-Морского Флота, ПВО и ВКО.

## УДК 623.7.011

© В. Б. Козарь, 2015

# Использование имитационно-логико-вероятностных моделей для оценки эффективности сложных систем

Обосновывается методический подход к оцениванию эффективности сложных систем с использованием комплексирования логико-вероятностных и имитационных моделей. Показана необходимость прямого или косвенного использования в показателях эффективности сложных систем вероятности их успешного применения по предназначению.

Ключевые слова: сложная система, случайный фактор, лицо принимающее решение.

#### Введение

При исследовании сложных систем на ранних стадиях создания весьма актуальной является задача прогнозирования ожидаемой эффективности их применения, для решения которой необходимо учитывать множества факторов, влияющих на эту эффективность: множество внутренних технических характеристик сложной системы, образованных совокупностью характеристик её составных частей и их связями; множество внешних характеристик, описывающих условия функционирования сложной системы и их связи; множество предназначений сложной системы, определяющих соответствующие показатели её эффективности и их связи.

Задача прогнозирования ожидаемой эффективности сложных систем (далее называемая задачей оценивания эффективности) на ранних стадиях их создания не адекватна задаче, решаемой при отработке схемно-технических решений по созданию сложных систем. Действительно, поскольку эти схемно-технические решения воплощаются в конкретные устройства, имеющие массу, габариты и стоимость, то и показатели, используемые для сравнения альтернативных вариантов сложных систем, зависят не только от их эффективности, но и от вышеперечисленных характеристик, т. е. являются многомерными.

Известно, что сложные системы можно представить как совокупность составных частей (далее называемых элементами) и связей между ними [1], поэтому модели, используемые при отработке конкретных схемно-технических решений в процессе разработки сложных систем и их элементов, создаются достаточно подробными для учёта всего многообразия факторов, влияющих на многомерный показатель эффективности, в том числе случайных [2]. Такие модели получаются весьма громоздкими, дорогостоящими и сложными в эксплуатации. Кроме того, на ранних стадиях создания сложных систем при временных и финансовых ограничениях зачастую не удается собрать вместе необходимых специалистов, поэтому разработка подробных моделей сложных систем силами небольших коллективов сейчас практически невозможна. В такой ситуации весьма полезными могут оказаться более простые модели, в которых в полной мере используются результаты ранее выполненных исследований.

## Использование результатов ранее выполненных исследований

В настоящее время накоплен огромный фактический материал по результатам применения уже созданных сложных систем в различных условиях. Имеется также значительный объём экспериментальных данных, описывающих различные факторы, которые влияют на процесс функционирования уже созданных сложных систем и их эффективность. Эти факторы в ряде случаев достаточно хорошо аппроксимированы известными аналитическими зависимостями или математическими моделями, к которым можно отнести интегральные или дифференциальные функции распределения случайных величин, влияющих на известные характеристики сложных систем, например, зависимость дальности обнаружения объектов радиолокаторами от флуктуаций эффективной поверхности рассеяния (ЭПР) объектов, от изменений свойств среды распространения электромагнитных волн в атмосфере (затухания), от уровня внутреннего шума приёмника и т. д.

Пример 1. Дальность D обнаружения радиолокатора объектов с релеевскими флуктуациями ЭПР от обзора к обзору (медленные) и объектов с релеевскими флуктуациями ЭПР от импульса к импульсу (быстрые) представ-



ляется случайной величиной, интегральные законы плотности вероятности распределения которой представлены ниже [3] ( $D_0$  обозначает дальность, для которой отношение мощности одиночного импульса к мощности шума равно единице).

Интегральный закон вероятности обнаружения объекта с медленно флуктуирующей ЭПР:

нормированная							
дальность	1,41	1,15	0,85	0,57	0,32		
обнаружения $D/D_0$							
вероятность							
правильного	0.05	0.20	0.60	0.00	0.00		
обнаружения	0,05	0,20	0,00	0,90	0,99		
за один обзор							
Интегральный закон вероятности обнаружения							
объекта с быстро флуктуирующей ЭПР:							
нормированная							

портпрованная					
дальность	1,23	1,11	0,98	0,91	0,8
обнаружения $D/D_0$					
вероятность					
правильного	0.05	0.20	0.60	0.00	0 00
обнаружения	0,05	0,20	0,00	0,90	0,99
за один обзор					

Внешние воздействия, результат которых эквивалентен увеличению уровня внутреннего шума в обнаружителе радиолокатора в 4 раза по сравнению с исходным, приведут к снижению в 1,41 раза дальностей обнаружения объектов с вероятностью 0,9 или к снижению этой вероятности до уровней ~ 0,63 и ~ 0,03 на нормированных дальностях обнаружения 0,57 и 0,91 соответственно. Таким образом, при моделировании сложной системы, в составе которой используется радиолокатор, достаточно оценивать уровень эквивалентного шума для расчёта дальности его действия по целям с известными законами флуктуаций ЭПР.

## Комплексирование вероятностных, логических и имитационных моделей

Модели, в которых учёт влияния случайных факторов на вышеперечисленные и другие характеристики сложных систем выполняется через их представление случайными величинами, подчиняющимися интегральным или дифференциальным законам распределения вероятностей их появления, называют вероятностными. Следовательно, приведённый выше пример иллюстрирует использование вероятностной модели при моделировании сложной системы. Отметим, что без знания законов распределения вероятностей, полученных на основе экспериментальных и теоретических исследований влияния учитываемых случайных факторов на характеристики сложных систем, невозможно построить соответствующие вероятностные модели их функционирования, в том числе для ещё не созданных сложных систем.

Сложные системы, в том числе ещё не доведённые до стадии опытного образца, функционируют по определённым правилам или логике, которая всегда может быть представлена аналитическими функциями, зависящими от множества аргументов. Это даёт возможность построить соответствующие логические модели функционирования систем.

Функционирование сложных систем протекает во времени и пространстве и может сопровождаться относительными движениями их некоторых элементов, для описания которых наилучшим образом подходят имитационные модели. Использование имитационных моделей позволяет с требуемой достоверностью рассчитать пространственное положение движущихся элементов сложных систем, поскольку нет препятствий для выбора необходимого шага интегрирования при численном решении соответствующих дифференциальных уравнений динамики и кинематики с использованием цифровых вычислительных средств.

Логика функционирования сложных систем, в состав которых входят движущиеся элементы (как и некоторые интегральные или дифференциальные законы распределений вероятностей случайных величин, представляющих характеристики сложных систем), может зависеть от их пространственных координат и соответствующих производных, которые становятся тогда одними из аргументов функции, описывающей эту логику.

Следовательно, знание с требуемой точностью изменения во времени пространственного положения движущихся элементов сложных систем позволяет учесть влияние этого изменения как на логику функционирования, так и на вероятностные зависимости характеристик сложных систем от случайных факторов, т. е. создавать соответствующие имитационно-логико-вероятностные модели

#### (ИЛВ-модели).

Показатели эффективности сложных систем Показатели эффективности сложных систем используются для сравнительной оценки различных вариантов и выбора среди них наилучшего. При этом наиболее часто применяются многомерные показатели эффективности сложных систем [4]. Это связано с тем, что на их эффективность влияют многочисленные факторы, к которым относятся задачи, решаемые с применением сложных систем, условия их функционирования, техническую реализуемость, конкурентоспособность, различные ограничения при создании и применении их и т. д. Вместе с тем, окончательное решение по выбору наилучшего варианта сложной системы принимает человек (ЛПР – лицо, принимающее решение). При этом ЛПР может выбрать, опираясь на различные методы принятия решений, в качестве лучших отличные друг от друга варианты. В этом случае целесообразно использовать показатель, характеризующий ожидаемый результат их применения по предназначению, который в ряде случаев называют обобщённой функцией полезности. Используя эту функцию, можно установить зависимость ожидаемого результата применения сложных систем от любой из их характеристик при фиксированных значениях других, в т. ч. для различных методов принятия решений. Это представляется весьма удобным для сравнения альтернативных вариантов исследуемой сложной системы с учётом влияния на её характеристики случайных факторов, в том числе неопределенности условий её функционирования. Таким образом, для оценивания эффективности применения сложных систем вполне может использоваться обобщённая функция полезности, представляющая ЛПР только одно количественное значение для каждого из альтернативных вариантов.

Вместе с тем, в обобщённой функции полезности может использоваться в качестве одного из показателей вероятность успешного выполнения сложной системой своего предназначения при решении одной из задач. Если процессы функционирования сложных систем позволяют представить их последовательностью нескольких независимых этапов, то очевидно, что для каждого из них может быть выполнено предлагаемое комплексирование соответствующих имитационных и логиковероятностных моделей с использованием вероятности успешного выполнения сложной системой своего предназначения на каждом этапе.

Отметим важную особенность предлагаемых ИЛВ-моделей: результат оценки вероятности успешного выполнения сложной системой своего предназначения в целом для заданного фиксированного набора исходных данных (одной реализации моделирования) будет один и тот же. Это наталкивает на мысль об отсутствии учёта влияния случайных факторов на функционирование сложной системы. Однако это не так: поскольку результат расчётов есть вероятность наступления заданного события, то это придает ему чётко выраженный вероятностный характер, и, следовательно, предлагаемая модель не детерминированная, а вероятностная. Следовательно, в качестве одного из показателей эффективности сложных систем в ИЛВ-моделях необходимо выбирать вероятность их успешного применения по предназначению при использовании известных логик функционирования и известных (и только в этом смысле детерминированных) законов распределения вероятности различных значений их характеристик, зависящих от случайных факторов.

Влияние случайных факторов на множество логик функционирования сложных систем и законы распределения вероятности их соответствующих характеристик проявляются через изменения во времени пространственных координат и их производных для движущихся элементов. При этом результатом моделирования для каждого нового набора исходных данных будет новая вероятность успешного применения сложной системы по предназначению.

Пример 2. Пусть местоположение объекта на плоскости является случайной двумерной величиной ( $x_z, x_y$ ), характеризуемой гауссовым дифференциальным законом распределения с независимыми математическими ожиданиями  $M_z$  и  $M_y$  относительно начала координат и среднеквадратическими отклонениями (СКО)  $\sigma_z$  и  $\sigma_y$ , а успешное применение сложной си-



стемы по предназначению характеризуется вероятностью  $P_{\text{накр}}$  накрытия объекта кругом радиусом r.

Плотность вероятности накрытия объекта кругом радиусом *r*, центр  $O_{\kappa}$  которого совмещён с точкой плоскости  $O_{ob}$ , соответствующей математическому ожиданию местоположения объекта, описывается следующим дифференциальным законом при  $\sigma_z = \sigma_y$  [5]:

 $\omega_{\text{Hakp}} = (2\pi\sigma_Y^2)^{-1} \exp\{-(x_Z^2 + x_Y^2)/(2\sigma_Y^2)\}.$ 

Для значений СКО  $\sigma_Z = \sigma_Y = 5$  м значение вероятности  $P_{\text{накр}} = 0,9$  достигается при r = 10,6 м [5]. Внешние воздействия, в результате которых СКО местоположения объекта возрастают до значений  $\sigma_Z = \sigma_Y = 10$  м, приводят к снижению этой вероятности до значения  $P_{\text{накр}} \sim 0,41$ . Внешние воздействия, в результате которых радиус круга снижается до значения r = 5,3 м, приводят к уменьшению вероятности накрытия кругом объекта до значений  $P_{\text{накр}} \sim 0,41$  при  $\sigma_Z = \sigma_Y = 5$  м и  $P_{\text{накр}} \sim 0,17$  при  $\sigma_Z = \sigma_Y = 10$  м соответственно.

Таким образом, пример 2 иллюстрирует влияние случайных внешних воздействий на вероятность применения сложной системы по заданному предназначению.

Приведённые примеры влияния на результат моделирования изменения исходных данных показывают не только возможность оперативно оценивать влияние каждого из учитываемых факторов на вероятность применения сложных систем по предназначению, но и возможность использовать эту вероятность в различных интегральных показателях эффективности сложных систем для заданного множества значений этих факторов. Например, в качестве интегрального показателя эффективности сложных систем может быть использован коэффициент технического превосходства одной из них над другой, который равен отношению вероятностей их успешного применения, взвешенных на заданном множестве условий применения при фиксированных значениях других характеристик. При независимости некоторых характеристик сложных систем друг от друга подобное «взвешивание» можно проводить и по этим характеристикам. Следовательно, используя интегральные показатели эффективности сложных систем, необходимо предварительно оценивать вероятности успешного применения сложных систем по предназначению для каждого соответствующего набора исходных данных.

При оценивании эффективности применения сложных систем на ранних стадиях создания, как правило, рассматриваются все условия их функционирования, для описания которых в подробных моделях может потребоваться огромное количество случайных факторов. В ряде случаев использование ИЛВмоделей сложных систем для учёта влияния случайных факторов на их характеристики вместо соответствующих подробных моделей позволяет во много (10<sup>3</sup>–10<sup>6</sup>) раз сократить сложность расчётов значений обобщённой функции полезности и время их выполнения без потери достоверности полученных результатов.

Кроме того, в предлагаемом варианте комплексирования имитационных и логиковероятностных моделей довольно просто реализовать любые известные изменения характеристик сложных систем под воздействием внешних факторов путём задания этих изменений во времени или в пространстве. При этом можно получить значения результата применения сложных системы для заданного диапазона изменения временных и пространственных параметров внешних факторов и их характеристик. Анализ примеров 1 и 2 показывает, что в ИЛВ-моделях легко учитываются различные случайные факторы.

Таким образом, при прогнозировании эффективности сложных систем на ранних стадиях их создания альтернативой их подробным моделям являются ИЛВ-модели, также позволяющие адекватно описать функционирование сложных систем с учётом влияния случайных факторов на их характеристики.

ИЛВ-модели особенно удобны для исследования эффективности применения сложных систем, на которые воздействуют внешние факторы, приводящие к временной потере управляющей информации в сложной системе. Использование в этих моделях результатов теории динамических систем со случайной сменой структуры позволяет исследовать влияние случайности моментов начала и окончания процессов внешних воздействий. В каждой конкретной состоявшейся реализации процесса внешнего воздействия эти моменты становятся детерминированными, поэтому, задавая любой возможный вариант состоявшейся реализации случайного процесса появления и окончания процесса внешнего воздействия, получаем детерминированный вариант соответствующих исходных данных и соответствующую реакцию сложных систем на него в виде конкретного значения вероятности выполнения ими своих предназначений, которая прямо и косвенно используется в выбранном показателе их эффективности. При этом, используя известный интегральный или дифференциальный закон распределения вероятности появления этих случайных моментов, можно получить соответствующие законы распределения показателей успешного выполнения сложными системами своих предназначений. Очевидно, что можно решить и обратную задачу: найти диапазоны изменения случайных моментов появления и окончания внешних воздействий, при которых результаты применения сложных системы по предназначению находятся в заданных пределах.

#### Выводы

1. На ранних стадиях создания сложных систем для оценки ожидаемой эффективности их применения по предназначению целесообразно использовать ИЛВ-модели.

2. Ключевыми моментами разработки ИЛВ-моделей сложных систем являются:

создание имитационных моделей их функционирования, учитывающих с необходимой точностью относительные движения их некоторых составных частей;

формализация известной логики их функционирования;

представление некоторых их характеристик случайными величинами с известными интегральными или дифференциальными законами распределения вероятностей, параметры которых зависят от пространственных координат подвижных составных частей сложных систем и их производных, а также других факторов, в том числе случайных;

оценивание показателей их эффективности с использованием вероятностей успешного применения сложных систем по предназначению, вычисляемых в каждой реализации исходных данных по известным законам распределения вероятностей значений их характеристик, зависящих от случайных факторов. Список литературы

**1.** Вентцель Е. С. Исследование операций. Задачи, принципы, методология. М.: Наука, 1986. 203 с.

Моисеев Н. Н. Математические задачи системного анализа. 2-е изд. М.: Либроком, 2012.
 Современная радиолокация / пер. с англ. под ред. Ю. Б. Кобзарева. М.: Советское радио, 1969. 704 с.

**4.** *Платунов В. С.* Методология системных военно-научных исследований. М.: Дельта, 2005. 344 с.

**5.** Авиационные системы радиоуправления. Т. 1. Принципы построения систем радиоуправления. Основы синтеза и анализа / под ред. *А. И. Канащенкова* и *В. И. Меркулова*. М.: Радиотехника, 2003. 192 с. **Поступила 09.02.15** 

Козарь Виталий Борисович – доктор технических наук, старший научный сотрудник, старший научный сотрудник ОАО «МНИИ «Агат», г. Жуковский.

Область научных интересов: системы наведения управляемых ракет.





### УДК 621.391:621.396.96

© Д. И. Попов, 2015

## Адаптивные режекторные фильтры с комплексными весовыми коэффициентами

Рассмотрены критерии и алгоритмы адаптации нерекурсивных режекторных фильтров к неизвестным спектрально-корреляционным характеристикам пассивных помех. На основе аппроксимирующих моделей пассивных помех получены устойчивые с вычислительной точки зрения алгоритмы адаптивного режектирования данных помех. Приведены структурные схемы адаптивных режекторных фильтров скользящей и групповой обработки.

Ключевые слова: режекторный фильтр, пассивная помеха, адаптивный алгоритм, весовой коэффициент.

#### Введение

Пассивные помехи в виде мешающих отражений от неподвижных или медленно перемещающихся объектов – местных предметов, поверхности суши, моря, гидрометеоров (облаков, дождя, града, снега) и металлизированных отражателей, сбрасываемых противником, существенно нарушают нормальную работу радиолокационных систем различного назначения [1]. Интенсивность пассивных помех может значительно превышать уровень собственных шумов приёмника, что приводит к перегрузкам приёмного тракта («ослеплению» радиолокатора) и, как следствие, к потере полезных сигналов. Однако даже при отсутствии перегрузок полезный сигнал может быть потерян или вообще не обнаружен на фоне интенсивных мешающих отражений.

Для обнаружения сигналов движущихся целей на фоне пассивных помех широкое применение на практике получили системы, осуществляющие когерентное режектирование пассивных помех с последующим когерентным или некогерентным накоплением остатков режектирования. В обоих случаях основной операцией обработки принятых данных является режектирование спектральных составляющих помехи [2]. Отсутствие априорной информации о спектрально-корреляционных характеристиках помехи, а также их неоднородность и нестационарность в зоне обзора существенно затрудняют реализацию эффективного режектирования помехи. Преодоление априорной неопределённости основывается на методах адаптации к неизвестным корреляционным свойствам помехи – к аргументу и модулю коэффициентов межпериодной корреляции, что приводит к построению рассматриваемых ниже адаптивных режекторных фильтров ( $AP\Phi$ ).

#### Критерии и алгоритмы адаптации

Адаптация нерекурсивного режекторного фильтра (РФ) заданного порядка *m* состоит в эмпирическом определении вектора весовых коэффициентов  $\mathbf{G} = \{G_k\}, k = \overline{0, m},$ оптимального по критерию эффективности выделения сигнала на фоне поступающей помехи. При гауссовской статистике входных данных таким критерием является коэффициент улучшения отношения сигнал/помеха:

 $\mu(\boldsymbol{\psi}) = \mathbf{G}^{T*}\mathbf{R}_{c}\mathbf{G}/[\mathbf{G}^{T*}(\mathbf{R}_{n}+\lambda\mathbf{I})\mathbf{G}],$ 

где  $\mathbf{R}_{c}$ ,  $\mathbf{R}_{n}$  – корреляционные матрицы сигнала и помехи, элементы которых  $R_{jk} = \rho_{jk} e^{i(j-k)\theta}$ ;

 $\rho_{jk} = \rho[(j-k)T] -$ коэффициенты межпериодной корреляции;

 $\theta$  – доплеровский сдвиг фазы за период повторения *T* для сигнала ( $\theta_c = \psi$ ) или помехи ( $\theta_c = \phi$ );

 $\lambda = \sigma_{\rm m}^2 \, / \, \sigma_{\rm n}^2$  – отношение шум/помеха;

 $I = [\delta_{j,k}] - единичная матрица.$ 

Учитывая инвариантность параметров РФ к корреляционным характеристикам сигнала и предполагая равномерное распределение величины  $\psi$  в интервале ( $-\pi$ ,  $\pi$ ), соответствующем интервалу однозначности доплеровской частоты (-1/2T, 1/2T) [1], найдём среднее значение величины  $\mu(\psi)$ :

$$\mu = \frac{1}{2\pi} \int_{-\pi}^{\pi} \mu(\psi) d\psi = \mathbf{G}^{T^*} \widetilde{\mathbf{R}}_{c} \mathbf{G} / \mathbf{G}^{T^*} (\mathbf{R}_{n} + \lambda \mathbf{I}) \mathbf{G},$$

где  $\mathbf{R}_{c}$  – преобразованная в результате интегрирования корреляционная матрица сигнала, элементы которой  $\widetilde{R}_{jk}^{(c)} = \rho_{jk}^{(c)} \cdot \operatorname{sinc}[(j-k)\pi]$ , что с учётом свойства sinc-функции:

$$\operatorname{sinc}[(j-k)\pi] = \frac{\sin[(j-k)\pi]}{(j-k)\pi} = \begin{cases} 1, \ j=k\\ 0, \ j\neq k \end{cases}$$

соответствует единичной матрице, т. е.  $\tilde{\mathbf{R}}_{c} = \mathbf{I}$ . Тогда окончательно получаем:

$$\mu = \mathbf{G}^{\mathsf{T}*}\mathbf{G}/\mathbf{G}^{\mathsf{T}*}(\mathbf{R}_{\mathsf{n}} + \lambda \mathbf{I})\mathbf{G} =$$
$$= [(\mathbf{G}^{\mathsf{T}*}\mathbf{R}_{\mathsf{n}}\mathbf{G}/\mathbf{G}^{\mathsf{T}*}\mathbf{G}) + \lambda]^{-1} , \qquad (1)$$

В процессе адаптации РФ невысоких порядков ( $m \le 3$ ) должен формироваться вектор **G**, реализующий  $\mu_{max} \rightarrow \underset{G}{max} \mu$ . Из экстремальных свойств характеристических (собственных) чисел матриц следует [3], что минимумом отношения Рэлея в выражении (1) является наименьшее собственное число  $\alpha_{min}$  матрицы **R**<sub>n</sub>, определяемое как наименьший корень характеристического уравнения det( $\mathbf{R}_n - \alpha \mathbf{I}$ )=0. При этом  $\mu_{max} = (\alpha_{min} + 1)^{-1}$ , а оптимальный вектор **G** не зависит от  $\lambda$  и определяется как собственный вектор матрицы **R**<sub>n</sub>, соответствующий  $\alpha_{min}$ , из матричного уравнения:

$$(\mathbf{R}_{\pi} - \boldsymbol{\alpha}_{\min} \mathbf{I}) \mathbf{G} = 0.$$
 (2)

Переходя в соответствии с методологией адаптивного байесовского подхода к оценочному значению матрицы  $\hat{\mathbf{R}}_n = [\hat{R}_{jk}^n] = [\hat{\rho}_{jk}^{(n)} e^{i(j-k)\hat{\phi}}],$ получим, что в общем случае уравнению (2) удовлетворяет вектор  $\hat{\mathbf{G}} = \{\hat{G}_k\} = \{\hat{g}_k e^{ik\hat{\phi}}\},$ k = 0, m, проекции которого являются комплексными весовыми коэффициентами. Коэффициенты  $\hat{g}_k$  определяются при условии  $\hat{g}_0 = g_0 = 1$  оценками  $\hat{\rho}_{jk} = \hat{\rho}_{jk}^{(n)}$  и  $\hat{\alpha}_{min}$ . В частности, при *m*=0 получаем  $\hat{g}_1 = g_1 = -1$ . С учётом свойства симметрии коэффициентов  $\hat{g}_k = (-1)^m \hat{g}_{m-k}$  найдём конкретный вид адаптивных алгоритмов для других порядков АРФ:

при 
$$m=2$$
  $g_0=g_2=1$ ,  $\hat{g}_1=-2\hat{\rho}_{12}/(1-\hat{\alpha}_{\min})$ ,  
где  $\hat{\alpha}_{\min}=1+\frac{\hat{\rho}_{13}}{2}\left(1-\sqrt{1+\left(\frac{\hat{\rho}_{12}}{\hat{\rho}_{13}}\right)^2}\right)$ ;  
при  $m=3$   $g_0=-g_3=1$ ,  $\hat{g}_1=-\hat{g}_2=-\left(1+\frac{\hat{\rho}_{12}-\hat{\rho}_{14}}{\hat{\rho}_{12}-\hat{\rho}_{14}}\right)$ ,

 $1 - \hat{\rho}_{13} - \hat{\alpha}_{min}$  —  $(1 - \hat{\rho}_{13})$ где величина  $\hat{\alpha}_{min}$  по сравнению с  $\rho_{jk}$ =1 пренебрежимо мала. Это позволяет не учитывать её, что практически не влияет на эффективность режектирования помехи.

Путём упрощения критерия (1) получаем модифицированный критерий:

$$\gamma = \mathbf{G}^{t*} \mathbf{R}_{\Pi} \mathbf{G}. \tag{3}$$

Соответствующие условию  $\gamma_{\min} \rightarrow \min_{G} \gamma$  коэффициенты  $g_k$  с учётом их симметрии и ограничения  $g_0=1$  при  $m\leq 3$  определяются из

уравнения  $\partial (\mathbf{G}^{T*}\mathbf{R}_{n}\mathbf{G}) / \partial g_{1} = 0$ . Используя оценочные значения коэффициентов  $\hat{\rho}_{1k}$ , для адаптивных алгоритмов получаем:

при m=1  $g_0=1$ ,  $\hat{g}_1 = -\hat{\rho}_{12}$ ; при m=2  $g_0=g_2=1$ ,  $\hat{g}_1 = -2\hat{\rho}_{12}$ ; при m=3  $g_0=-g_3=1$ ,  $\hat{g}_1=-\hat{g}_2=$  $= -(\hat{\rho}_{12}-\hat{\rho}_{13})/(1-\hat{\rho}_{12})$ .

Алгоритмы, соответствующие критерию (1), являются точными, а критерию (3) – приближёнными. Сравним эффективность, реализуемую алгоритмами обоих типов. Для этого определим выигрыш  $\Delta \mu$  в коэффициенте  $\mu$  за счёт адаптации по отношению к классическим фильтрам череспериодной компенсации с биномиальными весовыми коэффициентами  $g_k = (-1)^k C_m^k$ . Соответствующие зависимости от нормированной ширины  $\beta_{\Pi}$  гауссовского спектра помехи приведены на рис. 1.



Сплошные кривые соответствуют точным алгоритмам адаптации, реализующим предельную для каждого порядка АРФ эффективность режектирования помехи, а штриховые - приближённым. Как видим, величина выигрыша зависит от ширины спектра помехи и порядка фильтра (например, при *m*=3 выигрыш может приближаться к 4 дБ). При этом приближённые алгоритмы по критерию (3) в случае  $\beta_n < 0, 2...0, 3$  практически не уступают или уступают несущественно точным алгоритмам, а учитывая, что для их реализации при *m*≥2 число оцениваемых коэффициентов корреляции равно m-1, т. е. на один меньше, чем для точных, предпочтение в этом случае следует отдать приближённым алгоритмам. Исключение составляет РФ при m=1, для которого про-



ще реализуются оптимальные коэффициенты по критерию (1), являющиеся биномиальными. Заметим, что весовые коэффициенты  $g_k$  для АРФ высоких порядков ( $m \ge 4$ ) целесообразно оптимизировать по вероятностному критерию, т. к. оптимизация по критериям (1) и (3) в этом случае приводит к сужению полосы пропускания и избыточному (ниже уровня собственного шума) подавлению помехи.

Использование текущих оценок  $\hat{\rho}_{1k}$  и  $e^{i\hat{\phi}}$ позволяет адаптироваться к модулю и аргументу реальной корреляционной функции помехи, не прибегая к аппроксимациям её формы. При этом процесс адаптации с учётом необходимого усреднения по дальности завершается при числе обучающих периодов на один меньшем, чем для достижения установившегося состояния на выходе РФ, т. е. в пределах его переходного процесса.

### Устойчивые алгоритмы адаптивного режектирования

Рассмотренным адаптивным алгоритмам в отдельных случаях присущи недостатки, связанные с их вычислительной неустойчивостью. Дробный вид адаптивных алгоритмов при *m*=3 предполагает решение вопросов, связанных с их чувствительностью, и построение устойчивых алгоритмов адаптивного режектирования.

Так как оптимальный по критерию (1) или (3) вектор  $\{g_k\}$  определяется путём решения системы линейных алгебраических уравнений, то чувствительность решения зависит от числа обусловленности матрицы  $[\rho_{jk}]$ : cond $[\rho_{jk}]=\alpha_{max}/\alpha_{min} \ge 1$ , определяемого отношением наибольшего собственного значения к наименьшему. В частности, от числа обусловленности существенно зависит скорость сходимости градиентных алгоритмов, решающих задачи минимизации, аналогичные критерию (3). При этом наибольшая скорость сходимости будет для хорошо обусловленных (cond $[\rho_{jk}] \ge 1$ ) и наименьшая – для плохо обусловленных (cond $[\rho_{ik}] \ge 1$ ) матриц.

Скорость сходимости предложенных адаптивных алгоритмов не зависит от распределения собственных значений матрицы  $[\rho_{jk}]$ , однако в случае сильно коррелированных помех из-за плохой обусловленности оценки корреляционной матрицы помехи  $[\hat{\rho}_{jk}]$  данные алгоритмы при m=3 обладают повышенной чувствительностью к погрешностям оценивания коэффициентов  $\rho_{1k}$  и, следовательно, вычислительной неустойчивостью. Существенно меньшей чувствительности удается достичь при вычислении этих алгоритмов с учётом априорных данных о форме функции корреляции, что предполагает использование соответствующих аппроксимаций.

Достаточно гибкой моделью пассивных помех являются v-связные марковские случайные последовательности, которые при v=1 приводят к экспоненциальной функции корреляции  $\rho_{1k} = \rho^{k-1}$ , где  $\rho = \rho_{12}$ , а при v $\rightarrow \infty$  – к гауссовской функции  $\rho_{1k} = \rho^{(k-1)^2}$ , что позволяет по оценке  $\hat{\rho}$  определить необходимые коэффициенты  $\hat{\rho}_{1k}$ , а по ним – коэффициенты  $\hat{g}_k$ . Например, для критерия (1) и *m*=3 при гауссовской и экспоненциальной функциях корреляции соответственно получим:

 $\hat{g}_1 = -\hat{g}_2 = -[1+\hat{\rho}(1+\hat{\rho}^4)], \ \hat{g}_1 = -\hat{g}_2 = -(1+\hat{\rho});$ а для критерия (3) при тех же условиях соответственно:

 $\hat{g}_1 = -\hat{g}_2 = -\hat{\rho}[1+\hat{\rho}(1+\hat{\rho})], \ \hat{g}_1 = -\hat{g}_2 = -\hat{\rho}.$  Полиномиальный вид полученных адап-

Полиномиальный вид полученных адаптивных алгоритмов снижает их чувствительность к погрешностям оценивания неизвестных параметров по сравнению с первоначальным видом алгоритмов, соответствующих общему случаю.

Гауссовская и экспоненциальная функции корреляции соответствуют аппроксимациям спектральной плотности помехи для предельных случаев быстрого и медленного спадания спектра. Для описания реальных помех с быстрым спаданием спектра в центре и медленным на краях целесообразно использовать их взвешенную сумму. Тогда

$$\rho_{1k} = \beta_0 \rho^{(k-1)^2} + (1 - \beta_0) \rho^{k-1}, \qquad (4)$$

где β<sub>0</sub> – весовой коэффициент – может принимать значение от 0 до 1.

Варьирование параметров  $\beta_0$  и  $\rho$  открывает широкие возможности для описания помех с различной формой и шириной спектра и позволяет гибко учитывать различную степень априорной неопределенности. В частности, при наличии априорных сведений о форме спектра или корреляционной функции помехи весовой коэффициент  $\beta_0$  может быть выбран заранее, что позволяет ограничиться оцениванием только коэффициента ρ. В условиях полной априорной неопределенности спектрально-корреляционных характеристик помехи следует оценивать также и коэффициент β<sub>0</sub>.

Для оценивания коэффициента  $\beta_0$  необходимо осуществить идентификацию эмпирических данных  $\hat{\rho}_{1k}$  в соответствии с условием:

$$\sum_{k=2}^{M} (\rho_{1k} - \hat{\rho}_{1k})^2 \rightarrow \min,$$

где число *М* определяется количеством оцениваемых коэффициентов по критерию (1) или (3) и равно соответственно *m* или *m*–1.

Если в соотношении (4) в качестве коэффициента ρ принять его оценку ρ̂, то критерий идентификации примет вид:

$$\sum_{k=2}^{M} \left[ \beta_0 \hat{\rho}^{(k-1)^2} + (1-\beta_0) \hat{\rho}^{k-1} - \hat{\rho}_{1k} \right]^2 \to \min.$$
 (5)

Отыскивая экстремум функции (5), находим:

$$\hat{\beta}_{0} = \frac{\sum_{k=2}^{M} \left( \hat{\rho}^{k-1} - \hat{\rho}_{1k} \right) \left( \hat{\rho}^{k-1} - \hat{\rho}^{(k-1)^{2}} \right)}{\sum_{k=2}^{M} \left( \hat{\rho}^{k-1} - \hat{\rho}^{(k-1)^{2}} \right)^{2}}.$$
 (6)

Теперь при m=3 с учётом соотношения (4) для критериев (1) и (3) соответственно имеем следующие адаптивные алгоритмы:

$$\hat{g}_{1} = -\hat{g}_{2} = -\left\{1 + \frac{\hat{\rho}[1 + \hat{\beta}_{0}\hat{\rho}^{2}(1 + \hat{\rho}^{2} + \hat{\rho}^{4})]}{1 + \hat{\beta}_{0}\hat{\rho}^{2}}\right\} \approx \\ \approx -[1 + \hat{\rho}(1 + \hat{\beta}_{0}\hat{\rho}^{4}); \qquad (7)$$

$$\hat{g}_{1} = -\hat{g}_{2} = -\hat{\rho}[1 + \hat{\beta}_{0}\hat{\rho}(1 + \hat{\rho})].$$

#### Структурные схемы АРФ

Синтез структуры АРФ удобно провести на основе его системной функции в *z*-плоскости. При канонической форме реализации АРФ:

$$H(z, e^{i\hat{\varphi}}) = \sum_{k=0}^{m} \hat{g}_{k} e^{ik\hat{\varphi}} z^{-k} = \sum_{k=0}^{m} \hat{g}_{k} (z^{-1} e^{i\hat{\varphi}})^{k}.$$
(8)

Синтезированная в соответствии с данным соотношением структурная схема цифрового АРФ скользящей обработки для *m*=3 приведена на рис. 2 [4]. Цифровые коды  $U_i = x_i + i$ у, отсчётов комплексной огибающей принятых данных последовательно задерживаются в запоминающих устройствах (ЗУ) и подвергаются двумерному повороту с помощью оператора  $e^{i\hat{\varphi}}$  в комплексных перемножителях ( $\dot{x}$ ). В результате исходные помеховые слагаемые  $U_{nj} = U_j = u_j e^{i(j\varphi + \varphi_0)}$  каждого отсчёта в зависимости от его номера поворачиваются на угол  $(m-j)\hat{\phi}$ , что приводит к их синфазности. Измерители оценок  $\hat{\rho}_{1k}$  и  $e^{i\hat{\phi}}$  выполняются на основе ЗУ фильтра в соответствии с максимально правдоподобными цифровыми алгоритмами оценивания когерентных сигналов [5]. По









Рис. 3.

оценкам  $\hat{\rho}_{12}, \hat{\rho}_{13}$  либо с помощью адаптивных алгоритмов, соответствующих критерию (3), определяются коэффициенты  $\hat{g}_1, \hat{g}_2,$  либо вначале определяется в соответствии с алгоритмом (6) оценка весового коэффициента  $\beta_0$ , а затем по алгоритму (7) – коэффициенты  $\hat{g}_1, \hat{g}_2$ . Из-за усреднения по дальности и задержек при вычислениях искомые оценки по отношению к среднему элементу обучающей выборки определяются с задержкой τ [5]. Введением на входе АРФ дополнительной задержки τ разбиением задержки T на интервалы  $T-\tau$  и  $\tau$  и соответствующим подключением измерителей и весовых блоков (×) достигается соответствие по времени обработки в АРФ отсчётов U, среднему элементу обучающей выборки. При этом погрешности адаптивной перестройки параметров АРФ из-за неоднородности помехи в зоне обзора оказываются минимальными.

При каскадной форме реализации АРФ для системной функции:

$$H(z, e^{i\hat{\phi}}) = \prod_{k=1}^{m} \left( 1 - e^{i(\hat{\theta}_{0k} + \hat{\phi})} z^{-1} \right)$$

где величины  $\hat{\theta}_{0k}$ , задающие положение нулей  $z_{0k} = e^{i\hat{\theta}_{0k}}$ , определяются также на основе адаптивных алгоритмов, например: при *m*=2  $\hat{\theta}_{0(1,2)} = \pm \arccos(-\hat{g}_1/2) = \pm \arccos(\hat{\rho}_{12}; \text{при } m=3 \theta_{01}=0, \hat{\theta}_{0(2,3)} = \pm \arccos(|1+\hat{g}_1|/2).$ 

Рассмотрим особенности построения АРФ при групповой перестройке несущей частоты передатчика. В этом случае режектирование помехи осуществляется раздельно по каждой группе когерентных импульсов с известным временем поступления. Структурная схема соответствующего АРФ изображена на рис. 3 [6]. В отличие от скользящей обработки (рис. 2) групповая обработка осуществляется с помощью одного весового блока (×), к входу которого по командам блока управления (БУ) блок переключений (БП) поочередно коммутирует весовые коэффициенты  $\hat{g}_k$ . Последние определяются по оценкам  $\hat{\rho} = \hat{\rho}_{12}$  на основе адаптивных алгоритмов для заданного порядка *m*. В частности, при *m*=2  $g_0=g_2=1$ ,  $\hat{g}_1=-2\hat{\rho}$ , при *m*=3 *g*<sub>0</sub>=-*g*<sub>3</sub>=1, а для определения коэффициентов  $\hat{g}_1$  и  $\hat{g}_2$  необходимо использовать аппроксимации функции корреляции помехи. Например, для гауссовской функции  $\hat{\rho}_{1k} = \hat{\rho}^{(k-1)^2}$ величина  $\hat{g}_1 = -\hat{g}_2 = -\hat{\rho}[1+\hat{\rho}(1+\hat{\rho})]$ . Для временного согласования обработки с поступающими оценками исходные отсчёты задерживаются на интервал т. С помощью комплексного перемножения с оценкой е<sup>*i* ф</sup> задержанных в цепи обратной связи отсчётов достигается синфазность при их суммировании. После завершения обработки данных периодов, очередной перестройки несущей частоты и поступления данных первого периода следующей группы по команде БУ коммутатор (Км) переключает  $3 Y_{T}$  к выходу фильтра, и в течение периода повторения происходит считывание результатов обработки. В целом АРФ на рис. 2 также соответствует системной функции (8). Заключение

Рассмотренные алгоритмы адаптации и построенные на их основе АРФ позволяют оптимизировать режектирование пассивных помех в условиях априорной неопределенности их спектрально-корреляционных характеристик.

Предложенные алгоритмы и принципы построения структурных схем АРФ позволяют адаптироваться к модулю и аргументу реаль-

ной корреляционной функции помехи, не прибегая к аппроксимациям её формы. При этом процесс адаптации завершается при числе обучающих периодов на один меньшем, чем для достижения установившегося состояния на выходе РФ, т. е. в пределах его переходного процесса.

Использование априорных аппроксимаций формы корреляционной функции помехи приводит к полиномиальному виду адаптивных алгоритмов, что снижает их чувствительность к погрешностям оценивания неизвестных параметров по сравнению с первоначальным видом алгоритмов, соответствующих общему случаю.

#### Список литературы

1. Радиоэлектронные системы: основы построения и теория: справ. / под ред. Я. Д. Ширма*на*. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Радиотехника, 2007. 512 с.

**2.** Radar Handbook / editor by *M. I. Skolnik.* 3rd ed. New York: McGraw–Hill, 2008. 1352 p.

**3.** *Гантмахер Ф*. *Р*. Теория матриц. М.: Наука, 1988. 552 с.

**4.** Режекторный фильтр / Д. И. Попов: а. с. 934816 СССР, МКИ5 G 01 S 7/36, 13/52. Опубл. 27.11.1998. // Изобретения. 1998. № 33. 20 с.

**5.** *Попов* Д. И. Оценивание параметров пассивных помех // Изв. вузов. Радиоэлектроника. 2003. № 3. С. 71–80.

6. Устройство цифровой когерентной обработки сигналов / Д. И. Попов : а. с. 778514 СССР, МКИ5 G 01 S 13/52. Опубл. 20.12.1998 // Изобретения. 1998. № 35. 14 с.

#### Поступила 08.12.14

**Попов Дмитрий Иванович** – доктор технических наук, профессор, профессор ФГБОУ ВПО «РГРТУ», г. Рязань. Область научных интересов: теория и техника обработки радиолокационных сигналов на фоне помех.



УДК 621.314

© В. Н. Долов, В. Ф. Стрелков, В. В. Ваняев, А. А. Кочнев, 2015

### Квазирезонансный преобразователь системы импульсного питания РЛС

Представлен квазирезонансный преобразователь системы импульсного питания сверхвысокочастотной лампы передающего устройства радиолокационной станции с широтным регулированием выходного напряжения. Рассмотрены особенности его работы, приведены математическая модель, внешние характеристики и некоторые результаты имитационного моделирования в разомкнутой и замкнутой по выходному напряжению системе.

*Ключевые слова*: радиолокационная станция, транзисторный модуль, система импульсного электропитания, накопительный конденсатор.

Необходимость разработки активной фазированной антенной решётки радиолокационной станции (РЛС) с шириной спектра частот радиоимпульса 1÷10 ГГц инициировала создание передающих модулей на базе сверхвысокочастотных (СВЧ) ламп, которые по сравнению с СВЧ транзисторными модулями имеют более широкую полосу, более высокий (до 60÷80 %) кпд, большую скважность и почти вдвое меньшую стоимость. Это обстоятельство потребовало разработки для такого рода нагрузок соответствующих систем импульсного электропитания (СИП) повышенного напряжения, которые, как правило, функционируют по принципу накопления и импульсного выделения энергии, запасаемой в электрическом поле накопительного конденсатора (НК) [1-3].

Одним из основных звеньев СИП является зарядный преобразователь (ЗП), который осуществляет зарядку НК путём преобразования потока электрической энергии, потребляемой из питающей сети. По мнению авторов, среди многообразия разработанных к настоящему времени схем решений ЗП наиболее полно условиям применения в системах электропитания РЛС отвечают ЗП на базе квазирезонансного преобразователя (КРП) с фиксированной рабочей частотой.

Колебательный характер тока в силовых цепях КРП существенно снижает коммутационные потери в транзисторах и упрощает решение задачи электромагнитной совместимости [2, 3]. Сопутствующее этому сокращение ширины спектра и уровня радиопомех приводит к снижению шумов, распространяющихся в цепях РЛС кондуктивным и индуктивным путём, а также улучшает тактико-технические характеристики РЛС: дальность действия, чувствительность и точность определения координат цели. Кроме того, построение КРП по схеме последовательного резонансного инвертора с обратными диодами повышает надёжность СИП в аварийных режимах КЗ в цепи нагрузки за счёт естественного ограничения тока инвертора в этом режиме.

Применение КРП в СИП, а также во вторичных источниках электропитания иного назначения, используемых в РЛС, требует регулирования их выходного напряжения. Традиционно эта задача решается методом частотного регулирования [2, 3]. Недостаток метода в том, что доза энергии, передаваемой в нагрузку на периоде рабочей частоты КРП, не может быть изменена, что увеличивает нестабильность предразрядного напряжения НК в СИП при относительно небольших значениях его ёмкости.

Авторами разработаны схемы решения КРП на основе последовательного резонансного инвертора с обратными диодами и широтным регулированием выходного напряжения [4–6], лишённые отмеченного недостатка.

В КРП, выполненном по мостовой схеме (рис. 1), широтное регулирование напряжений на обмотках трансформатора TV и выходного напряжения КРП реализуется за счёт изменения фазы отпирания шунтирующего транзистора  $VT_{\rm III}$  относительно моментов отпирания диагональных транзисторов VT1, VT4 и VT3, VT2. При отпирании транзистора  $VT_{\rm III}$  в требуемый момент передача энергии в нагрузку прекращается, что обеспечивает повышенную точность поддержания предразрядного напряжения НК. При этом часть энергии, накопленной в реактивных элементах силового контура, возвращается в источник питания или в кон-



Рис. 1. Электрическая схема КРП

денсатор входного фильтра.

Для установления особенностей работы и определения основных характеристик этого устройства приняты следующие допущения:

вентильные элементы обладают свойствами идеальных ключей;

ток намагничивания и активные сопротивления обмоток трансформатора *TV* равны нулю, а коэффициент трансформации – единице;

потери мощности КРП сосредоточены в активном сопротивлении последовательного резонансного контура;

пульсации напряжения НК равны нулю.

Как показывает анализ процессов при сделанных допущениях, для работы рассматриваемого устройства в самом общем случае характерны шесть различных временных интервалов, соответствующих различным углам отпирания транзистора  $VT_{\rm III}$  и сочетаниям состояний ключевых элементов  $S1 \div S4$ ,  $S_{\rm III}$  и дионого моста VD эквивалентной схемы (рис. 2).

При снятых импульсах управления с ключа  $S_{\rm III}$  в каждом полупериоде работы преобразователя чередуются интервалы «1» и «2» проводящего состояния ключей S1, S4 или S2, S3. На интервале «1» происходит подзарядка конденсатора C1 от источника питания  $U_n$  (приращение его энергии  $\Delta W_{C1} > 0$ ) через транзисторы одной из диагоналей, а на интервале «2» – частичная разрядка через обратные диоды этой диагонали. На обоих интервалах происходит передача энергии в цепь нагрузки (приращение выделяемой в ней энергии  $\Delta W_n > 0$ ).

При отпирании ключа  $S_{\rm III}$  с фазовым сдвигом  $\beta \leq \pi / \sqrt{LC_1}$  относительно момента включения транзисторов одной диагонали и поддержании его в открытом состоянии до момента отпирания транзисторов другой диагонали поочередно следуют интервал «1», затем интервал «3», на котором происходит «мягкая» коммутация тока резонансного контура с цепи « $L_{\kappa} - VD$  – нагрузка» на ключ  $S_{III}$ . При снижении тока нагрузки і<sub>н</sub> до нуля процесс коммутации заканчивается и начинается интервал «4», на котором продолжают проводить транзисторы одной диагонали и ключ S<sub>III</sub>. Интервал «5» начинается с момента, когда ток в контуре имеет обратное направление, протекая через обратные диоды этой же диагонали.





Рис. 2. Эквивалентная схема КРП

При отпирании ключа  $S_{\rm III}$  с фазовым сдвигом  $\beta > \pi / \sqrt{LC_1}$  начинается интервал «6», на котором, как и на интервале «3», происходит процесс коммутации тока резонансного контура на ключ  $S_{\rm III}$ . По окончании интервала «6» в работе остаются обратные диоды и ключ  $S_{\rm III}$ .

Система уравнений, описывающих электромагнитные процессы в КРП на интервалах непрерывности, может быть представлена в виде:

$$(L + k_{2}L_{\kappa})\frac{di}{dt} + Ri + u_{C} = k_{1}U_{\pi} - k_{2}U_{\pi}^{*};$$

$$L_{\kappa}\frac{di_{\kappa}}{dt} + U_{\pi}^{*} = 0;$$

$$i = k_{3}i_{\kappa} + i_{\pi};$$

$$u_{C} = \frac{1}{C_{1}}\int_{0}^{t} idt - U_{0j},$$
(1)

где  $k_1 \div k_3$  – коэффициенты, значения которых

определяются текущей конфигурацией эквивалентной схемы КРП;

 $U_{0j}$  – начальное значение напряжения конденсатора *C*1 на *j*-м интервале непрерывности;

 $U_{\rm H}^*$  – напряжение нагрузки, приведённое к первичной обмотке трансформатора.

Состояния ключей  $S1 \div S4$ ,  $S_{III}$  и диодного моста VD эквивалентной схемы КРП, соответствующие одному полупериоду выходного напряжения инвертора, представлены в таблице (цифра 1 соответствует замкнутому состоянию ключа, 0 – разомкнутому).

Кроме того, в таблице приведены значения коэффициентов  $k_1 \div k_3$  уравнений системы (1), а также показан характер изменения энергии  $\Delta W_{C1}$  и  $\Delta W_{\rm H}$  конденсатора *C*1 и нагрузки (+ - увеличение энергии; – - уменьшение энергии; 0 - энергия не изменяется).

В результате решения системы уравнений (1) на интервалах непрерывности с учетом данных таблицы выведены аналитические рекуррентные соотношения для определения токов и напряжений на элементах силового контура КРП при различных углах отпирания шунтирующего ключа  $S_{\rm III}$ . Полученная математическая модель позволила выявить основные закономерности процессов, происходящих в преобразователе на интервалах непрерывности, определить количественную взаимосвязь между параметрами элементов силового контура и режимами работы КРП, рассчитать внешние и другие интегральные характеристики, необходимые для его инженерного расчёта.

Состояния ключей, значения коэффициентов уравнений на интервалах непрерывности, изменения энергии конденсатора *C*1 и нагрузки

Ключи	Интервалы							
и коэффициенты	1	2	3	4	5	6		
<i>S</i> 1, <i>S</i> 4	1	1	1	1	1	1		
<i>S</i> 2, <i>S</i> 3	0	0	0	0	0	0		
VD	1	1	1	0	0	1		
$S_{ m III}$	0	0	1	1	1	1		
$k_1$	1	-1	1	1	-1	-1		
k2	1	1	0	0	0	0		
k3	0	0	1	0	0	1		
$\Delta W_{C1}$	+	_	+	+	_	_		
$\Delta W_{_{ m H}}$	+	+	+	0	0	0		

На рис. 3 приведены статические внешние характеристики рассматриваемого устройства в относительных единицах и соответствующие им кривые тока *i* резонансного контура, построенные при различных значениях угла  $\beta$ и малых значениях *R*.

Внешние характеристики нелинейные и имеют характерные участки, соответствующие работе КРП в режимах, близких к режимам источника напряжения и тока. Из приведённых зависимостей следует, что КРП с шунтирующим транзистором обеспечивает глубокое регулирование выходного напряжения при постоянной рабочей частоте, что обеспечивает в замкнутой системе автоматического регулирования (САР) поддержание предразрядного напряжения НК с заданной точностью.

На рис. 4 представлены траектории движения рабочей точки в плоскости приведённых к первичной обмотки трансформатора значений напряжения  $u_{C_{\rm H}}$  и тока  $i_{C_{\rm H}}$  НК, полученные на имитационной модели полумостового КРП при его зарядке в разомкнутой и замкнутой по выходному напряжению САР. Траектория на рис. 4б соответствует периодическому режиму работы ВИП с замкнутой САР в режиме частичной разрядки НК.

Из рис. 4б следует, что в замкнутой САР









Рис. 4. Траектории процесса зарядки НК подзарядка НК происходит при разомкнутом ключе  $S_{\rm III}$  и максимальном выходном токе. При этом КРП в течение практически всего интервала паузы между зондирующими импульсами РЛС работает в режиме источника тока, и только в течение краткого предразрядного интервала, когда в работу вступает отрицательная обратная связь, рабочая точка последовательно, в порядке уменьшения, быстро проходит различные значения угла  $\beta$  от  $2\pi$  или иного меньшего установленного значения до некоторого минимального, соответствующего требуемому выходному напряжению.

Таким образом, при использовании описываемого КРП в составе СИП длительность работы  $S_{\rm III}$  невелика и его введение в схему практически не изменяет энергетические и иные показатели КРП, которые соответствуют показателям известных преобразователей на базе последовательных резонансных инверторов с частотным регулированием выходного напряжения.

#### Выводы

1. Предложенный зарядный преобразователь НК на базе КРП с широтным регулированием напряжения позволяет повысить точность поддержания предразрядного напряжения НК.

2. Разработанная математическая модель зарядного преобразователя позволила выявить основные закономерности происходящих в нём электромагнитных процессов, дать их количественную оценку и получить его важнейшие интегральные характеристики.

3. Пониженные потери в ключевых элементах с «мягкой» коммутацией и уровень радиопомех, свойственные КРП, естественное ограничение тока в аварийных режимах КЗ в цепи нагрузки, а также возможность широтного регулирования выходного напряжения делает перспективным применение рассматриваемого устройства в СИП передающих модулей РЛС с НК относительно небольшой ёмкости.

#### Список литературы

**1.** Долов В. Н., Стрелков В. Ф., Ваняев В. В., Копелович Е. А. Электропитание клистрона передающего модуля РЛС // Состояние и перспективы развития электротехнических средств межвидового назначения : материалы науч.практ. конф. М.: Федеральное государственное казенное учреждение «З ЦНИИ Минобороны России», 2013. С. 56–60.

**2.** Полищук А. Г. Высокоэффективные источники вторичного электропитания высокого напряжения для радиопередающих устройств СВЧ. // Силовая электроника. 2004. № 2. С. 66–70.

**3.** *Калистратов Н. П., Коган В. Л., Сорокин Ю.К.* Высоковольтный источник питания ЛБВ // Электрическое питание. 2007. № 7. С. 59–64.

4. Стабилизированный квазирезонансный преобразователь: Пат. 2 417 510 Россия, МПК Н 02 М 7/ 53846; Опубл. 27.04.2011, Бюл. № 12. Рус. 5. Стабилизированный квазирезонансный преобразователь: Пат 2 418 355 Россия, МПК Н 02 М 7/ 53846; Опубл. 10.05.2011, Бюл. № 13. Рус. 6. Стабилизированный квазирезонансный преобразователь: Пат. 2 510 862 Россия, МПК Н 02 М 3/ 335, Н 02 М 7/ 53846; Опубл. 10.04.2014, Бюл. № 10. Рус.

## Поступила 15.01.15

Долов Василий Николаевич – начальник отдела ОАО «ФНПЦ «ННИИРТ», г. Нижний Новгород. Область научных интересов: разработка источников вторичного электропитания специального назначения.

**Стрелков Владимир Федорович** – кандидат технических наук, старший научный сотрудник ОАО «ФНПЦ «ННИ-ИРТ», г. Нижний Новгород.

Область научных интересов: разработка источников вторичного электропитания специального назначения.

Ваняев Валерий Владимирович – кандидат технических наук, доцент кафедры «Электрооборудование, электропривод и автоматика» НГТУ им. Р. Е. Алексеева, г. Нижний Новгород.

Область научных интересов: разработка источников вторичного электропитания специального назначения.

Кочнев Алексей Александрович – магистрант кафедры «Электрооборудование, электропривод и автоматика», НГТУ им. Р. Е. Алексеева, г. Нижний Новгород.

Область научных интересов: разработка источников вторичного электропитания специального назначения.

УДК 621.398



## © Д. О. Востров, К. С. Балыкин, А. В. Горев, 2015 Антенная система для приёма телеметрической информации

#### с подвижного объекта

Представлена система приёма телеметрической информации по радиоканалу с подвижного объекта. Система работает в нелицензированном международном диапазоне частот *ISN* на частоте 869 МГц.

*Ключевые слова*: полосковая антенна, вибраторная антенна, подвижный объект, телеметрическая информация, радиоканал.

#### Введение

В рамках технического проекта «Модернизация оборудования вертолёта Ми-8 в интересах натурных испытаний головки самонаведения крылатых ракет» для обеспечения испытаний выпускаемых в АО «ОКБ «Новатор» крылатых ракет разработана новая антенная система для приёма телеметрической информации по радиоканалу во время испытательных и боевых пусков.

#### Обсуждение

Упрощённо структурную схему телеметрической системы можно представить в виде четырёх блоков (рис. 1): блоки сбора и передачи данных расположены на объекте телеметрии, а блоки приёма и обработки данных – у получателя.



Рис. 1. Структурная схема телеметрической системы

На основе анализа существующих схемотехнических решений [1–3] была спроектирована структурная электрическая схема устройства приёма телеметрической информации с подвижного объекта (рис. 2).

Система телеметрической информации предыдущей модели ПУ-800 (приёмное устройство телеметрической информации с крылатой ракеты) выполнена с антенной вибраторного типа. Полуволновый вибратор изготовлен в форме полого металлического цилиндра с внешним диаметром D = 22 мм и внутренним проводником d = 6 мм. Тем самым обеспечивается согласование в широкой полосе частот. Размер антенны определяется рабочей частотой и равен  $\lambda/2 = 160$  мм.

Система телеметрической информации новой модели ПУ-800-2М (приёмное устройство двухканальное модернизированное) выполнена с антенной полоскового типа [4–7], настроенной на частоту 869 МГц.

Масса и габариты приёмного устройства системы меньше благодаря новой, плоской конструкции антенны взамен старой, объёмной. Конструкция антенны обладает двумя взаимно ортогональными поляризациями – вертикальной и горизонтальной, что даёт возможность осуществлять двухканальный приём. Сигналы с каждого из каналов проходят по разным, но идентичным по конструкции, схемам приёма телеметрической информации с подвижного объекта. Опрос обоих каналов производится параллельно; ведётся запись получаемых данных на ПЭВМ для дальнейшей их обработки специализированным программным обеспечением.

Антенна полоскового типа (рис. 3) представляет собой тонкую плоскую проводящую пластину той или иной формы, размещенную на диэлектрическом слое – подложке, ограниченной снизу проводящей экранной плоскостью бо́льших, чем у пластины, размеров. Подложка для антенны выполнена из флана толщиной 3 мм,  $\varepsilon = 3,8$ . Коэффициент стоячей волны (КСВ) антенны – не более 1,1 на рабочей частоте и не более 2 в полосе частот ± 3 МГц.

Для расчёта характеристик антенны используем резонаторный метод, который имеет в случае дисковой антенны очевидные преимущества вследствие простоты интегрирования поверхностных магнитных токов по круговой поверхности при записи функции Грина в цилиндрической системе координат.



**Рис. 2.** Структурная электрическая схема устройства приёма телеметрической информации с подвижного объекта



**Рис. 3.** Антенна полоскового типа для приема телеметрической информации с подвижного объекта

Составляющая поля по основной поляризации будет иметь вид:

$$E_{\text{OII}}(\theta, \varphi) = -\sqrt{120} \left[ 1 - (\sin \theta \sin \varphi)^2 \right]^{-\frac{1}{2}} \times \cos \theta \sin^2 \varphi \cdot J_1'(k_0 a \sin \theta) G^M(\theta) + \cos^2 \varphi \cdot \frac{J_1(k_0 a \sin \theta)}{k_0 a \sin \theta} F^M(\theta) = E_{\text{max OII}} F_{\text{OII}}(\theta, \varphi) e^{i\varphi_{\text{OII}}},$$

где *E*<sub>оп</sub> – напряженность электрического поля основной поляризации;

θ – угол поворота в сферической системе координат;

 $J_1(x)$ ,  $J'_1(x) - функция Бесселя первого порядка и её производная;$ 

*а* – величина вектора в сферической системе координат;

 $k_0$  – начальное волновое число (коэффициент фазы).

 $G^{M}(\theta), F^{M}(\theta) - \phi$ ункции, учитывающие структуру подложки (в нашем случае – выполненной из флана);

 $E_{\rm maxOII}$  – максимальная напряженность электрического поля основной поляризации.

Кроссполяризационную составляющую поля в нашем случае не рассматриваем как незначительную.

Моделирование и расчёт антенны поло-



скового типа произведены в специализированном программном обеспечении *FEKO*. Данные диаграммы направленности (ДН, рис. 4) позволяют судить о реальном распределении энергии в дальней зоне, принимаемой антенной в плоскостях *E* и *H*, что с высокой точностью моделирует реальную радиолинию.

После сборки и настройки приёмной антенны в безэховой камере была снята реальная ДН. Сравнение двух ДН показало, что ширина ДН по уровню половинной мощности, рассчитанная в *FEKO*, составляет 95°, а полученная в безэховой камере – 90°. Это различие связано с упрощённостью математической модели, заданной в *FEKO*.

Сравнительные характеристики систем приемопередачи телеметрической информации

Параметр	ПУ-800	ПУ-800-2М
Количество каналов	1	2
КСВ на рабочей частоте	1,1	1,1
Интерфейс	$RS-422 \rightarrow USB$	$RS-422 \rightarrow USB$
Время установки на борт, мин	40	5
Масса, кг	5	1

Приёмное устройство ПУ-800-2М осуществляет приём телеметрической информации по радиоканалу с летательного аппарата, на котором размещается аппаратура блока контроля полета или система контроля полета. Приёмное устройство принимает высокочастотный кодированный сигнал с летательного аппарата на несущей частоте  $f_0 = (869,00 \pm 0,01)$  МГц, декодирует этот сигнал, а также транслирует данную информацию на ПЭВМ.

Корпус приёмного блока крепится к гладким поверхностям (например, к стеклу) присосками, что исключает деформацию поверхностей (рис. 5).

Вибростойкость устройства позволяет выдержать эксплуатацию в вертолёте.

Система успешно прошла лётные испытания.

#### Заключение

Путём модернизации предыдущей модели (замены вибраторной антенны на полосковую) спроектирована новая антенная система для приёма телеметрической информации по ра-



**Рис. 4.** Диаграммы направленности приемной антенны: рассчитанная в *FEKO* (пунктирная линия) и полученная в безэховой камере (сплошная линия)

диоканалу с подвижного объекта.

Система полностью совместима с уже имеющимися и по сравнению с предыдущей моделью обладает следующими преимуществами:

большая эффективность благодаря использованию высокочастотных усилителей;

устойчивый приём информации незави-



Рис. 5. Приёмный блок с полосковой антенной

симо от манёвров летательного аппарата;

размещение приёмной антенны и приёмного блока в одном корпусе;

гармоничная интеграция в существующие системы;

простота монтажа блока;

значительное уменьшение массы и габаритов;

эффективность и надёжность; доступная цена.

## Список литературы

**1.** *Белоцерковский Г. Б.* Основы радиотехники и антенны. Ч. 2. М.: Сов. радио, 1969. 328 с. **2.** *Панченко Б. А.* Техническая электродинамика и распространение радиоволн. Екатерин-

бург: ГОУ ВПО УГТУ-УПИ, 2005. 90 с.

**3.** *Панченко Б. А., Князев С. Т.* и др. Электродинамический расчёт характеристик полосковых антенн. М.: Радио и связь, 2002. 256 с.

**4.** *Пригода Б. А., Кокунько В. С.* Антенны летательных аппаратов. М.: Военное издательство министерства обороны СССР, 1964. 120 с.

**5.** Лось В. Ф. Микрополосковые и диэлектрические резонаторные антенны. САПР-модели: методы математического моделирования. М.: ИПРЖР, 2002. 96 с.

**6.** *Марков* Г. Т. Антенны. М.: Госэнергоиздат, 1960. 544 с.

**7.** *Марков Г. Т., Петров Б. М., Грудинская Г. П.* Электродинамика и распределение радиоволн. М.: Сов. радио, 1979. 375 с. **Поступила 30.03.15** 

**Востров Дмитрий Олегович** – инженер-конструктор 3 категории АО «ОКБ «Новатор», г. Екатеринбург. Область научных интересов: телеметрия, радиолокация, ракетостроение.

**Балыкин Константин Сергеевич** – ведущий инженер-конструктор АО «ОКБ «Новатор», г. Екатеринбург. Область научных интересов: телеметрия, радиолокация, ракетостроение.

**Горев Александр Викторович** – начальник конструкторского бюро АО «ОКБ «Новатор», г. Екатеринбург. Область научных интересов: телеметрия, радиолокация, ракетостроение.



## © Д. О. Востров, К. С. Балыкин, А. В. Горев, Е. А. Герасимов, А. В. Воронцов, Ю. В. Бочкарев, 2015

## Система приёма информации, устанавливаемая на самолет Ил-114ЛЛ

Представлена система приёма информации на борт летающей лаборатории Ил-114ЛЛ и передачи команд в эфир по радиоканалам. Система конструктивно выполнена в виде моноблока и обеспечивает управление и контроль диаграммами направленности антенн в горизонтальной плоскости.

Ключевые слова: полосковая антенна, подвижный объект, телеметрическая информация, радиоканал.

#### Введение

Во время испытательных и боевых пусков крылатых ракет существует необходимость обмена с изделием информацией различного рода.

В рамках технического проекта «Оборудование самолета Ил-114ЛЛ в интересах натурных испытаний головки самонаведения крылатых ракет» в АО «ОКБ «Новатор» была разработана система, предназначенная для приёма телеметрической информации с крылатой ракеты на борт летающей лаборатории Ил-114ЛЛ, которая принадлежит НПП «Радар ММС», входящему в Концерн «Моринформсистема-Агат», по радиоканалам и передачи разовых команд в эфир.

#### Обсуждение

В настоящее время для обеспечения пусков крылатых ракет используется радиотехнический самолетный измерительный пункт Ил-20РТ, входящий в состав морской авиации Северного флота. Также используются вертолетные измерительные пункты Ми-8. Но они не всегда есть в наличии, и их использование ограничено метеоусловиями и запасом топлива.

Одновременное использование вертолетного измерительного пункта Ми-8 и летающей лаборатории Ил-114ЛЛ позволяет дублировать и резервировать информацию, повышая надёжность всей системы.

Приёмопередающий блок устанавливается на выдвижных салазках внешней гондолы борта самолета, крепится к ним с помощью четырёх болтов. Параметры блока: масса – 8 кг, высота – 600 мм, диаметр обтекателя – 350 мм, диаметр крепления – 450 мм.

Приёмопередающая система для Ил-114ЛЛ объединяет в себе возможности двух приёмопередающих систем, разработанных и эксплуатируемых в АО «ОКБ «Новатор»: ПУ-800 (приёмное устройство телеметрической информации с крылатой ракеты, работающее на частоте 869 МГц) и МСПКУ (мобильная система передачи команд управления на крылатую ракету). Системы собраны в одном блоке, что создает более компактную и эргономичную систему.

Приёмопередающий блок (рис. 1) состоит из приёмопередающего модуля, двух полосковых антенн, поворотного устройства и обтекателя.



Рис. 1. Приёмопередающий блок в разрезе

Приёмопередающий модуль преобразует аналоговые сигналы, поступающие от антенн, в цифровой вид. Обмен информацией между приёмопередающим блоком и ПЭВМ возможен на расстоянии до 15 м. Для передачи сигнала на такое расстояние используется интерфейс *RS*-422, а перед вводом сигнала на ПЭВМ он переводится в *USB*-интерфейс. Приём информации происходит в нелицензируемых международных диапазонах частот *ISN* на общедоступных частотах 433,7 МГц и 869 МГц.

Информация о фактической высоте и дальности до сопровождаемого объекта, векторе направления и направление максимума диаграммы направленности (ДН) выводится на устройство визуального контроля принимаемой информации. Бортоператор на мониторе ПЭВМ в реальном времени отслеживает параметры летательного аппарата, его и свои координаты. Он также имеет возможность передавать в эфир разовые команды.

В приёмопередающей системе применяются антенны полоскового типа [1-7]. Благодаря плоской конструкции (рис. 2) масса и габариты системы меньше. Конструкция антенны обладает двумя взаимно ортогональными поляризациями - вертикальной и горизонтальной, дающими возможность осуществлять двухканальный приём, что также приводит к двойному резервированию информации и уменьшению общего шума и ошибок принимаемой информации. Сигналы с каждого из каналов проходят по разным, но идентичным по конструкции схемам приёма телеметрической информации с подвижного объекта. Опрос обоих каналов производится параллельно, получаемые данные записываются на ПЭВМ для дальнейшей их обработки специализированным программным обеспечением.



Рис. 2. Антенна полоскового типа для приёма телеметрической информации с подвижного объекта

Полосковая антенна представляет собой тонкую плоскую проводящую пластину, размещённую на диэлектрическом слое – подложке, ограниченной снизу проводящей экранной плоскостью бо́льших, чем у пластины, размеров. Коэффициент стоячей волны (КСВ) антенны – не более 1,1 на рабочей частоте и не более 2 в полосе частот ± 3 МГц.

Для сравнения рассмотрим антенну резонаторного типа, излучающую через торцевые щели, расположенные по периметру металлической пластины. Недостатком таких антенн является узкополосность. Рабочая полоса часто ограничена, в первую очередь, резким изменением комплексного входного сопротивления антенны.

Значение резонансной частоты определяется из условий резонанса основного типа колебаний в резонаторах с магнитными торцевыми стенками. Резонансный размер дисковой антенны рассчитывается по формуле (тип колебаний  $E_{110}$ ):



α<sub>*PEZ*</sub> – резонансный размер антенны;

λ<sub>0</sub> – начальная длина волны;

 $\epsilon_{E\Phi}$  – эффективный коэффициент диэлектрической проницаемости;

*d* – толщина подложки;

ε<sub>A</sub> – амплитудный коэффициент диэлектрической проницаемости;

α – размер антенны.

В выражении (1) величина  $\varepsilon_{E\Phi}$  рассчитывается по формуле:

$$\varepsilon_{\rm E\Phi} = \frac{\varepsilon + 1}{2} + \frac{\varepsilon - 1}{2} \left( 1 - 10 \frac{d}{\alpha} \right)^{-\frac{1}{2}}$$

где є – коэффициент диэлектрической проницаемости.

Дисковая (полосковая) антенна является относительно прямоугольной более широкополосной, что объясняется отсутствием углов, где «накапливается» частотно-зависимая реактивная энергия. Один из путей увеличения широкополосности – использование «толстых» подложек. На практике реализованы две антенны с  $\varepsilon$ =3,8 на подложках, выполненных из флана толщиной 2 и 8 мм. Полоса по уровню КСВ = 2,0 составила 4 и 8 МГц соответственно. Однако при увеличении толщины подложки возможно возбуждение высших типов волн,


Рис. 3. Влияние материала обтекателя на ДН антенны

резко снижающее эффективность излучения пространственных волн, что ограничивает применение этого пути. Результаты измерения кпд каждой антенны, полученные в безэховой камере, составили 95 % от кпд вибратора Пистолькорса. Таким образом, высшие типы волн не возбуждаются и антенны работают с основным типом волны.

Вращение антенн возможно в круговой плоскости обзора в 360°. Летательный аппарат независимо от направления движения самолета будет оставаться в зоне видимости. Слежение за летательным аппаратом реализуется программно, так, чтобы максимум ДН антенн был всегда направлен в сторону летательного аппарата. Но существует и возможность ручной регулировки и поворота антенн бортоператором.

Обтекатель выполнен из радиопрозрачного материала ТЗМКТ. Оценка влияния материала обтекателя на ДН антенны приведена на рис. 3.

Из полученных данных можно сделать вывод, что материал обтекателя почти не влияет на характеристики антенн:

получаемая мощность уменьшилась на 10 %;

ширина ДН по уровню половинной мощности уменьшилась с 55 до 65°. Следовательно, данный материал подходит для его использования по всем параметрам. Заключение

Спроектированная приёмопередающая система полностью совместима с уже имеющимися системами и обладает следующими преимуществами:

простота установки на борт самолета Ил-114ЛЛ;

эффективность и надёжность системы;

возможность сопроводить летательный аппарат по трассе на расстоянии до 1200 км и при этом исключить «слепые» зоны;

возможность кругового обзора в 360° в горизонтальной плоскости;

дублирование и двойное резервирование информации;

повышение эффективности радиолинии за счёт внедрения высокочастотных малошумящих усилителей;

устойчивость приёма информации независимо от манёвров летательного аппарата благодаря двухканальному приёму;

размещение приёмной антенны и приёмного блока в одном корпусе;

небольшие масса и габариты;

доступная цена.

# Список литературы

**1.** Белоцерковский Г. Б. Основы радиотехники и антенны. Ч. 2. М.: Сов. радио, 1969. 328 с. **2.** Панченко Б. А. Техническая электродинамика и распространение радиоволн. Екатеринбург: ГОУ ВПО УГТУ-УПИ, 2005. 90 с.

**3.** Панченко Б. А., Князев С. Т. и др. Электродинамический расчёт характеристик полосковых антенн. М.: Радио и связь, 2002. 256 с.

**4.** *Пригода Б. А., Кокунько В. С.* Антенны летательных аппаратов. М.: Военное издательство министерства обороны СССР, 1964. 120 с.

**5.** Лось В. Ф. Микрополосковые и диэлектрические резонаторные антенны. САПР-модели: методы математического моделирования. М.: ИПРЖР, 2002. 96 с.

**6.** *Марков Г. Т.* Антенны. М.: Госэнергоиздат, 1960. 544 с.

**7.** *Марков Г. Т., Петров Б. М., Грудинская Г. П.* Электродинамика и распределение радиоволн. М.: Сов. радио, 1979. 375 с.

Поступила 30.03.15

**Востров Дмитрий Олегович** – инженер-конструктор 3 категории АО «ОКБ «Новатор», г. Екатеринбург. Область научных интересов: телеметрия, радиолокация, ракетостроение.

Балыкин Константин Сергеевич – ведущий инженер-конструктор АО «ОКБ «Новатор», г. Екатеринбург. Область научных интересов: телеметрия, радиолокация, ракетостроение.

**Горев Александр Викторович** – начальник конструкторского бюро АО «ОКБ «Новатор», г. Екатеринбург. Область научных интересов: телеметрия, радиолокация, ракетостроение.

**Герасимов Евгений Александрович** – ведущий инженер АО «ОКБ «Новатор», г. Екатеринбург. Область научных интересов: телеметрия, радиолокация, ракетостроение.

**Воронцов Александр Валерьевич** – начальник конструкторского бюро АО «ОКБ «Новатор», г. Екатеринбург. Область научных интересов: телеметрия, радиолокация, ракетостроение.

**Бочкарев Юрий Викторович** – инженер-конструктор АО «ОКБ «Новатор», г. Екатеринбург. Область научных интересов: телеметрия, радиолокация, ракетостроение.

### УДК 621.981.1

© В. В. Лапин, С. В. Филимонов, В. И. Филимонов, 2015

# Предельное формообразование гнутых профилей на профилировочных станках

Разработана математическая модель протяжённости зоны плавного перехода, которая позволяет определить предельные углы подгибки, установить преемственность технологии и выполнять расчёты межклетьевого расстояния при проектировании номенклатурно-ориентированного профилировочного оборудования.

*Ключевые слова*: профилирование, формующий ролик, гнутый профиль, угол подгибки, зона плавного перехода, межклетьевое расстояние.

### Введение

Гнутые профили в последнее десятилетие широко применяются в машино- и автомобилестроении (силовые элементы агрегатов, ограждающие конструкции и декоративные элементы), авиастроении (стрингеры летательных аппаратов), при возведении объектов гражданского и военного назначения (силовые элементы строительных конструкций, элементы кровли, воздуховодов, внутренней и наружной отделки). При этом возникает необходимость в частом обновлении номенклатуры профилей, освоении новых их видов.

Разработчиками технологий профилирования в г. Ульяновске создан метод интенсивного деформирования, используемый для производства гнутых профилей [1]. По сравнению с традиционным профилированием [2] метод имеет ряд преимуществ (невысокая стоимость технологического оборудования и оснащения к нему, малое энергопотребление, небольшие производственные площади), которые позволяют освоить мелкосерийное производство и вследствие высокой мобильности приблизить центры производства к потребителям, тем самым снизив затраты на транспортировку продукции.

Существенным ограничением при реализации технологий на базе метода интенсивного деформирования является отсутствие надёжной математической модели процесса формообразования, позволяющей прогнозировать предельное формообразование гнутых профилей в роликах. Устранение данного пробела в технологии профилирования и является целью настоящей публикации.

### Постановка задачи

Для моделирования формообразования при профилировании определяющим является по-

ведение заготовки в межклетьевом пространстве профилировочного станка, в частности, размер зоны плавного перехода (ЗПП) подгибаемой полки. Существующие известные модели ЗПП Гунна – Полухина (для уголкового профиля) [3] и Бхаттачария – Коллинза (для швеллера из неупрочняющегося материала) [4] относятся к традиционному профилированию и не учитывают факторы, влияющие на предельные углы подгибки элементов профиля: деформационное упрочнение заготовки, радиус изгиба и прогиб донной части профиля.

При моделировании будем использовать вариационный метод [5], а в качестве оптимизационного функционала возьмём выражение для работы пластической деформации подгибаемой полки, угловой зоны и дна профиля. Примем следующие состоятельные по физической сути процесса деформирования допущения:

для подгибаемой полки: 1) материал заготовки – несжимаемый, упрочняемый по линейному закону; 2) ширина полки не изменяется, а срединная поверхность полки описывается линейчатой поверхностью; 3) сдвиговые деформации в плоскости полки незначительны; 4) размеры угловой зоны малы в сравнении с шириной полки;

для зоны изгиба: 1) принимается схема плоской деформации (деформация в направлении профилирования  $e_u = 0$ ); 2) радиус кривизны срединной поверхности остается постоянным на всех этапах деформирования; 3) работа деформирования сжатой зоны равна работе деформирования растянутой зоны; 4) элементарные площадки при изгибе сохраняют свои площади:  $\alpha \rho dr = \alpha \rho_c d\rho_c (\alpha -$ угол подгибки;  $d\rho$ и  $d\rho_c$  – приращения радиусов кривизны произвольного и срединного слоев соответственно); для дна профиля: 1) работа выпучивания мала в сравнении с работой пластического сжатия; 2) длина пластической области в донной части профиля равна протяжённости ЗПП подгибаемой полки; 3) боковые границы пластической области дна профиля можно считать прямыми линиями.

Предполагается, что решение уравнения Эйлера [5] с надлежащими граничными условиями позволит получить функциональную зависимость угла подгибки полки в произвольной точке межклетьевого пространства от определяющих факторов процесса. Удовлетворение дополнительному условию на границе пластической позволит получить расчётную зависимость для определения длины ЗПП.

#### Решение задачи

Подгибаемая полка. На рис. 1 представлены координаты и параметры формообразования на *k*-м переходе при угле подгибки  $\theta_k = \theta(x_2) = = \theta_k - \theta_{k-1}$ , где  $x_2$  – декартова координата. Уравнение срединной поверхности полки, описываемой линейчатой поверхностью, имеет вид:

 $x_1 - C/2 = v \cos \theta(u); x_1 = u; x_3 = v \sin \theta(u),$ где  $x_1, x_3$  – декартовы координаты;

- С ширина донной части профиля;
- *v*, *u* криволинейные координаты;

 $\theta(u)$  – угол подгибки.



**Рис. 1.** Схема подгибки полки и криволинейные координаты

Длина линейного элемента дуги *dS* определяется выражением:

 $dS = \sqrt{E \cdot (du)^2 + 2F \cdot du \cdot dv + G \cdot (dv)^2}$ , где *E*, *F*, *G* – коэффициенты первой квадратичной формы [5].

Продольная и поперечная логарифмические деформации  $e_u$  и  $e_v$  с учётом формул для  $dS, x_1, x_2, x_3$  определяются соотношениями [3]:

$$e_{u} = \ln\left(\frac{dS|_{dv=0}}{du}\right) = \ln\left(\sqrt{E}\right) = \frac{1}{2} \cdot \ln E;$$
  

$$e_{v} = \ln\left(\frac{dS|_{du=0}}{dv}\right) = \ln\left(\sqrt{G}\right) = 0.$$
(1)

При использовании условия несжимаемости и определения интенсивности деформаций значение интенсивности деформации  $e_i$  с учётом формулы (1) можно найти следующим образом:

$$e_i = \frac{2}{\sqrt{3}} \cdot \ln\left(1 + v^2 \cdot \left(\frac{\partial \theta(u)}{\partial u}\right)^2\right).$$
(2)

Удельную работу деформации полки  $A_n^{ya}$  с учётом линейного упрочнения [6] можно получить интегрированием приращения удельной работы:

$$A_{n}^{ya} = \int \sigma_{i} \cdot d\varepsilon_{i} = \sigma_{r0} \cdot \varepsilon_{i} + \frac{\lambda \cdot \varepsilon_{i}^{2}}{2} \approx$$
$$\approx M + N \cdot \left[ v^{2} \cdot \left( \frac{\partial \theta(u)}{\partial u} \right)^{2} \right], \qquad (3)$$

где  $\sigma_i$  – интенсивность напряжений;

 $\varepsilon_i$  – интенсивность деформаций;

λ – модуль линейного упрочнения;

*М* и *N* – величины, характеризующие механические свойства заготовки и определяемые зависимостями:

$$M = \frac{2\sigma_{\rm T0}}{\sqrt{3}} + \frac{2}{3}\lambda; \ N = \frac{2\sigma_{\rm T0}}{\sqrt{3}} + \frac{4}{3}\lambda, \qquad (4)$$

где  $\sigma_{_{T}\!0}\!-$  предел текучести материала заготов-ки.

Угловая зона. Для вычисления удельной работы, связанной с формированием угловой зоны, зададим в ней координаты произвольной точки (рис. 2):

$$x_{1} - \frac{C}{2} = \rho \sin\left(\frac{\theta(u)}{2} + \gamma\right) - \rho_{c} \cdot \sin\left(\frac{\theta(u)}{2}\right);$$

$$x_{2} = u;$$

$$x_{3} = \rho_{c} - \rho \cdot \cos\left(\frac{\theta(u)}{2}\right),$$
(5)

где где р – текущий радиус;

 $\rho_{\rm c}$  – радиус срединной поверхности угловой зоны;

 γ – текущий угол, отсчитываемый от биссектрисы угла.

Коэффициенты первой квадратичной





Рис. 2. Координаты и параметры угловой зоны профиля

формы с учётом уравнений (5) даются соотношениями:

$$E=1; F=\rho \sin(\theta+2\gamma); G=\rho^2.$$
(6)

Длина дуги для этого случая определяется по формуле:

$$dS = \sqrt{E \cdot (d\rho)^2 + 2 \cdot F \cdot d\rho \cdot d\gamma + G(d\gamma)^2} .$$
(7)

Выражая с учётом формул (6) и (7) окружные и радиальные деформации и учитывая условие несжимаемости и определение интенсивности деформаций, можно найти удельную работу формовки угловой зоны:

$$A_{yr}^{ya} = \frac{2}{\sqrt{3}} \sigma_{r0} \left( \frac{\rho}{\rho_{a}} - 1 \right) + \frac{2\lambda}{3} \left( \frac{\rho}{\rho_{a}} - 1 \right)^{2}, \quad (8)$$

Дно профиля. Удельную работу деформирования дна профиля при пограничном упругопластическом состоянии можно представить соотношением:

$$A_{\pi}^{y_{\pi}} = (\sigma_{\tau 0} + \lambda \varepsilon_{np}) \varepsilon_{np}, \qquad (9)$$

где  $\varepsilon_{np}$  – справочная величина предельной упругой деформации [6].

Дальнейшая задача заключается в определении полной работы пластической деформации полки, угловой зоны и донной части профиля с использованием зависимостей (3), (8) и (9) соответственно.

Полную работу формообразования полки найдём интегрированием удельной работы (3) по участку полки, деформированному пластически:

$$A_{\Pi}^{\Pi O \Pi H} = \int_{0}^{L} \int_{0}^{b} \int_{0}^{s} A_{\Pi}^{y \pi} ds \cdot dv \cdot du =$$
$$= M \cdot b \cdot s \cdot L + \frac{N \cdot s \cdot b^{3}}{3} \cdot \int_{0}^{L} \left(\frac{d\theta(u)}{du}\right)^{2} du, \quad (10)$$

где *L* – протяженность зоны плавного перехо-

да;

*s* – толщина заготовки;

*b* – ширина полки;

*М* и *N* определяются зависимостями (4).

Полная работа пластического деформирования угловой зоны вычисляется интегрированием удельной работы (8) по зоне растяжения с последующим удвоением результата:

$$A_{yr}^{\text{полн}} = 2\eta \int_{0}^{L} \int_{\rho_{\pi}}^{J} A_{yr}^{y\eta} \cdot \rho \cdot \theta(u) \cdot d\rho \cdot du =$$
$$= 2\eta \cdot s^{2} \cdot Q \cdot \int_{0}^{L} \theta(u) du, \qquad (11)$$

где *r* – радиус изгиба;

η – калибровочный коэффициент влияния
 жёсткости угловой зоны;

Q – константа, зависящая от механических свойств заготовки и относительного радиуса изгиба (r = r/s) с точностью до 1 %:

$$Q \approx \frac{r}{3} \sigma_{_{\rm T}0} + \frac{2 + 3 \cdot r}{10} \cdot \lambda.$$
 (12)

Полную работу пластического деформирования дна профиля определяют интегрированием удельной работы (9) с учётом аппроксимации границы для зоны выпучивания:

$$A_{a}^{\text{полн}} = \int_{0}^{L} Z \cdot \Theta(u) \cdot du, \qquad (13)$$

где коэффициент Z определяется зависимостью:

$$Z = (\sigma_{r,0} + \lambda \varepsilon_{m}) \varepsilon_{m} s C / 2\theta_{k}.$$
(14)

Полная работа деформирования и длина ЗПП. Вариация полной работы, являющейся суммой работ (10), (11) и (13), представляется соотношением:

$$\delta A^{\text{полн}} = \delta \int_{0}^{L} \left[ Y \cdot \left( \frac{d\theta(u)}{du} \right)^2 + W \cdot \theta(u) \right] \cdot du =$$
$$= \delta \int_{0}^{L} \xi(\dot{\theta}, \theta, u) \cdot du, \qquad (15)$$

где функция  $\xi$  представляет собой подынтегральное выражение (взято в квадратные скобки), в котором коэффициенты *Y* и *W* определяются значениями констант (4), (12) и (14):

$$Y = Ns b^{3}/3; W = 2 \eta s^{2} Q + Z.$$
 (16)

Решение вариационной задачи для функционала (15) с подвижной границей сводится к интегрированию уравнения Эйлера [5]:

$$\frac{\partial \xi}{\partial \theta} - \frac{d}{du} \left[ \frac{\partial \xi}{\partial \theta} \right] = 0,$$

из которого получаем:

$$\theta(u) = \left(\frac{W}{4Y} \cdot u + C_1\right) \cdot u + C_2, \qquad (17)$$

где  $C_1$ ,  $C_2$  – константы, определяемые из граничных условий:

$$\Theta(u)|_{u=0}=0; \quad \frac{d\Theta}{du}\Big|_{u=0}=0.$$

В окончательном виде решение (17) приобретает вид:

$$\theta(u) = W u^2 / (4Y). \tag{18}$$

Для определения протяженности ЗПП необходимо использовать дополнительное условие для текущего технологического перехода  $\theta(u)|_{u=L} = \theta_k$ , после чего из (18) следует:

$$L = \sqrt{\frac{4 \cdot Y \cdot \theta_k}{W}}.$$
 (19)

Если дно профиля считать абсолютно жёстким – C = 0 (Z = 0), а материал неупрочняемым –  $\lambda = 0$ , то из (19) получаем зависимость:

$$L = \sqrt{\frac{4 \cdot b^3 \Theta_k}{\sqrt{3} \cdot s \cdot r}},$$

которая при отсутствии упрочнения должна совпадать с известными моделями Гунна – Полухина и Бхаттачария – Коллинза [3, 4], откуда определяется значение калибровочного коэффициента, определяющего жёсткость угловой зоны  $\eta = \sqrt{3}/2 r$ .

Из формулы (19) после несложных преобразований искомую длину ЗПП *k*-го перехода можно окончательно получить в виде зависимости:

$$L_{k} = \left[ \frac{4 \cdot b^{3} \cdot \theta_{k} \cdot \left(\frac{2\sigma_{\tau 0}}{\sqrt{3}} + \frac{4}{3} \cdot \lambda\right)}{3\sqrt{3} \times \left(\frac{\overline{r}\sigma_{\tau 0}}{3} + \frac{2 + 3\overline{r}}{10}\lambda\right) \frac{s}{\overline{r}} + \frac{3\overline{C}s\varepsilon_{\mathrm{rp}}}{2\theta_{k}} \left(\sigma_{\tau 0} + \lambda\varepsilon_{\mathrm{rp}}\right)^{\frac{1}{2}}, (20)$$

где *r*, *C* – относительный радиус и относительная ширина дна профиля соответственно. **Обсуждение результатов** 

Анализ формулы (20) с использованием пакета *MathCAD*-2000*Pro* указывает на слабую зависимость длины ЗПП от относительного радиуса изгиба r (при его изменении от 3 до 1 длина ЗПП уменьшается на 8 %) и модуля упрочнения  $\lambda$  (при его изменении от 100 до 400 МПа длина ЗПП уменьшается на 6 %). В обоих случаях повышается жёсткость угловой зоны, что препятствует изгибу полки. Отметим, что в предшествующих моделях влияние радиуса изгиба на длину ЗПП не учитывалось.

На рис. З показана зависимость длины ЗПП от ширины подгибаемой полки и угла подгибки, на рис. 4 – зависимость ЗПП от толщины заготовки и угла подгибки для значений параметров технологически допустимого диапазона (индексация переходов условно опущена). Неуказанные параметры для расчётов приняты по их средним значениям:  $\theta = 15^\circ$ ;  $\sigma_{r0} = 200$  МПа;  $\lambda = 200$  МПа; s = 1 мм; b = 50мм; C = 50 мм; r = 2 мм;  $\varepsilon_{np} = 0,002$ . Анализ рис. 3 и 4 показывает, что протяжённость ЗПП существенно зависит от углов подгибки, ширины подгибаемой полки и толщины заготовки, а другие факторы оказывают существенно меньшее влияние.



Рис. 3. Зависимости длины ЗПП от ширины полки и угла подгибки

Длина ЗПП – важный параметр, позволяющий устанавливать границы предельного деформирования, преемственность технологии и рассчитывать межклетьевое расстояние для вновь проектируемых профилировочных станков.

#### Технологические приложения

Формообразование профилей с краевыми элементами жёсткости (КЭЖ). Разработанную модель (20) можно применять для профиля



от толщины заготовки и угла подгибки

с КЭЖ после его приведения к профилю коробчатого вида с гладкими полками приведённой толщины (рис. 5). Приведённую толщину определяют по формуле [7]:

$$s_{\rm np} = 3J_p/b^3,$$
 (21)

где  $J_p$  – полярный момент инерции подгибаемой полки, несущей КЭЖ.

Дальнейшие процедуры по выявлению предельных возможностей формообразования выполняют аналогично процедурам для швеллерного профиля с гладкими полками [10].

Переформовка заготовки. При завышенных углах подгибки широкополочных профилей длина ЗПП может превышать величину межклетьевого расстояния профилировочного станка. Это приводит к переформовке заготовки, а следовательно, к необоснованным энергетическим затратам, снижению пластических свойств заготовки, затрудняющему её последующую обработку, ухудшению поверхности профиля, риску возникновения дефектов профиля в виде излома полки или кромко-



**Рис. 5.** Сведение профиля с различными видами краевых элементов жёсткости к профилю коробчатой формы с приведённой толщиной полки

вой волнистости [7]. При разработке технологии для каждого перехода следует проверять углы подгибки на соответствие критерию:

 $\theta_k \leq \operatorname{root}(L(\theta) - L_M, \theta),$  (22) где  $L(\theta) - \phi$ ункция, определяемая формулой (20);

*L<sub>M</sub>* – межклетьевое расстояние профилировочного станка;

 $root(L(\theta)-L_{M}, \theta)$  – предельные углы подгибки.

Правая часть формулы (22) представлена в виде, удобном для определения предельного угла  $\theta_{np}$  (рис. 6) в среде *MathCAD*-2000*Pro* для автоматизации расчётов, хотя она может быть получена в явном виде из формулы (20) при  $L_k$ =  $L_M$ . Превышение предельных углов подгибки хотя бы в одном из переходов неизбежно вызывает необходимость пересмотра схемы формообразования профиля и корректировки углов подгибки.



Рис. 6. Определение предельного угла подгибки

На выбор углов подгибки также влияет ширина дна профиля, которая имеет значение при решении вопроса о преемственности технологии.

Преемственность технологии. В работе [7] показано, что ширина дна профиля влияет на режим формовки, в частности, на длину ЗПП и продольные деформации подгибаемых полок. Для профилей с широким дном условия его формовки становятся «мягче» по сравнению с профилем с узким дном при прочих равных условиях, что позволяет уменьшать число переходов. Это весьма важно для преемственности технологии.

Например, отработана и внедрена технология производства за шесть переходов типового профиля с КЭЖ, у которого ширина дна составляет 50 мм. Возникает вопрос о применимости данной технологии для формовки профиля с теми же параметрами, кроме ширины дна (что весьма часто встречается на практике).

Модель (20), в которой длина ЗПП представлена в зависимости от относительной ширины дна (рис. 7), даёт ответ на этот вопрос.



Рис. 7. Выявление преемственности технологии производства профилей с различной шириной дна на основе модели протяжённости ЗПП

Средний угол подгибки за переход для типового профиля с шириной дна 50 мм и суммарным углом подгибки 90° составляет 15°, которому соответствует длина ЗПП 258 мм. Для сохранения в межклетьевом пространстве той же конфигурации подгибаемой полки профиля с шириной дна 150 мм угол подгибки за переход должен составлять 17,3°, а число переходов (как показывает расчёт с использованием модели числа переходов [7]) - 5,2 (фактически – 5 переходов). Если же ширина дна изготавливаемого профиля 0 мм (жёсткое дно), то средний угол подгибки должен составлять 13,5°, что потребует 6,7 перехода (фактически – 7 переходов). На рис. 7 процедура определения указанных средних углов подгибки за переход показана стрелками. При данной методологии проектирования технологии уже не нужно осуществлять расчёты на устойчивость деформирования, производить оценку риска переформовки заготовки, а также выполнять полный цикл экспериментальной отработки, что сокращает на 9-15% затраты на освоение технологии [8, 10].

При формовке профилей с КЭЖ не-





Рис. 8. Профили с КЭЖ, полученные на предприятиях-разработчиках г. Ульяновска

сущая полка обладает за счёт «надстройки» большей жёсткостью, чем гладкая, поэтому необходимо учитывать жёсткость элементов на основе метода «локальных жёсткостей» [7] с использованием формулы (21). Суммарную длину ЗПП следует определять суммированием длин ЗПП несущей полки и периферийного элемента. Это особенно важно при изготовлении многоэлементных гнутых профилей, изготавливаемых по полузакрытым схемам [8]. Некоторые из профилей с краевыми элементами жёсткости, показанные на рис. 8, изготовлены с использованием принципа преемственности технологии.

Расчёт межклетьевого расстояния номенклатурно-ориентированного профилировочного станка. Ту же модель (20) можно использовать при определении требуемого числа клетей номенклатурно-ориентированного профилировочного станка [9]. Первоначально для каждого из профилей, подлежащих изготовлению на данном станке, подсчитывают требуемое число переходов с использованием модели числа переходов [10] и для профилей с наибольшим и наименьшим числом переходов определяют средний угол подгибки за переход. Затем с полученными углами подгибки выполняют расчёт длины ЗПП по формуле (20). Наибольшее из этих двух расчётных значений объявляется искомым межклетьевым

расстоянием.

#### Вывод

Применение разработанной модели длины зоны плавного перехода позволяет решать вопросы предельного деформирования, преемственности технологии и расчёта межклетьевого расстояния профилировочных станков.

#### Список литературы

**1.** Филимонов С. В., Лапшин В. И., Филимонов А. В., Филимонов В. И. Современные технологии производства гнутых профилей в роликах // Производство проката. 2008. № 12. С. 16–23. **2.** Roll Forming Handbook / ed. by G. T. Halmos. Boca Raton: CRC Press, 2006. 583 p.

**3.** *Гун Г. Я.* Теоретические основы обработки металлов давлением. М.: Металлургия, 1980. 456 с.

**4.** Bhattacharyya D., Smith P. D., Collins L. F. The prediction of deformation length in cold rollforming // Journal of Mechanical Working Technology. 1984. V. 9, No 2. P. 181–191.

**5.** *Васидзу К.* Вариационные методы в теории упругости и пластичности / пер. с англ. М.: Мир, 1987. 542 с.

**6.** Зубченко А. С., Колосков М. М., Каширский Ю. В. и др. Марочник сталей и сплавов / под общей ред. А. С. Зубченко. М.: Машиностроение, 2003. 784 с.

7. Филимонов А. В., Филимонов С. В. Изготовление полузакрытых гнутых профилей в роликах методом интенсивного деформирования / под ред. В. И. Филимонова. Ульяновск: Изд-во УлГТУ, 2010. 206 с.

8. Филимонов А. В., Филимонов В. И. Технологическое переоснащение производства закрытого профиля с заданной кривизной // Вестник Концерна ПВО «Алмаз – Антей». 2014. № 1. С. 67–74. **9.** *Филимонов В. И.* Классификация и тенденции развития профилировочного оборудования // Производство проката. 2008. № 4. С. 37–43.

**10.** Филимонов С. В., Филимонов В. И. Интенсивное формообразование гнутых профилей. Ульяновск: Изд-во УлГТУ, 2008. 444 с. **Поступила 26.02.15** 

**Лапин Вячеслав Викторович** – генеральный директор ОАО «Ульяновский механический завод», г. Ульяновск. Область научных интересов: исследование и разработка технологий производства гнутых профилей с краевыми элементами жёсткости.

**Филимонов Сергей Вячеславович** – кандидат технических наук, генеральный директор ООО «Спецтехнология», г. Ульяновск.

Область научных интересов: разработка и внедрение оборудования и технологий производства на профилировочных станках многоэлементных гнутых профилей проката.

**Филимонов Вячеслав Иванович** – доктор технических наук, профессор, начальник бюро ОАО «Ульяновский механический завод», г. Ульяновск.

Область научных интересов: моделирование процессов профилирования, разработка технологий и оборудования для производства гнутых профилей проката, механика деформированного твёрдого тела.





# УДК 533.6.011+629.7.015.3

© Д. Р. Исмагилов, Р. В. Сидельников, 2015

# Особенности численного моделирования гиперзвукового обтекания простых тел

Проведён анализ возможности использования численных схем аппроксимации потоков *Roe FDS* и *AUSM*+ для решения задач гиперзвуковой аэродинамики и исследования течений в возмущённой области перед обтекаемым затупленным телом для определения закономерностей тепловых и газодинамических процессов и установления характеристик, связанных с разработкой необходимой тепловой защиты летательных аппаратов. На основании сравнения полученных данных с экспериментальными результатами выявлено, что метод расщепления потока *AUSM*+ способен решать задачи гиперзвукового обтекания тел с приемлемой точностью.

Ключевые слова: спускаемый аппарат, аэродинамика, гиперзвуковая скорость, численное моделирование.

Бурное развитие во второй половине XX в. авиационной и ракетно-космической техники вызвало повышенный интерес к проблемам гиперзвукового обтекания тел. Для изучения процессов теплообмена при проектировании летательных аппаратов, получения стационарных аэродинамических характеристик в числе традиционных теоретических и экспериментальных исследований широко применяется численное моделирование. Зачастую недостижимые в лабораторных условиях возможность воспроизведения натурных условий и сравнительная дешевизна стимулировали быстрое создание эффективных численных алгоритмов получения данных о структуре течений около обтекаемых поверхностей.

Задача определения тепловых нагрузок на тела при входе их в плотные слои атмосферы с большими скоростями характеризуется широким диапазоном изменения определяющих параметров по траектории движения; в частности, числа Рейнольдса набегающего потока изменяются от десяти до сотен миллионов, температура торможения достигает десятков тысяч градусов, а давление торможения - сотен атмосфер. При этом высокие температуры инициируют протекание в ударном слое около обтекаемого тела сложных физико-химических процессов, т. к. внутренние степени свободы молекул возбуждаются и сохранение исходного состояния газа уже невозможно: молекулы кислорода и азота начинают диссоциировать на атомы. С дальнейшим ростом температуры начинается процесс ионизации с образованием свободных электронов. Образовавшиеся атомы, ионы и электроны диффундируют в более холодную область – к поверхности тела. Там

происходит обратная реакция – рекомбинация, идущая с выделением тепла, что даёт дополнительный вклад в нагрев вблизи поверхности тела. При этом изменяются физические свойства и состав воздуха, существенно влияющие на величины вязкости, теплопроводности и характеристики сжимаемости. Кроме того, изза высоких температур значительно меняется удельная теплоёмкость компонентов воздуха. Стоит отметить, что диссоциация и ионизация могут поглощать до 75 % энергии потока, что делает неприменимыми многие результаты газовой динамики совершенного газа [1, 2].

Результаты расчётов конвективного теплообмена в спускаемых аппаратах, входящих в атмосферу Земли с первой космической скоростью, в значительной степени зависят от выбора газодинамической и физико-химической модели высокотемпературного воздуха. Тепловой поток лучистого теплообмена принимает большие значения на малых высотах [3]. В сложной задаче одновременного учёта конвективного и лучистого составляющих теплообмена конечный результат зависит от правильного выбора математических моделей гиперзвукового обтекания тела и определения границ их использования. Предварительные исследования показали, что применимость этих моделей по высотам и скоростям зависит от размеров космического спускаемого аппарата (КСА) и его траекторных параметров.

Цель работы состояла в определении возможностей и границ применимости численных схем аппроксимации потоков *Roe FDS* и *AUSM*+, используемых для решения задач гиперзвуковой аэродинамики и исследований с их помощью течений в возмущённой об-



Рис. 1. Расчётная схема и фрагмент сеточной модели для задачи гиперзвукового обтекания цилиндра: *R* – радиус цилиндра; θ – угловая координата цилиндра; *H* – расстояние от поверхности тела до границы расчетной области; V<sub>∞</sub>, T<sub>∞</sub>, p<sub>∞</sub> – скорость, температура и давление невозмущенного потока соответственно

ласти перед обтекаемым затупленным телом для установления закономерностей тепловых и газодинамических характеристик, связанных с разработкой необходимой тепловой защиты КСА.

При решении задачи гиперзвукового обтекания лучистый теплообмен не учитывался. Для определения конвективного теплового потока на поверхности КСА был применён конечнообъёмный метод решения полных уравнений Навье – Стокса со структурированными сетками. В качестве рассматриваемых тел использовались тела цилиндрической формы.

Для создания геометрической и сеточной модели потока около цилиндра (рис. 1) использована свободно-распространяемая программа *Gmsh* [4].

В представленной сеточной модели размеры ячеек распределены следующим образом. Вдоль стенки, принадлежащей цилиндру, размеры ячеек распределены равномерно. Закон распределения размера ячеек перпендикулярно стенке (рис. 2) имеет следующее аналитическое выражение:

 $h(l)=m+C_2 \tanh(C_1 l/b)+C_3 l/L,$ где  $C_1=0,5 \ln[(1+0,9)/(1-0,9)]$  $C_2=M/(K-m);$ 

 $C_3 = M - m - C_2 \tanh(C_1 l/b);$ 

*m* – минимальный размер элемента;

М – максимальный размер элемента;

b – длина отрезка «крутого спуска» (на рис. 2 – участок кривой при l от 0 до 1 м);

*К* – отношение максимального размера элемента к размеру элемента в начале «крутого спуска»;

L – максимальное значение l.

Для оценки влияния параметров сеточной модели на точность расчёта варьировался только параметр *m*, т. е. высота 1-й пристеночной ячейки.

Основная проблема, возникающая при численном решении газодинамических уравне-







ний – это устойчивость разностной схемы. Для того чтобы схема была устойчивой, она должна содержать разности, ориентированные против потока [5], т. е. на этапе построения схемы необходимо определить, в каком направлении каждая группа волн распространяется по расчётной сетке и как взаимодействуют расчётные ячейки. Как правило, используют две модели такого взаимодействия [6].

В первой модели ячейки взаимодействуют посредством дискретных волн, определяемых с помощью точного или приближённого решения задачи о распаде произвольного разрыва, заданного на границе между ячейками (задачи Римана). Дискретизация в этой модели реализуется на основе схем Годунова [7], Ошера [8], Роу [9].

Во второй модели взаимодействие между ячейками осуществляется через группы частиц, перемещающихся между ячейками и имеющих заданное распределение скоростей. Для разделения групп частиц на движущиеся «вперёд» и «назад» применяют методы расщепления потока. К разностным схемам расщепления относятся схемы Ван Лира [10], Лио и Стефана [11]. Группа схем Лио и Стефана получила название AUSM (Advection Upstream Splitting Method).

На данный момент разработано множество модификаций схем *AUSM*. Первоначально метод Лио и Стефана использовался для расчёта типичных аэродинамических задач, затем, с целью повышения точности, был усовершенствован, а позже обобщён на все скоростные режимы и многофазные течения. Также были предложены модификации этих обобщений.

В данной работе рассматривались два метода расщепления потоков – *Roe Flux-Difference Splitting Scheme (Roe FDS)* и *AUSM*+. В результате анализа существующих методов [12], в том числе и перечисленных, выяснилось, что метод *Roe FDS* относится к схеме, склонной к неустойчивости – излому отошедшей ударной волны характерного для эффекта «карбункула» (*carbuncle phenomenon*), в то время как *AUSM*+ является более устойчивой к этому явлению схемой (рис. 3). Характерный пример эффекта «карбункула», в качестве «шипа» на ударной волне, изображен на рис. За.



**Рис. 3.** Поле изохром числа Маха при гиперзвуковом обтекании цилиндра: a) метод *Roe FDS*; б) метод *AUSM*+

В настоящее время существуют две точки зрения относительно эффекта «карбункула» [13].

Первая из них заключается в следующем: проявление этого эффекта только в определённом диапазоне изменения значений определяющих параметров, главными из которых являются высота H и скорость V полета (чи́сла Маха  $M_{\infty}$  и Рейнольдса  $Re_D$ ), прямо указывают на физичность его природы. Ещё более эта позиция аргументируется фактом одновременного развития других особенностей аэродинамики гиперзвукового обтекания – в частности, изменением характеристик пограничного слоя и головной ударной волны, а также образованием сомкнутого вязкого ударного слоя. При этом не отрицается влияние вычислительного алгоритма на получаемое численное решение.

Вторая точка зрения на этот эффект противоположна первой и заключается в отрицании (практически безоговорочном) физики природы «карбункула», сводя его появление к свойствам вычислительного алгоритма. Главным аргументом этой точки зрения является то обстоятельство, что эффект «карбункула» для одной и той же задачи, с полностью идентичным набором определяющих параметров, одними вычислительными алгоритмами обнаруживается, а другими не обнаруживается. В качестве основного метода расщепления потоков было решено использовать метод *AUSM*+.

Тестирование метода AUSM+ проводилось на примере распределения коэффициента давления  $C_p$  и удельного теплового потока  $q_1$  по поверхности цилиндра с результатами экспериментов [14] и эмпирических соотношений [3] при следующих параметрах гиперзвукового обтекания: радиус цилиндра R = 0,0381 м;  $U_{\infty} = 2108,61$  м/с ( $M_{\infty} = 15,622$ );  $T_{\infty} = 45,17$  K;  $p_{\infty} = 23,622$  Па; температура стенки  $T_w = 300,33$  K; число Рейнольдса  $Re_D = 2,045 \cdot 10^5$ . Стоит отметить, что приведённые условия эксперимента позволяют определить точность численных схем аппроксимации без учёта турбулентности и физико-химических реакций.

Для дальнейших исследований использовались следующие параметры сеточной модели: *H*=0,8*D*; *M*=0,02*D*; *b*=0,05*D*; *K*=30; *m*=10<sup>-3</sup>*D*; 10<sup>-4</sup>*D*; 10<sup>-5</sup>*D*.

Расположение и форма ударной волны при поперечном гиперзвуковом обтекании цилиндра, полученные в результате численного моделирования, практически не отличаются от данных по эмпирическим зависимостям (рис. 4), приведённым в [15]: погрешность расположения ударной волны в области точки торможения минимальна (менее 0,5%). Этот результат позволяет говорить о том, что численная схема AUSM+ позволяет с достаточной точностью предсказывать расположение и форму ударной волны при гиперзвуковых режимах течения.

Стоит отметить, что изменение высоты 1-й пристеночной ячейки не влияет на распределение коэффициента давления  $C_p$  по поверхности, а изменение величины  $q_l$  в окрестности точки торможения составляет порядка 5% (рис. 5), поэтому в целях экономии вычислительных ресурсов достаточно использовать параметр  $m=10^{-3}D$ .

Полученные кривые распределения коэффициента давления  $C_p$  и удельного теплового потока  $q_l$  по поверхности цилиндра (рис. 6, 7) большей своей частью подобны экспериментальным (погрешность 5–10%) и эмпирическим (погрешность 3%) зависимостям. Расхождение полученных данных между фи-



Рис. 4. Сравнение формы и положения ударной волны при поперечном гиперзвуковом обтекании цилиндра по эмпирическим зависимостям (сверху) и *CFD*расчёта с использованием численной схемы *AUSM*+ (поле изохром скоростей, м/с – снизу)

зическим и численным экспериментом объясняется тем, что численный эксперимент не учитывал такие факторы, как степень турбулентности потока в трубе, неравномерность поля воздушного потока, влияние размеров рабочей части аэродинамической трубы, возмущения, вносимые датчиками, и т. д.

# Вывод

После проведения численного моделирования и решения задачи теплообмена между газом и обтекаемым телом на примере гиперзвукового





Рис. 5. Распределение удельного теплового потока q<sub>1</sub> по поверхности цилиндра при различных параметрах *m* 



Рис. 7. Распределение удельного теплового потока  $q_i$  по поверхности цилиндра

обтекания цилиндра выяснилось, что рассмотренный метод расщепления потоков *AUSM*+ способен решать задачи определения тепловых и газодинамических характеристик с приемлемой точностью с определёнными, в рамках экономии вычислительных ресурсов, параметрами сеточной модели.

# Список литературы

**1.** *Лунёв В. В.* Гиперзвуковая аэродинамика. М.: Машиностроение, 1975. 328 с.

**2.** Авдуевский В. С., Галицейский Б. М., Глебов Г. А. и др. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике. М.: Машиностроение, 1992. 528 с.

**3.** Краснов Н. Ф., Захарченко В. Ф., Кошевой В. Н. Основы аэродинамического расчёта. Трение и теплопередача. Управление обтеканием летательных аппаратов. М.: Высш. школа, 1984. 264 с.

**4.** *Geuzaine C., Remache J.-F.* Gmsh: a threedimensional finite element mesh generator with built-in pre- and post-processing facilities // geuz. org. URL http://geuz.org/gmsh/ (дата обращения 01.11.2014).

**5.** *Tannehill J. C., Anderson D. A.*, *Pletcher R. H.* Computational fluid mechanics and heat transfer. London: Taylor & Frances, 1997. 816 p.

**6.** *Котов Д. В., Суржиков С. Т.* Расчёт течений вязкого и невязкого газа на неструктурированных сетках с использованием схемы AUSM // Вычислительная механика сплошных сред. 2011. Т. 4, № 1. С. 36–54.

**7.** Годунов С. К., Забродин А. В., Иванов М. Я. и др. Численное решение многомерных задач газовой динамики. М.: Наука, 1976. 400 с.

**8.** Osher S. Riemann solvers, the entropy condition, and difference approximation // Siam Journal Numerical Analysis. 1984. Vol. 21, № 2. P. 217–235.

**9.** *Roe P*. *L*. Approximate Riemann solvers, parameter vectors, and difference schemes // Journal Computational Physics. 1981. Vol. 43. P. 357–372.

**10.** *Van Leer B.* Flux-vector splitting for the Euler equations // 8th International Conference on Numerical Methods in Fluid Dynamics. Lecture Notes in Physics. Berlin: Springer, 1982. Vol. 170. P. 507–512.

**11.** *Liou M.-S.*, *Steffen C.* A new flux splitting scheme // Journal of Computation Physics. 1993. Vol. 107. P. 23–39.

**12.** *Kitamura K., Eiji S.* Towards shock-stable and accurate hypersonic heating computations: A new pressure flux for AUSM-family schemes // Journal of Computation Physics. 2013. Vol. 245. P. 62–83. **13.** *Тарнавский Г. А., Алиев А. В.* Особенности аэродинамики высокоскоростного полета: компьютерное моделирование гиперзвукового обтекания головной части объекта // Вычислительные методы и программирование. 2008. Т. 9. С. 371–394.

**14.** Joon H. L., Oh H. R. Accuracy of AUSM+ scheme in hypersonic blunt body flow calculations // American Institute of Aeronautics and Austronautics Journal. 1998. No 1538. P. 204–211. **15.** Billig F. S. Shock-wave shapes around spherical-and cylindrical-nosed bodies // Journal of Spacecraft and Rockets. 1967. Vol. 4, No 6. P. 822–823.

Поступила 11.11.14

**Исмагилов Денис Рашидович** – аспирант, инженер ФГБОУ ВПО «Южно-Уральский государственный университет» (НИУ), г. Челябинск.

Область научных интересов: численное моделирование сверх- и гиперзвуковых течений летательных аппаратов.

Сидельников Рудольф Васильевич – кандидат технических наук, доцент ФГБОУ ВПО «Южно-Уральский государственный университет» (НИУ), г. Челябинск.

Область научных интересов: динамика механических систем, аэрогазодинамика летательных аппаратов.



## УДК 629.762+531.6.011.5+519.8

© Р. А. Пешков, Р. В. Сидельников, 2015

# Анализ влияния конструктивных и газодинамических параметров ракет на ударно-волновые процессы в шахтной пусковой установке

Проведён анализ возможностей программного комплекса ANSYS FLUENT и верификация алгоритма исследований, используемого для решения задач раскрытия контейнерного подракетного пространства при влиянии на величину нагружения пускового контейнера и ракеты различных факторов: скорости выхода ракеты из контейнера, различных подходов к решению задач с подвижными границами, длины контейнера.

Ключевые слова: пусковой контейнер, численное моделирование, шахтная пусковая установка.

Период раскрытия контейнерного подракетного пространства начинается с момента, когда днище ракеты достигает верхнего среза пускового контейнера (ПК). В это время газы, находящиеся под давлением, истекают в окружающее пространство, воздействуя на элементы конструкции ПК и ракеты. При этом скорость истечения газа превышает скорость ракеты.

Большинство известных методик по исследованию газодинамических параметров в ПК и окрестности ракеты [1, 2] применялись для исследования газодинамических процессов в период движения ракеты в контейнере и не затрагивают период раскрытия контейнерного подракетного пространства, который имеет свои особенности, связанные прежде всего с характером ударно-волновых процессов. Существуют также методики расчёта, которые основаны на получении среднеобъёмных характеристик [3], позволяющие проводить анализ нагружения только внутри контейнера и на днище ракеты-носителя. Представленный в статье алгоритм позволяет получать газодинамические параметры во всей расчётной области с учётом вязкости газа и даёт возможность не только качественно, но и количественно без привлечения эксперимента анализировать влияние изменений в конструкции пусковой установки на величину нагрузок, действующих на контейнер и ракету-носитель.

С целью оценки возможностей численного моделирования на базе программного комплекса *ANSYS FLUENT*, его отработки и верификации используемой методики при исследовании газодинамических явлений, происходящих при старте ракеты, было проведено численное моделирование процессов. Программный комплекс *ANSYS FLUENT* имеет в своём арсенале разнообразные методы динамического перестраивания сеток, необходимые для задания движения ракеты при раскрытии пускового контейнера. Отработка методики численного моделирования на базе *ANSYS FLUENT* проводилась путём сравнения расчётных результатов ударно-волновых нагрузок на ПК с результатами, полученными на натурной установке [3].

После анализа конструкций различных шахтных пусковых установок [4, 5] была принята для расчёта соответствующая схема (рис. 1).

В качестве основных параметров для расчетов выбраны: скорость выхода ракеты, избыточное давление и температуры в контейнере в момент выхода ракеты из ПК.

В процессе отработки расчётной модели исследований решались задачи определения влияния величины давления в ПК в момент



раскрытия, длины ПК и скорости выхода ракеты из ПК на характер и интенсивность нестационарных процессов в пусковой установке (ПУ).

В ходе решения задач использовались следующие допущения и упрощения:

в начальный момент нижний срез ракеты находится на уровне верхнего среза ПК; внутри ПК задаются равномерно распределенные давление и температура;

моделирование проводилось в осесимметричной постановке, которая позволяет существенно снизить количество расчётных элементов и время расчёта;

параметры газа от порохового аккумулятора давления (ПАД) принимались соответствующими параметрам воздуха: показатель адиабаты k = 1,4; универсальная газовая постоянная R=8,3144621 Дж/(моль•К). Плотность рассчитывалась на основании уравнения идеального газа:

$$D = \frac{p_{op}}{\frac{R}{M_w}T},$$

где р – плотность среды;

*M*<sub>w</sub> – молекулярная масса воздуха;

ĺ

*p*<sub>*op*</sub> – рабочее давление;

*T* – температура газа. Температура и давление окружающей среды в расчётной области вне контейнера принимались в соответствии с нормальными условиями;

стенки шахты и ПК принимались абсолютно гладкими, тонкими и не теплопроводными;

влияние трения на распространение ударной волны не учитывалось.

Алгоритм расчёта включал следующие этапы:

построение сеточной модели;

выбор модели перестроения сетки; задание физической модели газа;

выбор схемы дискретизации по пространству.

На основании имеющейся геометрии (см. рис. 2) расчётной области строилась конечно-элементная двумерная сетка, симметричная относительно оси ракеты (для снижения временных затрат и вычислительных ресурсов). Построение производилось инструментами сеточного генератора *ANSYS ICEM CFD*.

![](_page_53_Figure_19.jpeg)

Рис. 2. Места расположения границ подобласти с подвижной сеткой

Как уже отмечалось, решение поставленной задачи предполагает использование подвижных сеток. Однако следует отметить, что возможны различные подходы к решению задач с подвижными границами, а именно использование динамических (*dynamic*) и скользящих (*sliding*) сеток.

Модель динамической сетки в *ANSYS FLUENT* используется для моделирования течений, где поверхность области изменяется со временем из-за движения границ области. Одна и та же модель динамической сетки может быть принята как для однофазных, так и для многофазных течений. Общие уравнения

![](_page_54_Picture_1.jpeg)

переноса применяются для всех уравнений (турбулентности, энергии и др.).

Обновление сеточного объёма осуществляется программой на каждом временном шаге автоматически на основе нового положения границ. Интегральная форма уравнения сохранения для основного скаляра  $\phi$  на произвольном контрольном объёме V, чья граница движется, записывается в виде:

$$\frac{d}{dt} \int_{V} \rho \phi dV + \int_{\partial V} \rho \phi \left( \vec{\mathbf{u}} - \vec{\mathbf{u}}_{g} \right) d\vec{\mathbf{A}} = = \int_{\partial V} \Gamma \nabla \phi d\vec{\mathbf{A}} + \int_{V} S_{\phi} dV, \qquad (1)$$

где р – плотность среды;

**ü** – вектор скорости течения;

 $\vec{\mathbf{u}}_{g}$  – скорость движения сетки;

 $\vec{\mathbf{A}}$  – вектор к площади поверхности грани объема *V*;

Г – коэффициент диффузии;

 $S_{\phi}$  – источниковый член  $\phi$ .

Здесь  $\partial V$  используется для обозначения границы контрольного объёма V.

Используя обратную функцию производной первого порядка, производную по времени в уравнении (1) можно записать как:

$$\frac{d}{dt} \int_{V} \rho \phi dV = \frac{\left(\rho \phi V\right)^{n+1} - \left(\rho \phi V\right)^{n}}{\Delta t}, \qquad (2)$$

где *n* и *n*+1 – величины на текущем и следующем шаге по времени соответственно.

Объём V на (n+1) временном шаге находится по формуле:

$$V^{n+1} = V^n + \frac{dV}{dt}\Delta t, \qquad (3)$$

где dV/dt — производная по времени контрольного объёма. Для того чтобы удовлетворить закон сохранения в сетке, производная по времени контрольного объёма вычисляется из:

$$\frac{dV}{dt} = \int_{\partial V} \vec{\mathbf{u}}_g \cdot d\vec{\mathbf{A}} = \sum_j^{n_f} \vec{\mathbf{u}}_{g,j} \cdot \vec{\mathbf{A}}_j, \qquad (4)$$

где n<sub>f</sub> – число граней контрольного объёма;

 $\ddot{\mathbf{A}}_{j} - j$ -й вектор к площади поверхности грани.

Конечное произведение  $\vec{\mathbf{u}}_{g,j} \cdot \vec{\mathbf{A}}_{j}$  на каждой грани контрольного объёма вычисляется:

$$\vec{\mathbf{u}}_{g,j}\cdot\vec{\mathbf{A}}_j=\frac{\Delta V_j}{\Delta t},$$

где  $\Delta V_i$  – изменение контрольного объёма *j*-й

поверхности на каждом временном шаге.

В технике скользящих сеток используются две или более сеточные области. Каждая область ограничена хотя бы одной интерфейсной зоной (interface zone) напротив такой же области. Две соседние интерфейсные зоны связаны между собой и образуют сеточный интерфейс (mesh interface). Две области с ячейками движутся относительно друг друга вдоль этого сеточного интерфейса, при этом все неконформные интерфейсы обновляются программой автоматически, когда обновляется сама сетка на каждом временном шаге. Следует отметить, что сама сетка не перестраивается, а меняется лишь положение узлов относительно двух противолежащих сеточных областей, соединенных между собой посредством сеточного интерфейса.

Общая формулировка уравнения сохранения для динамических сеток (1) используется и для скользящих сеток. Так как движущаяся сетка при использовании скользящих сеток не перестраивается, то все ячейки сохраняют свою первоначальную форму и объём. Как результат, изменение объёма ячейки по времени равно нулю, и уравнение (3) упрощается:

$$V^{n+1}=V^n$$
,

тогда уравнение (2) преобразуется к виду:

$$\frac{d}{dt}\int_{V}\rho\phi dV = \frac{\left[\left(\rho\phi\right)^{n+1} - \left(\rho\phi\right)^{n}\right]V}{\Delta t}.$$

Кроме того, уравнение (4) также сводится к более простому:

$$\sum_{j}^{n_f} \vec{\mathbf{u}}_{g,j} \cdot \vec{\mathbf{A}}_j = \mathbf{0}.$$

Уравнение (1) в сочетании с принятыми упрощениями может описывать поток при использовании подвижных сеток, однако при этом движение всех границ должно быть определено. Следует отметить, что в связи с тем, что сетка движется, решения уравнения (1) для скользящей сетки будут по своей сути нестационарными, так же как и для всех динамических сеток [6].

После выбора метода перестроения сеток (в нашем случае *sliding*) задаются параметры границ подобласти с подвижной сеткой (рис. 2). Подвижными задаются граничное условие стенки для ракеты и массив ячеек сетки. Данного типа границы обозначаются как *Rigid Body.* При этом закон движения определяется с помощью специальной пользовательской функции *Motion UDF/Profile.* Данная функция записывается на языке *C++* и требует компиляции в бинарный файл. Границы, на которых происходит возникновение и уничтожение элементов, задаются типом *Stationary.* Это границы, перпендикулярные направлению движения. В нашем случае это граница выхода для сегмента сетки с ракетой (на ней ячейки удаляются) и границы стенки ПК и интерфейсов, связывающих подобласть сетки с ракетой с остальными подобластями расчётной области.

Задание физической модели процесса стандартно для всех задач, решаемых с помощью *ANSYS FLUENT*.

Выбираются модели физических процессов, которые необходимо учитывать. Так как в нашем случае течение газа турбулентное, то помимо основных уравнений (неразрывности, энергии, импульса, состояния) для расчёта газодинамических течений выбирается модель турбулентности. Для описания сверхзвуковых течений газа в расчётной области необходимо использовать высокорейнольдсовые модели турбулентности. В ходе расчёта были протестированы две модели турбулентности: k-е и SST. Различия результатов по определению давления снаружи и изнутри днища контейнера, полученные с помощью данных моделей турбулентности были минимальны, и дальнейшие расчёты проводились с использованием *k-е* модели турбулентности.

Для решения нестационарной задачи распространения ударных волн большое значение имеет выбор схемы дискретизации уравнений.

На основании тестовых расчётов была подобрана комбинация схем, позволяющая получить достаточно быстро устойчивое сходящееся решение. Был выбран Pressure-Velocity Coupling решатель и для него параметр Skewness Correction задан равным 0. Схема дискретизации по времени задавалась по умолчанию – First Order Implicit, схема дискретизации по градиенту – Least Squares Cell Based, схема дискретизации по давлению – Second Order, схема дискретизации по плотности – *Second Order Upwind*; все остальные схемы заданы по умолчанию для данного решателя.

Для обеспечения сходящегося решения шаг по времени задавался не меньше 0,0005 с.

Отладка алгоритма исследований, реализованного на базе программного комплекса *ANSYS FLUENT*, проводилась путём сравнения результатов численного моделирования с данными экспериментальных исследований.

Для начальной оценки динамики нагружения на ПУ были выбраны две точки (рис. 1) на днище контейнера – изнутри и снаружи, которые являются наиболее интересными с точки зрения нагруженности и позволяют в большей мере оценить точность моделирования газодинамических процессов в расчётной области.

Зависимости давления на днище изнутри и снаружи контейнера от времени (рис. 3) по мере выхода ракеты из ПК, полученные с помощью программного комплекса *ANSYS FLUENT*, имеют хорошее качественное совпадение с результатами, представленными в [3].

![](_page_55_Figure_11.jpeg)

Рис. 3. Изменение относительного давления на днище контейнера от относительного времени

Первое возмущение среды в ПУ вызывается пусковой ударной волной в момент выхода нижнего обтюратора ракеты из контейнера. Дойдя до дна ПУ, эта волна отражается и вызывает второй пик давления в точке снаружи пускового контейнера. При раскрытии ПК в результате истечения продуктов сгорания давление в нём падает и к моменту прихода прямой волны сжатия к дну ПУ составляет 20–30% от давления раскрытия. В результате двойного отражения прямой волны сжатия от дна ПУ и днища ПК давление в ней повышается в 4–5 раз и на днище ПК образуется наружный перепад давления, который приводит к значительной осевой силе, направленной вверх.

![](_page_56_Figure_1.jpeg)

![](_page_56_Figure_2.jpeg)

![](_page_56_Figure_3.jpeg)

С целью оценки влияния скорости выхода ракеты из ПК и длины контейнера на величину нагрузок на ПУ, а в частности – на время прихода ударных волн и значения максимальных давлений в них, были проведены соответствующие оценочные расчёты.

Также был проведен анализ влияния различных подходов к построению расчётной модели (различных методик моделирования подвижности объектов в *ANSYS FLUENT*), который показал, что в целом результаты не отличаются, однако при использовании динамических сеток наблюдаются меньшие осцилляции на графиках изменения давления на днище изнутри контейнера, и происходит увеличение величины давления ударной волны на 2%.

Изменение скорости выхода ракеты не повлияло на величину нагрузок на ПК, изменение давления ударной волны при различной скорости составило менее 5%, а время её прихода практически не изменилось.

Изменение длины на 1 м привело к увеличению давления в первом пике на 2%, во втором – на 3,5%, к увеличению времени прихода первой ударной волны на 10%, второй – на 4% (рис 4). Таким образом, можно сделать вывод, что длина контейнера оказывает значительное влияние на величину давления на ТПК.

Следует отметить, что все значения на графиках (рис. 3, 4) представлены в относительных величинах.

### Заключение

По результатам анализа и систематизации полученных данных установлено, что определяющую роль на уровень нестационарных давлений в ПУ играет давление раскрытия ПК: его увеличение ведет к общему повышению давления в ПУ во всех периодах нестационарной фазы.

В ходе исследований был проведен анализ влияния различных факторов (скорости выхода ракеты из ПК, различных подходов к решению задач с подвижными границами, длины контейнера) на величину нагружения ПК и сделаны выводы о том, что из перечисленных параметров только длина контейнера оказывает существенное влияние на величину давления на ПК.

В результате отработки и верификации используемой методики численного моделирования на базе *ANSYS FLUENT* при решении задач раскрытия подракетного пространства при выходе ракеты из контейнера можно сделать вывод, что, несмотря на значительные упрощения расчётных моделей, сделанные в ходе допущений, удалось получить неплохие результаты для инженерных оценок нагруженности в рамках экономичной модели.

Расчёты ударно-волновых нагрузок на ПУ по приведённому алгоритму исследования позволили выявить ряд особенностей в нагружении конструкции ПК. Так, например, величина давления раскрытия практически не влияет на скорость спада давления в контейнере, при этом в контейнере наблюдаются волны разрежения-сжатия, которые в сумме с отражённой ударной волной, воздействующей на днище снаружи ПК, дают суммарную силу значительной величины, действующую на контейнер в осевом направлении в сторону движения ракеты. При увеличении давления раскупорки эта осевая сила значительно увеличивается, что в случае пренебрежения данным фактором может привести к разрушению конструкции ПК и элементов ПУ.

трически изменяющейся расчётной области // Вестник ТГПУ. Сер.: Естественные и точные науки. 2006. Вып. 6. С. 98–100.

**2.** Барсуков В. Д. Анализ модельного варианта начального движения ракеты при запуске из затопленной шахты // Изв. вузов. Авиационная техника. 2005. № 4. С. 11–13.

**3.** Конюхов С. Н. Миномётный старт межконтинентальных баллистических ракет. Днепропетровск: НАН, НКА Украины, Институт технической механики, ГКБ «Южное», 1997. 211 с. **4.** Сергеев И. Д. Оружие России. Т. 4: Вооружение и военная техника Ракетных войск стратегического назначения. М.: Военный парад, 1997. 404 с.

**5.** *Колесников С. Г.* Стратегическое ракетноядерное оружие. М.: Арсенал-Пресс, 1996. 128 с.

**6.** ANSYS FLUENT Theory Guide. Lebanon: Fluent Inc, 2011. 816 p.

## Список литературы

1. Абанее Е. Р. Пример численного решения двумерной газодинамической задачи в геоме-

# Поступила 11.11.14

**Пешков Руслан Александрович** – преподаватель ФГБОУ ВПО «Южно-Уральский государственный университет» (НИУ), г. Челябинск.

Область научных интересов: численное моделирование сверх- и гиперзвуковых течений летательных аппаратов.

Сидельников Рудольф Васильевич – кандидат технических наук, доцент ФГБОУ ВПО «Южно-Уральский государственный университет» (НИУ), г. Челябинск.

Область научных интересов: динамика механических систем, аэрогазодинамика летательных аппаратов.

![](_page_58_Picture_1.jpeg)

#### УДК 533.694:629.7.025.3

© Л. В. Гуров, Г. Е. Думнов, А. В. Иванов, 2015

# Применение вычислительного комплекса *FloEFD* для расчёта аэродинамики летательных аппаратов с газоструйными органами управления

Проведено численное моделирование сверхзвукового обтекания моделей летательных аппаратов с газоструйным органом управления, осуществляющим вдув одиночной струи с боковой поверхности. Для решения данной задачи, включающей построение расчётной сетки и численное интегрирование уравнений газовой динамики, использовался вычислительный комплекс *FloEFD*. На основе сравнения результатов численного моделирования с известными экспериментальными данными по аэродинамическим характеристикам сформулированы требования к расчётной сетке для адекватного прогнозирования эффективности работы газоструйных органов управления.

Ключевые слова: уравнения Навье – Стокса, сверхзвуковое течение, отрыв потока.

Газодинамические методы управления высокоманевренными летательными аппаратами (ЛА), движущимися со сверхзвуковыми скоростями, являются наиболее перспективными. К таким методам, в частности, относится использование газоструйных органов управления, осуществляющих вдув газа с боковой поверхности ЛА. Сложная система скачков уплотнения и отрывных зон, возникающая в результате взаимодействия вдуваемой струи с натекающим на тело сверхзвуковым потоком [1], во многом определяет эффективность газоструйной системы управления. Не вызывает сомнений актуальность задачи прогнозирования эффективности работы газоструйных органов управления, удобным инструментом для решения которой является численное моделирование.

Важным этапом, предшествующим решению поставленной задачи с помощью численного моделирования, является апробация используемого вычислительного алгоритма, который включает в себя решение тестовых задач. Как правило, данные задачи связаны с моделированием обтекания пластины, конуса или другого тела простой геометрии, с поверхности которых осуществляется вдув поперечных струй. Интерес к подобным задачам обусловлен, прежде всего, наличием в печати экспериментальных данных по локальным и интегральным силовым нагрузкам, а именно: по распределениям давления в отрывных зонах, суммарной управляющей силе и крутящему моменту.

Известно, что характер взаимодействия вдуваемой струи с набегающим потоком зави-

сит от целого ряда параметров, среди которых отношение давлений вдуваемой струи и набегающего потока, чисел Маха и Рейнольдса набегающего потока, относительное расположение сопла вдува на поверхности. Для достаточно широкого диапазона значений данных параметров в [2] были проведены измерения давления в отрывных зонах при обтекании пластины. Аналогичные экспериментальные исследования были проведены в [3] для конуса и в [4] для модели снаряда вида «конус – цилиндр – усечённый конус». Влияние угла атаки на значения управляющей силы и крутящего момента при сверхзвуковом и гиперзвуком обтекании заостренного цилиндра исследовалось в [5]. Следует отметить, что эти и другие работы широко использовались в качестве базы не только для создания тестовых задач, но также в рамках разработки методических основ расчёта аэродинамики ЛА с газоструйным управлением. Так, согласно имеющимся методикам, для построения сеточной модели расчётной области предлагался «классический» подход, предполагающий сгущение сетки в пристеночной области для разрешения течения в пограничном слое. При этом, однако, сеткой оказывались существенно хуже разрешены скачки уплотнения в области взаимодействия струи и набегающего потока из-за чрезмерной «вытянутости» ячеек по высоте [4].

В настоящей работе представлена методика расчёта аэродинамики ЛА с газоструйным управлением, адаптированная под вычислительный комплекс *FloEFD*, который полностью интегрирован в трехмерные *CAD* системы твердотельного моделирования (*SolidWorks*,

*Creo*, *CATIA*, *NX*), что позволяет проводить расчёты непосредственно в среде проектирования. Численное моделирование сверхзвукового течения осуществлялось путём решения системы осредненных по Фавру трехмерных уравнений Навье – Стокса и уравнения переноса энергии, дополненной моделями термодинамических и теплофизических свойств термически идеального, калорически совершенного газа и k-є моделью турбулентности. Для более общего случая метод решения данной системы уравнений, основанный на использовании явной конечноразностной схемы, изложен в [6]. Особо следует выделить реализованный подход к описанию взаимодействия турбулентного потока со стенкой, основанный на использовании метода пристеночных функций в совокупности с оригинальной моделью, базирующейся на подсеточном разрешении пограничного слоя. Эта модель – система интегродифференциальных уравнений, решаемых вдоль пристеночных линий тока и позволяющих определить толщину пограничного слоя, напряжения трения и тепловые потоки на поверхности [7]. Сильное уплотнение сетки в пристеночной области как в «классическом» подходе при этом уже не требуется. Конечно-разностная дискретизация решаемых уравнений основывалась на технологии прямоугольных локально раздробленных адаптивных сеток, которая обеспечивает возможность автоматического построения сетки для областей со сложной геометрией [8].

Таким образом, разработка методики расчёта фактически была сведена к подбору оптимальной настройки сетки, позволяющей при умеренной густоте сетки в пристеночной области корректно спрогнозировать силовые нагрузки в отрывных зонах. Форма ячеек сетки задавалась близкой к кубической, что в плане построения аппроксимаций для решаемых уравнений является наиболее благоприятным. В качестве базы для создания тестовых задач на данном этапе использовалась экспериментальная работа [2], в которой рассматривался случай вдува струи с плоской поверхности.

Далее следовала апробация методики, разделённая на два последовательных этапа. Цель расчётов, проводимых на первом этапе, заключалась в проверке адекватности прогнозирования координат точки отрыва потока и локальных значений давления в отрывных зонах на примере рассмотрения обтекания поверхностей с конечным радиусом кривизны: конуса [3] и модели снаряда вида «конус – цилиндр – усечённый конус» [4]. Сравнение по интегральным параметрам, отражающим эффективность работы газоструйного органа управления ЛА, было проведено на втором этапе, где рассматривалось обтекание заострённого цилиндра, на поверхности которого располагались четыре крыла [5].

# Об определении оптимальных параметров расчётной сетки

Была рассмотрена серия тестовых задач на базе экспериментальной работы [2] по сверхзвуковому обтеканию воздухом горизонтальной пластины размером 18 × 17,5 дюйма с заострённой передней кромкой. В центральной части на расстоянии 7 дюймов от передней кромки располагалось звуковое сопло диаметром 0,1 дюйма, через которое подавалась струя азота. Эксперименты проводились в аэродинамической трубе при числе Маха 2,01. Параметры торможения набегающего потока составляли: *p*<sub>0 ∞</sub>=46000 Па; *T*<sub>0 ∞</sub>=298,15 К. Измерения давления в отрывных зонах проводились для широкого диапазона значений отношения давлений вдуваемой струи и набегающего потока ( $p_R = p_{0 \text{ iet}} / p_{0 \infty}$ ). Температура торможения вдуваемого азота составляла 295 К.

Для проведения численного моделирования были взяты данные трех экспериментов, соответствующих следующим значениям  $p_R$ : 0,9; 7,97; 38,4. Масштаб турбулентности в набегающем потоке задавался равным 0,0127 м, что составляет 2,5% от диаметра аэродинамической трубы, в которую помещалась пластина. Интенсивность турбулентных пульсаций принималась равной 2%.

Симметричная структура течения позволила при задании размеров расчётной области и построении сетки ограничиться рассмотрением половины пластины. Определение оптимальных размеров ячеек сетки подбиралось итерационным путём. Сначала был проведён расчёт на «грубой» сетке без локального дробления ячеек, размер одной ячейки составлял примерно один диаметр сопла. Затем следова-

![](_page_60_Figure_1.jpeg)

б

Рис. 1. Фрагмент расчётной сетки (а) и полученное на ней поле чисел Маха (б) в окрестности вдуваемой струи

ли уточняющие этапы, на которых при перестроении сетки с целью разрешения струйного течения и формируемых скачков уплотнения дополнительно задавалось локальное дробление ячеек в объёме заданной формы. По мере уточнения решения (увеличения уровня дробления ячеек) форма данного объёма корректировалась вручную.

На основе обобщения полученных результатов был сформулирован критерий чувствительности решения к размеру ячеек сетки, который оказалось удобным представить в безразмерном виде через число Рейнольдса, вычисленное по параметрам набегающего потока и характерному размеру ячейки. Так, было отмечено, что повышение уровня дробления ячеек имеет смысл до тех пор, пока значение указанного критерия не снизилось до  $Re_{\Lambda} \sim 5000$ . Фрагмент результирующей сетки, полученной при  $p_R = 38,4$ , показан на рис. 1а. Соответствующее поле чисел Маха, а также векторов скорости приведено на рис. 1б, из которого видно, что при данном уровне дробления хорошо разрешёнными сеткой оказываются не только характерные скачки уплотнения (скачок отрыва, головной скачок, бочкообразный скачок, диск Маха), но также и застойная область за отрывом потока с двумя противонаправленными вихрями, в одном из которых сосредоточена масса воздуха, в другом – вдуваемого азота.

Распределения давления на поверхности пластины в продольном и поперечном сечениях потока, проходящие через центр отверстия, представлены на рис. 2. Квадратами обозначены экспериментальные значения из [2]. Из приведённых графиков видно, что в рамках предложенной методики численного моделирования, хорошее количественное и качественное совпадения с экспериментальными данными по давлению как перед струей, так и в зоне разрежения за струей вполне достижимо. Правомерность использования введённого безразмерного критерия в рамках построения сетки и уточнения решения на ней при рассмотрении случаев обтекания криволинейных поверхностей исследована далее.

# Примеры расчетов

В экспериментальной работе [3] был рассмотрен пример вдува струи с конической поверхности, обтекаемой воздушным потоком с M = 2. Диаметр конуса в основании равнялся 40 мм, угол раствора – 20 град. Параметры торможения набегающего потока составляли:  $p_{0\,\infty} = 0,279$  МПа,  $T_{0\,\infty} = 275$  К. На расстоянии 36 мм от основания располагалось сверхзвуковое сопло (диаметр критического сечения

![](_page_61_Figure_5.jpeg)

![](_page_61_Figure_6.jpeg)

2,5 мм, степень расширения 2,7), через которое подавалась струя азота. Температура торможения струи составляла 298 К. Для численного моделирования был выбран режим, соответствующий давлению торможения струи 1,7 МПа. Масштаб турбулентности задавался равным 0,01 м, интенсивность турбулентных пульсаций принималась равной 0,2%.

По сравнению с ранее рассмотренным случаем обтекания пластины имеющиеся экспериментальные данные по значениям давления на рассматриваемой конической поверхности представлены с меньшей степенью детализации. На качественном уровне для оценки достоверности результатов численного моделирования использовалась представленная в [9] картина поверхностных линий тока, полученная с помощью масляного покрытия.

![](_page_62_Picture_1.jpeg)

Построив аналогичную картину линий тока средствами визуализации *FloEFD* и сопоставив её с экспериментальной (рис. 3), нетрудно видеть, что в рамках предложенной методики форма отрывной зоны на криволинейной поверхности определена достаточно точно.

![](_page_62_Picture_3.jpeg)

**Рис. 3.** Поверхностные линии тока на конусе (верхняя часть – расчёт; нижняя – эксперимент)

Для оценки адекватности прогнозирования локальных значений давления в отрывной зоне в случае вдува струи с криволинейной поверхности использовались экспериментальные данные из работы [4], где в качестве исследуемого объекта рассматривалась модель снаряда. Основные размеры данного снаряда приведены на рис. 4. Обтекание снаряда осуществлялось

![](_page_62_Figure_6.jpeg)

Рис. 4. Геометрические характеристики снаряда

под нулевым углом атаки с M = 3. Для набегающего потока воздуха параметры торможения составляли:  $p_{0\infty} = 0,716$  МПа,  $T_{0\infty} = 288,5$  К. На цилиндрической поверхности снаряда располагалось звуковое сопло, через которое подавался холодный воздух ( $T_{0jet} = 223$  К). Давление торможения в струе  $p_{0jet}$  составляло 1,3642 МПа. Масштаб турбулентности в расчётах задавался равным 0,002 м, интенсивность турбулентных пульсаций составляла 0,5%.

На рис. 5 приведены распределения дав-

![](_page_62_Figure_10.jpeg)

**Рис. 5.** Распределение коэффициента давления *C<sub>p</sub>* на цилиндрической поверхности в продольном (а) и поперечном (б) сечениях потока

ления цилиндрической поверхности в продольном и поперечном сечениях потока, проходящие через центр отверстия. Видно, что на всём рассмотренном участке достаточно точно спрогнозированы не только пиковые значения давления в отрывных зонах, но также качественное поведение давления в заданных направлениях. Хорошее количественное и качественное совпадение результатов численного моделирования с экспериментальными данными, полученное на данном этапе, позволяет с высокой степенью доверия относиться к результатам прогнозирования интегральных силовых характеристик, определяющих эффективность работы газоструйного органа управления в случае рассмотрения моделей ЛА более сложной геометрии.

Серия экспериментов по исследованию влияния угла атаки на эффективность работы струйного органа управления при сверхзвуковом (M=2) обтекании ЛА была проведена в [5]. По форме ЛА представлял собой заострённый цилиндр с четырьмя крыльями (рис. 6). Длина цилиндрической части составляла 190 мм,

![](_page_63_Picture_3.jpeg)

Рис. 6. Общий вид рассматриваемого ЛА

полуразмах крыльев – 25 мм. В эксперименте рассматривалось несколько геометрических конфигураций, отличающихся размером и относительным расположением крыльев. Для численного моделирования был выбран вариант, соответствующий «конфигурации 1» и расположенный под углами атаки -12; 0 и 18 град. Параметры торможения набегающего потока:  $p_{0 \infty} = 0,195$  МПа,  $T_{0 \infty} = 306$  К. На цилиндрической части располагалось звуковое сопло диаметром 5 мм, через которое осуществлялся вдув струи азота с параметрами торможения:  $p_{0 iet} = 3,558$  МПа,  $T_{0 jet} = 258$  К. Эффективность работы струйного органа управления определялась по параметрам коэффициент усиления K и центра взаимодействия  $X_{CPi}$ , которые вычисляются по формулам:

$$K = \frac{C_{Njet-on} - C_{Njet-off}}{C_{Njet}};$$
$$X_{CPi} = \frac{C_{mjet-on} - C_{mjet-off}}{C_{Njet-on} - C_{Njet-off}},$$

где  $C_{N jet-on}$ ,  $C_{N jet-off}$  – значения подъёмной силы

при включенном и отключенном органе управления соответственно;

 $C_{Njet}$  – тяга, реализуемая струей (в рассматриваемых случаях составила 40,38 H);

 $C_{m \, jet-on}$ ,  $C_{m \, jet-off}$  – значения крутящего момента при включённом и отключенном органе управления соответственно (вычислены относительно центральной точки на срезе сопла).

Таким образом, для вычисления *K* и *X*<sub>*CPi*</sub> были последовательно проведены расчёты аэродинамики ЛА при включённой и отключенной подаче азота. Отметим, что при рассмотрении случая с отключенной подачей азота, где при построении расчётной сетки дробление ячеек в окрестности среза сопла уже не имело смысла, временные затраты на получение решения оказались существенно ниже.

Наглядно проиллюстрировать изменение структуры скачков уплотнения при включённом органе управления в зависимости угла атаки позволяет поле числа Маха, приведённое на рис. 7. Отметим общую тенденцию к увеличению формы бочкообразного скачка с повышением угла атаки.

На рис. 8 приведено сравнение расчётных значений коэффициента усиления и центра взаимодействия с соответствующими экспериментальными данными. Практически во всём диапазоне углов атаки наблюдается хорошее соответствие результатов расчёта и эксперимента.

#### Вывод

Как инструмент для прогнозирования аэродинамических характеристик ЛА, в том числе ЛА с газоструйными органами управления, вычислительный комплекс *FloEFD* достаточно эффективен.

Следует отметить, что, учитывая широкий диапазон допустимых значений газодинамических и геометрических параметров, определяющих характер взаимодействия струи с набегающим потоком, введённый безразмерный критерий для определения оптимального размера ячеек расчётной сетки ( $Re_{\Delta} \sim 5000$ ) не претендует на свою универсальность и его величина ещё требует дополнительных исследований. Однако, учитывая тот факт, что выбранные для численного моделирования

![](_page_64_Figure_1.jpeg)

![](_page_64_Figure_2.jpeg)

**Рис. 7.** Поле числа Маха в плоскости симметрии при углах атаки: –12° (а); 0° (б); 18° (в)

![](_page_65_Figure_1.jpeg)

**Рис. 8.** Зависимости коэффициента усиления K (а) и центра взаимодействия  $X_{CPi}$  (б) от угла атаки

эксперименты проводились независимо, использование данного критерия может являться хорошим приближением для получения результата.

# Список литературы

**1.** Калугин В. Т., Мордвинцев Г. Г., Попов В. М. Моделирование процессов обтекания и управления аэродинамическими характеристиками летательных аппаратов. М.: МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2011. 527 с.

**2.** *Dowdy M. W., Newton J. F.* Investigation of liquid and gaseous secondary injection phenomena

on a flat plate with M = 2.01 to M = 4.54 // Jet Propulsion Lab. Technical Report No 32-542, 1963. 120 P.

**3.** Dhananjaya Rao G., Swaminathan S., Srinivasan K., Rathakrishnan E. Experimental study of transverse sonic jet injection over a cone at free stream Mach number 2 // High Speed Transatmospheric Air Space Transportation conference: Proc. 2007. P. 189–197.

**4.** *Gnemmi P., Schafer H. J.* Experimental and Numerical Investigations of a Transverse Jet Interaction on a Missile Body // AIAA Aerospaces Sciences Meeting and Exhibit: Proc. Reno/NV, 2005. P. 52–67.

**5.** *Brandeis J.*, *Gill J.* Experimental investigation of super- and hypersonic jet interaction on missile configurations // Journal Spacecraft and Rockets. 1998. Vol. 35. P. 296–302.

**6.** Волков В. А., Гаврилюк В. Н., Гидаспов В. Ю., Хохлов А. В. Численное моделирование гиперзвукового обтекания тел воздухом с учётом равновесной диссоциации // Математическое моделирование. 2007. № 12. С. 70–80.

**7.** Enhanced Turbulence Modeling in FloEFD. Wilsonville: Mentor Graphics Corporation, 2011. 120 p.

**8.** Advanced immersed boundary Cartesian meshing technology in FloEFD. Wilsonville: Mentor Graphics Corporation, 2011. 32 p.

**9.** *Dhananjaya Rao G., Swaminathan S., Srinivasan K., Rathakrishnan E.* Flow visualization of supersonic transverse jet over Mach 2 freestream of a sharp cone // Journal Visualization. 2010. Vol. 13. P. 79–80.

Поступила 11.11.14

**Думнов Геннадий Евгеньевич** – кандидат технических наук, заместитель директора Ментор Графикс Девелопмент Сервисез Лимитед, г. Москва.

Область научных интересов: математическое моделирование процессов тепло- и массообмена, сверхзвуковые течения.

**Иванов Андрей Валерьевич** – кандидат технических наук, руководитель группы технологического тестирования Ментор Графикс Девелопмент Сервисез Лимитед, г. Москва.

Область научных интересов: аэродинамика, многофазные течения.

**Гуров Леонид Валерьевич** – кандидат физико-математических наук, сотрудник группы технологического тестирования Ментор Графикс Девелопмент Сервисез Лимитед, г. Москва. Область научных интересов: физико-химическая газодинамика.

#### УДК 623.466.52

#### © В. Н. Воробьёва, Д. Е. Доновский, 2015

# Разработка алгоритмов системы стабилизации управляемого беспилотного летательного аппарата

Изложен подход к синтезу системы стабилизации управляемого беспилотного летательного аппарата. Рассматривается трехканальная система его стабилизации по нормальным, поперечным перегрузкам и по углу крена. Подход реализован в программном обеспечении, представлены результаты моделирования процессов стабилизации.

*Ключевые слова*: система стабилизации, летательный аппарат, метод стандартных коэффициентов, метод Неймарка.

Разработка программно-математического обеспечения системы управления (СУ) управляемого беспилотного летательного аппарата (БПЛА) является актуальной научно-технической задачей. Синтез законов управления системы стабилизации в виде функциональных зависимостей, связывающих управляющие сигналы, поступающие на вход рулевого привода, с параметрами управления является неотъемлемым этапом разработки системы стабилизации. Цель настоящей работы – синтез законов управления системы стабилизации, реализация законов управления в математических алгоритмах СУ. В работе рассматривается управляемый беспилотный БПЛА класса «воздух-поверхность».

Как правило, после сброса управляемого БПЛА осуществляется парирование начальных возмущений и стабилизация по углу крена и только после этого начинается выведение БПЛА к цели по информации от навигационной системы управления в соответствии с выбранным законом управления.

Необходимость стабилизации по углу крена в течение всего полета вызвана тем, что построение системы наведения для произвольно вращающегося по крену БПЛА существенно усложняется (возникают дополнительные запаздывания в каналах управления, усложняется проблема компенсации силы веса БПЛА).

Система стабилизации БПЛА по крену синтезируется в соответствии с блок-схемой (рис. 1), из которой сигнал управления  $\sigma_9$  определяется как:

$$\sigma_{3} = K_{\gamma}(\gamma_{3a,\eta} - \gamma) - K_{\omega x} \omega_{x}.$$
(1)

Уравнения движения БПЛА после линеаризации уравнений пространственного движения и разделения движений можно представить в виде [1]:

$$\frac{d^{2}\gamma}{dt} + b_{1}\frac{d\gamma}{dt} = b_{3}\sigma_{3};$$

$$\frac{d\gamma}{dt} = \omega_{x},$$
(2)

где  $b_1 = -m_x^{\tilde{\omega}x} q S_M L^2 / (I_x V)$  – коэффициент, характризующий аэродинамическое демпфирование БПЛА;

*I<sub>x</sub>* – момент инерции БПЛА относительно продольной оси;

 $m_x^{\tilde{w}x}$  – производная коэффициента демпфирующего момента крена по безразмерной угловой скорости крена;

$$\widetilde{\omega}_x = \widetilde{\omega}_x L/V;$$

*L* – длина БПЛА;

*V* – модуль скорости БПЛА;

 $q = \rho V^2/2$  – скоростной напор;

 $\rho$  – плотность воздуха на текущей высоте полета;

 $S_{M}$  – площадь сечения миделя БПЛА;

 $b_{3}^{m} = -m_{x}^{\delta_{3}} qS_{M}L/I_{x}$  – коэффициент, характеризующий эффективность элеронов;

 $m_x^{\delta_3}$  — производная коэффициента демпфирующего момента крена по углу  $\delta_3$  отклонения элеронов.

![](_page_66_Figure_25.jpeg)

Рис. 1. Блок-схема системы стабилизации по крену: РП – рулевой привод; ДУС – датчик угловых скоростей; σ<sub>3</sub> – сигнал управления, δ<sub>3</sub> – угол отклонения элеронов; ω<sub>x</sub> – угловая скорость крена; γ<sub>зад</sub>, γ – заданное и текущее значения угла крена; K<sub>γ</sub>, K<sub>ωx</sub> – переменные коэффициенты усиления

Применяя преобразование Лапласа к системе уравнений (2), получим:

 $(p^2 + b_1 p)\gamma + b_3 \sigma_3 = 0,$  (3) где *p* – оператор Лапласа.

Решая совместно уравнения (1) и (3), определим передаточную функцию (ПФ) замкнутой системы на управляющее воздействие  $\gamma_{3ад}$ :

$$W_{\gamma_{3a,\alpha}}^{\gamma}(p) = \frac{\gamma(p)}{\gamma_{3a,\alpha}(p)} = \frac{K_{\gamma}b_{3}}{p^{2} + (b_{1} + b_{3}K_{0x})p + K_{\gamma}b_{3}}.(4)$$

Коэффициенты усиления в контуре стабилизации будем проводить методом стандартных коэффициентов [2, 3]. Стандартные коэффициенты во многих случаях весьма упрощают задачу синтеза системы – выбора параметров системы, отвечающих заданному качеству процесса регулирования. Основной идеей метода стандартных коэффициентов является приближение реальной передаточной функции замкнутой системы управления к ПФ со стандартными коэффициентами, обеспечивающей оптимальное распределение нулей и полюсов ПФ, при котором переходная функция будет наиболее благоприятной с точки зрения динамики рассматриваемой системы.

Для канала крена в качестве стандартной передаточной функции системы задается ПФ второго порядка вида:

$$W_{\ni}^{\text{станд}}\left(p\right) = \frac{\omega_{0}^{2}}{p^{2} + A_{1}\omega_{0}p + \omega_{0}^{2}},$$
 (5)

где  $\omega_0$  – собственная частота системы регулирования:

$$\omega_0 = \frac{\tau}{T_p},\tag{6}$$

 $T_p$  – время установления переходного процесса (задается разработчиком в требованиях к системе стабилизации);

 $A_1$ ,  $\tau$  – стандартные коэффициенты, которые для обеспечения в системе стабилизации переходного процесса без перерегулирования рекомендуется задавать значениями  $A_1$ = 2; $\tau$ =4,8 [2, 3].

Задача приближения передаточной функции реальной системы к выбранной стандартной ПФ решается с помощью уравнений синтеза. Для этого в характеристических полиномах реальной ПФ  $W_{\gamma_{3ад}}^{\gamma}$  (4) и стандартной ПФ  $W_{\ni}^{\text{станд}}$  (5) приравниваются коэффициенты при одинаковых степенях *p* и составляется система алгебраических уравнений, в которой неизвестными являются коэффициенты усиления регулятора системы  $K_{\gamma}$  и  $K_{\omega x}$ . Решение этой системы уравнений приводит к нахождению численных значений коэффициентов:

$$K_{\gamma} = \frac{1}{b_3} \left( \frac{\tau}{T_p} \right)^2; \tag{7}$$

$$K_{\rm oux} = \frac{A_1}{b_3} \frac{\tau}{T_p} - \frac{b_1}{b_3}.$$
 (8)

Таким образом, синтезируется система стабилизации БПЛА по крену – определён закон управления элеронами (1), вычислены переменные коэффициенты усиления в контуре  $K_{\gamma}$  и  $K_{\omega x}$ , обеспечивающие переходные процессы в системе с заданными требованиями.

Системы стабилизации по нормальным и поперечным перегрузкам для аэродинамически осесимметричного БПЛА имеют идентичную структуру. Ниже приведено описание системы стабилизации по нормальным перегрузкам. Система стабилизации БПЛА в этом случае синтезируется в соответствии с блоксхемой (рис. 2), из которой сигнал управления  $\sigma_i$  определяется как:

$$\sigma_{I} = K_{i} \int_{t_{0}}^{t} (n_{y} - n_{y \operatorname{sag}}) dt + K_{n} (n_{y} - n_{y \operatorname{sag}}) - K_{\omega} \omega_{z}.$$

$$(9)$$

![](_page_67_Figure_19.jpeg)

**Рис. 2.** Блок-схема системы стабилизации нормальной перегрузки:

 $\sigma_I$  – сигнал управления;  $\delta_I$  – эквивалентный угол отклонения руля высоты;  $\omega_z$  – угловая скорость тангажа;  $n_{y \text{ зад}}, n_y$  – заданное и текущее значения нормальной перегрузки;  $K_n, K_i, K_{\omega x}$  – переменные коэффициенты усиления

В соответствии с [4] линеаризованные уравнения продольного движения БПЛА при-

![](_page_68_Picture_1.jpeg)

нимают вид:

$$\frac{d\alpha_{I}}{dt} = -c_{4}\alpha_{I} + \omega_{z} - c_{9}\delta_{I};$$

$$\frac{d\omega_{z}}{dt} = -c_{2}\alpha_{I} - c_{1}\omega_{z} - c_{3}\delta_{I};$$

$$n_{y} = \frac{V}{g}c_{4}\alpha_{I} + \frac{V}{g}c_{9}\delta_{I},$$
(10)

где  $\alpha_{I}$  – угол атаки  $\alpha_{I}$  = arctg( $-V_{v}/V_{x}$ );

 $V_x$ ,  $V_y$  – проекции вектора абсолютной скорости БПЛА на оси *ОХ* и *ОУ* связанной с БПЛА системы координат;

 $\frac{d\alpha_1}{dt}$  – скорость изменения угла атаки;  $\frac{d\omega_z}{dt}$  – угловое ускорение тангажа;

 $c_1$  – коэффициент, характеризующий аэродинамическое демпфирование БПЛА:  $c_1 = -m_z^{\tilde{w}z} q S_M L^2 / (I_z V);$ 

 $c_2$  – коэффициент, характеризующий статическую устойчивость БПЛА:  $c_2 = -m_z^{\alpha_1} q S_M L / I_z$ ;

 $c_3$  – коэффициент, характеризующий эффективность рулей высоты:  $c_3 = -m_z^{\delta_I} q S_M L / I_z$ ;

 $c_9$  – коэффициент, представляющий собой приращение касательной к траектории угловой скорости, обусловленное отклонением органов управления  $c_9 = c_v^{\delta_I} q S_M / (mV)$ ;

*т* – масса БПЛА;

*I<sub>z</sub>* – момент инерции БПЛА относительно поперечной оси;

 $m_z^{\alpha_I} m_z^{\delta_I}$  – частные производные коэффициента демпфирующего момента тангажа по углам  $\alpha_I$ ,  $\delta_I$  соответственно;

 $m_z^{\tilde{\omega}z}$  – производная коэффициента демпфирующего момента тангажа по безразмерной угловой скорости тангажа  $\tilde{\omega}_z$ ;

 $c_{y}^{\alpha_{I}}, c_{y}^{\delta_{I}}$  – частные производные коэффициента аэродинамической подъемной силы по углам  $\alpha_{I}, \delta_{I}$  соответственно.

Применяя преобразование Лапласа к системе уравнений (10), получаем передаточные функции:

$$W_{\delta_{I}}^{\omega_{z}}(p) = \frac{\omega_{z}(p)}{\delta_{I}(p)} = \frac{-c_{3}p - c_{3}c_{4} + c_{2}c_{9}}{p^{2} + (c_{1} + c_{4})p + c_{2} + c_{1}c_{4}}; (11)$$
$$W_{\delta_{I}}^{n_{y}}(p) = \frac{n_{y}(p)}{\delta_{I}(p)} = \frac{V}{g} \frac{c_{9}p^{2} + c_{1}c_{9}p - c_{3}c_{4} + c_{2}c_{9}}{p^{2} + (c_{1} + c_{4})p + c_{2} + c_{1}c_{4}}. (12)$$

Передаточная функция разомкнутой системы стабилизации (рис. 3), имеет вид:

$$W_{open}(p) = \left(K_i + \frac{K_n}{p}\right) \frac{W_{\delta_I}^{n_y}}{1 + K_{\omega} W_{\delta_I}^{\omega_z}}.$$
 (13)

Подставляя в (13) выражения(11) и (12), получаем:

$$W_{open}(p) = \frac{V}{g} (K_i + K_n p) (c_9 p^2 + c_1 c_9 p - c_3 c_4 + c_2 c_9) \times (p (p^2 + (c_1 + c_4) p + c_2 + c_1 c_4) + (c_1 + c_2 + c_1 c_4) + (c_2 + c_2 + c_2 + c_1 c_4) + (c_2 + c_2 +$$

$$+K_{\omega}(-c_{3}p-c_{3}c_{4}+c_{2}c_{9}))^{-1}=\frac{A(p)}{B(p)}.$$
 (14)

![](_page_68_Figure_23.jpeg)

**Рис. 3.** Результаты моделирования процессов стабилизации по углу крена

Характеристическое уравнение системы имеет вид:

$$A(p)+B(p)=0.$$
 (15)

При синтезе системы стабилизации по нормальным перегрузкам используется алгоритм, основанный на построении областей устойчивости и линий равных запасов устойчивости по амплитуде и фазе, который известен как метод Неймарка [5].

Для получения линий равного запаса устойчивости необходимо при выводе характеристического уравнения системы умножить передаточную функцию разомкнутой системы  $W_{open}$  на множитель  $L e^{j\phi}$ , где L,  $\phi$  – требуемые запасы устойчивости по амплитуде и фазе соответственно. Далее, подставляя в характеристическое уравнение выражение  $p=j\omega$ , где  $\omega$ – круговая частота, и приравнивая к нулю его вещественную  $U(\omega)$  и мнимую части  $V(\omega)$ , получаем характеристическое уравнение в виде системы:

$$K_{\omega}A_{1} + K_{n}B_{1} - C_{1} = 0;$$
  
$$K_{\omega}A_{2} + K_{n}B_{2} - C_{2} = 0,$$

где  $A_1, A_2, B_1, B_2, C_1, C_2 - функции, зависящие$  $в общем виде от параметров <math>L, \varphi, \omega,$  динамических коэффициентов  $c_1, c_2, c_3, c_4, c_9$ .

Решение системы уравнений (16) приводит к нахождению зависимостей от  $\omega$  при фиксированном значении коэффициента  $\tau$  численных значений коэффициентов  $K_{\omega}$ ,  $K_n$ , обеспечивающих заданные запасы устойчивости L,  $\varphi$ :

$$K_{\omega}(\omega) = \frac{C_2 B_1 - B_2 C_1}{A_2 B_2 - B_2 A_2};$$
 (17)

$$K_{n}(\omega) = \frac{\tilde{C_{1}A_{2}} - \tilde{A_{1}C_{2}}}{A_{2}B_{1} - B_{2}A_{1}}$$
(18)

Определив значения коэффициентов  $K_{\omega}$ ,  $K_n$  для каждого значения  $\omega$ , в плоскости параметров  $K_{\omega}$ ,  $K_n$ , можно построить линии равных запасов устойчивости по амплитуде и фазе. Штриховка полученных областей производится по известным правилам в соответствии со знаком Якобиана [5]:

$$\Delta = \frac{\partial U(\omega)}{\partial K_n} \frac{\partial V(\omega)}{\partial K_\omega} - \frac{\partial V(\omega)}{\partial K_n} \frac{\partial U(\omega)}{\partial K_\omega}.$$
 (19)

Области, ограниченные линиями равного запаса устойчивости, образуют области допустимых коэффициентов усиления. Выбор коэффициентов усиления из построенной области осуществляется на основании связи между свойствами логарифмической амплитудной характеристики (ЛАХ) и качеством переходного процесса. Вид ЛАХ в среднем интервале частот определяет запас устойчивости и, в значительной мере, качество системы, т. к. в этом интервале находится частота среза  $\omega_{cp}$ , определяющая время переходного процесса  $T_p$ .

Задавая время переходного процесса  $T_p$ и перерегулирование  $\sigma$  по номограммам Солодовникова [6], определяем частоту среза  $\omega_{\rm cp}$ , требуемые значения *L*,  $\varphi$ . Например, для  $\sigma=20\%$ ;  $T_p=2$  с;  $\omega_{\rm cp}\approx 2.9\pi/T_p$ ; L=14 дБ;  $\varphi=45^\circ$ . Известно, что средняя часть ЛАХ должна иметь наклон –20 дБ/дек и пересекать ось частот на частоте среза  $\omega_{\rm cp}$ . Ширина среднечастотного участка определяется из условия обеспечения требуемых запасов устойчивости по амплитуде и фазе и должна быть не менее одной декады, т. е.  $\omega_2 > 10 \omega_1$ , где  $\omega_1$ ,  $\omega_2$  – сопрягающие частоты среднечастотного участка с низкочастотным и высокочастотным участками ЛАХ соответственно ( $\omega_1 < \omega_{\rm cp} < \omega_2$ ). Частота  $\omega_2$ определяет запас устойчивости по амплитуде,  $\omega_{\rm cp}$ – по фазе. Таким образом, определив значения  $\omega_{\rm cp}$  и  $\omega_2$ , по линии равного запаса устойчивости определяем коэффициенты  $K_{\omega}$  и  $K_n$  при заданном значении  $\tau$ .

На основании математической модели трехканальной системы стабилизации, которая связывает управляющие сигналы, поступающие на вход рулевого привода, с параметрами управления (выражения (1)-(19)), были разработаны алгоритмы стабилизации, реализованные в пакете программного обеспечения, позволяющем вычислять переменные коэффициенты усиления контура стабилизации, проводить анализ устойчивости контура, определять динамические показатели переходных процессов в контуре. Результаты моделирования процессов стабилизации по углу крена для заданных условий применения БПЛА приведены на рис. 3. Синтез системы стабилизации проводился для времени установления переходного процесса  $T_p = 0,5$  с.

Результаты моделирования процессов стабилизации по нормальным перегрузкам для заданных условий применения БПЛА приведены на рис. 4. Синтез системы стабилизации проводился для времени установления переходного процесса  $T_p = 1,5$  с.

Для построения бортового алгоритма стабилизации из области применения БПЛА выбираются типовые траектории, которые характеризуют область изменения высоты, скорости, скоростного напора. Для этих траекторий определяются значения коэффициентов усиления  $K_{\gamma}, K_{\omega x}, K_{\omega}, K_n, K_i$  и  $K_n$ , которые в дальнейшем аппроксимируются в зависимости от высоты H, скорости V или скоростного напора q БПЛА, вычисляемых на борту БПЛА по информации от навигационной системы. Таким образом,

![](_page_70_Picture_1.jpeg)

![](_page_70_Figure_2.jpeg)

Рис. 4. Результаты моделирования процессов стабилизации по нормальным перегрузкам

на траектории полета БПЛА осуществляется настройка коэффициентов усиления системы стабилизации в зависимости от режима полета в виде функции от q. Графики функций коэффициентов усиления для системы стабилизации по нормальным перегрузкам и углу крена для  $\tau = K_i/K_n = 2$  приведены на рис. 5.

#### Вывод

Представленные результаты моделирования свидетельствуют о работоспособности методик синтеза системы стабилизации для рассматриваемого БПЛА. Методики были реализованы в бортовых вычислителях БПЛА.

#### Список литературы

**1.** Лебедев А. А., Чернобровкин Л. С. Динамика полёта беспилотных летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1973. 615 с.

![](_page_70_Figure_9.jpeg)

Рис. 5. Вид зависимостей коэффициентов усиления для системы стабилизации по нормальным перегрузкам и углу крена

**2.** Синтез регуляторов и теория оптимизации систем автоматического управления. Т. 2 / под ред. *Н. Д. Егупова*. М.: Издательство МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2000. 736 с.

**3.** Красовский А. А., Поспелов Г. С. Основы автоматики и технической кибернетики. М.: Госэнергоиздат, 1962. 600 с.

**4.** Техническая кибернетика. Теория автоматического регулирования. Кн. 2. Усилительные устройства, корректирующие элементы и устройства / под ред. *В. В. Солодовникова*. М.: Машиностроение, 1967. 682 с.

**5.** *Михалев И. А., Окоемов Б. Н., Чикулаев Н. С.* Системы автоматического управления самолетом. М.: Машиностроение, 1987. 240 с.

**6.** Техническая кибернетика. Теория автоматического регулирования. Кн. 1. Математическое описание, анализ устойчивости и качества систем автоматического регулирования / под ред. В. В. Солодовникова. М.: Машиностроение, 1967. 770 с.

Поступила 11.11.14

**Воробьёва Вера Николаевна** – начальник группы ФГУП «РФЯЦ-ВНИИТФ им. академика Е. И. Забабахина», г. Снежинск.

Область научных интересов: динамика полета, аэродинамика, внешняя и внутренняя баллистика, алгоритмы управления, навигации и стабилизации летательных аппаратов.

Область научных интересов: динамика полета, системы управления летательных аппаратов, алгоритмы навигации и стабилизации летательных аппаратов.

Доновский Дмитрий Евгеньевич – кандидат технических наук, начальник отдела ФГУП «РФЯЦ-ВНИИТФ им. академика Е. И. Забабахина», г. Снежинск.

# УДК 623.466.55

© Ю. А. Иванов, 2015

# Комплексированная навигационная система на базе бесплатформенной инерциальной навигационной системы и корреляционного измерителя скорости и сноса

Комплексирование данных корреляционного измерителя скорости и бесплатформенной инерциальной навигационной системы, построенное по аналогии с доплеровским измерителем скорости и сноса, приводит к сильным возмущениям в контуре управления движением летательного аппарата в горизонтальной плоскости. Предложен способ комплексирования, который учитывает особенности корреляционного метода измерения скорости, заключающегося в необходимости вычислять на длительных интервалах корреляционные функции сигналов, принятых разнесёнными антеннами. При этом корректируются ошибки бесплатформенной инерциальной навигационной системы по ускорению, скорости и координатам, отпадает необходимость в скользящем усреднении корреляционных функций и выдачи данных о скорости в каждом навигационном цикле.

*Ключевые слова*: летательный аппарат, радиоизмеритель высоты, навигационная система, доплеровский измеритель скорости и сноса.

Управление движением современных летательных аппаратов (ЛА) построено на использовании данных инерциальных навигационных систем, в частности, бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС), ошибки которой корректируются данными внешних измерителей, таких как спутниковая навигационная система (СНС), измерители скорости и корреляционно-экстремальная навигационная система по геофизическим полям Земли [1]. Таким образом, назначением измерителя скорости в системе управления ЛА является коррекция ошибок БИНС.

Корреляционный измеритель скорости и сноса входит в состав комбинированного радиоизмерителя высоты, скорости и угла сноса (КРИСС), являясь одним из его каналов, и обладает рядом преимуществ по сравнению с доплеровским измерителем скорости и сноса, в частности, он позволяет измерять скорость над спокойной водной поверхностью, а ошибки измерения мало зависят от угла крена ЛА.

Корреляционный способ определения скорости полёта принципиально отличается от доплеровского тем, что требуется накопление длинных выборок сигналов, принятых разнесёнными антеннами, для вычисления взаимных корреляционных функций (ВКФ) этих сигналов. Первоначально была сделана попытка определять составляющие вектора земной скорости в проекциях на оси связанной системы координат (ССК) за один навигационный цикл БИНС по аналогии с доплеровским измерителем скорости и угла сноса (ДИСС). Однако, как показали натурные испытания, ошибки определения скорости в десятки раз превышали погрешность ДИСС. Усреднение ВКФ приблизительно за 100 навигационных циклов БИНС, которое эквивалентно увеличению длины выборок сигналов, радикально уменьшило погрешность КРИСС. Но в этом случае измеренная КРИСС величина уже не соответствует проекциям текущей скорости на оси ССК вследствие того, что за время усреднения ВКФ изменяется как ориентация ССК, так и величина скорости. Для уменьшения ошибок КРИСС можно увеличить интервал усреднения ВКФ, например, до 1000 навигационных циклов БИНС, но в этом случае измеренная величина почти полностью теряет смысл проекций текущей скорости на оси ССК. Традиционный способ комплексирования БИНС и измерителя скорости, построенный по аналогии с ДИСС, в данном случае уже не годится. КРИСС проектировался как измеритель текущей скорости, аналог ДИСС. Для того, чтобы данные для комплексирования поступали в каждом навигационном цикле БИНС, несмотря на длительный интервал усреднения ВКФ, вводился скользящий интервал накопления ВКФ. Среднее значение скорости на этом интервале приписывалось его концу, то есть моменту выдачи данных в бортовую цифровую вычислительную машину. В каждом навигационном цикле новое значение ВКФ добавляется в скользящую выборку, а самое «старое» из неё удаляется.

Как выяснилось в процессе натурных


испытаний, при таком принципе измерения ошибка определения поперечной скорости (проекция вектора земной скорости на ось ОZ1 ССК) зависит от угла скольжения (сноса). Угол скольжения Вк определяется как угол между вектором земной скорости и осью ОХ1 ССК при повороте вокруг оси  $OY_1$  ССК, а угол атаки α<sub>к</sub> – как угол, возникающий при последующем повороте вокруг оси OZ<sub>1</sub> ССК. Индексом «К» будем обозначать углы относительно земной скорости, в то время как эти же углы без индекса обозначают ориентацию ССК относительно набегающего потока, то есть воздушной скорости ЛА. При движении ЛА вдоль ортодромий маршрута управление движением ЛА в горизонтальной плоскости происходит путём изменения угла скольжения  $\beta_{\kappa}$ . Было обнаружено, что при подключении КРИСС в контур навигации возникает обратная связь управления от ошибки измерения поперечной скорости. Это приводило к сильным возмущениям в контуре управления вплоть до потери устойчивости. Описанные особенности корреляционного измерителя скорости приводят к необходимости принципиально нового способа комплексирования данных БИНС и КРИСС.

На рис. 1 приведена схема антенной системы разработчика КРИСС ОАО «УПКБ «Деталь» [2], а на рис. 2 – графики сигналов, принятых антеннами КРИСС, из которых видно, что сигналы, принятые антеннами, похожи друг на друга, но сдвинуты на величину транспортной задержки, которая зависит от скорости ЛА и расстояния между антеннами. Измеряемые в КРИСС транспортные задержки между сигналами 1-й и 2-й антеннами и между 2-й и 3-й для случая, когда вектор земной скорости лежит в плоскости антенн, определяются выражениями [2]:

$$\tau_{12} = \frac{OC/2}{V}; \quad \tau_{23} = \frac{OD/2}{V}, \quad (1)$$

где OC/2 и OD/2 – перемещения фазовых центров антенн вдоль вектора скорости в точки максимальной корреляции, т. е. точки, когда сигнал, пришедшей в эту точку антенны, максимально похож на сигнал другой антенны до начала перемещения, например, OC/2 для 2-й и 1-й антенн. Из (1) вытекают выражения для проекции вектора земной скорости  $Vx_1$  на ось  $OX_1$  антенной системы координат (ACK) (рис. 1):

$$a = \frac{\tau_{12} + \tau_{23}}{2X_0}; \quad b = \frac{\tau_{12} - \tau_{23}}{2Y_0}; \quad V_{x1} = \frac{2a}{a^2 + b^2} \cdot (2)$$

Номинальные направления осей АСК совпадают с направлением осей ССК. Ось *OX*1 АСК параллельна прямой, проходящей через фазовые центры 1-й и 3-й антенн, а ось *OZ*1 перпендикулярна этой прямой и проходит через фазовый центр 2-й антенны.

Если вектор скорости не лежит в плоскости антенн, то положение этой плоскости от-



Рис. 1. Схема антенной системы КРИСС



красный – выборка сигналов 3-й антенны

носительно вектора земной скорости определяется поворотом плоскости антенн вокруг оси  $OZ_1$  на угол  $\alpha_K$ . Перемещения фазовых центров антенн по-прежнему происходят вдоль вектора земной скорости, но величины этих перемещений до точек максимальной корреляции будут меньше, чем при отсутствии угла атаки. Тогда в (2) вместо величины  $2X_0$  надо взять её проекцию на плоскость, в которой лежит вектор скорости, и выражения (2) примут вид:

$$a_{\rm K} = \frac{\tau_{12} + \tau_{23}}{2X_0 \cdot \cos \alpha_{\rm K}} = \frac{a}{\cos \alpha_{\rm K}};$$
  

$$b = \frac{\tau_{12} - \tau_{23}}{2Y_0};$$
  

$$V_{\rm x1} = \frac{2a_{\rm K}}{a_{\rm K}^2 + b^2} = \frac{2a \cdot \cos \alpha_{\rm K}}{a^2 + b^2 \cdot \cos^2 \alpha_{\rm K}} \approx$$
  

$$\approx \frac{2a}{a^2 + b^2} \cdot \cos \alpha_{\rm K} = UDx1 \cdot \cos \alpha_{\rm K},$$
  
(3)

где *UDx*1 – величина, поступающая из вычислителя КРИСС.

В (3) проекция скорости  $V_{x1}$  лежит в плоскости вектора скорости, которая совпадает с плоскостью антенн до поворота и не совпадает с этой плоскостью после поворота на угол атаки.

Проектируя  $V_{x1}$  на оси  $OX_1$  и  $OY_1$  АСК, получаем:

 $Vxk = V_{x1} \cdot \cos \alpha_{K} = UDx1 \cdot \cos^{2} \alpha_{K};$   $Vyk = -V_{x1} \cdot \sin \alpha_{K} = -UDx1 \cdot \cos \alpha_{K} \cdot \sin \alpha_{K} = (4)$  $= -Vxk \cdot \sin \alpha_{K} / \cos \alpha_{K} = -Vxk \cdot \tan \alpha_{K}.$ 

Проекция земной скорости *Vzk* на ось *OZ*1 АСК вычисляется в КРИСС по следующим выражениям (амплитудный метод):

$$\sin(2\beta_{\rm K}) = \frac{2 \cdot k_b}{X_0 Y_0 \cdot (a^2 + b^2)} \times \left(\frac{\ln BKF_{12m} - 0.5 \cdot S \ln_{12}}{g_{12}} - \frac{\ln BKF_{23m} - 0.5 \cdot S \ln_{23}}{g_{23}}\right);$$
(5)  
$$S \ln_{12} = \ln AKF_{1m} + \ln AKF_{2m};$$
(5)  
$$S \ln_{23} = \ln AKF_{3m} + \ln AKF_{2m};$$
$$Vzk = (V_{x1} \cdot \tan \beta_{\rm K}) \cdot \cos \alpha_{\rm K} =$$
$$= UDx1 \cdot \cos \alpha_{\rm K} \cdot \tan \beta_{\rm K} \cdot \cos \alpha_{\rm K} =$$
$$= Vxk \cdot \tan \beta_{\rm K},$$

где  $\beta_{K}$  – угол скольжения (сноса);

ln  $BKF_{12m}$ , ln  $BKF_{23m}$  — максимумы квадратичных аппроксимаций логарифмов взаимных корреляционных функций  $BK\Phi_{12}$  и  $BK\Phi_{23}$  сигналов антенн;

ln *AKF*<sub>1m</sub>, ln *AKF*<sub>2m</sub>,, ln *AKF*<sub>3m</sub>, – максимумы квадратичных аппроксимаций логарифмов ав-



токорреляционных функций сигналов антенн;

 $g_{12}, g_{23}$  – старшие коэффициенты квадратичных аппроксимаций логарифмов ВК $\Phi_{12}$  и ВК $\Phi_{23}$ ;

*k*<sub>*b*</sub> – поправочный коэффициент.

В выражении для  $sin(2\beta_{\rm K})$  вместо  $X_0$ должно стоять  $X_0 \cos \alpha_{\rm K}$ , а вместо a - ak. Но поскольку угол атаки в КРИСС не поступает, его влияние учитывается дополнительным умножением на  $\cos \alpha_{\rm K}$  выражения  $V_{x1} \tan \beta_{\rm K}$ .

В каждом навигационном цикле по выборкам сигналов, принятых тремя антеннами, вычисляются две взаимные корреляционные функции ВК $\Phi_{12}$  и ВК $\Phi_{23}$  и три автокорреляционные функции АКФ<sub>1</sub>, АКФ<sub>2</sub>, АКФ<sub>3</sub>. Каждая из этих функций состоит из 64 дискретных отсчётов, идущих через 6 периодов повторения зондирующих импульсов в пакете канала скорости. Все функции усредняются в течение нескольких навигационных циклов, например 100 или 1000. За это время проекции земной скорости на оси АСК могут значительно изменяться вследствие эволюции ЛА как по углам, так и по скорости. В конце интервала усреднения вычисляются натуральные логарифмы усреднённых корреляционных функций и их квадратичные аппроксимации:

$$\ln BKF_{12} = g_{12} \cdot (t - \tau_{12})^2 + (c_{12} - g_{12} \cdot \tau_{12}^2 + \ln BKF_{12m});$$
  

$$\tau_{12} = -\frac{d_{12}}{2 \cdot g_{12}};$$
  

$$\ln BKF_{23} = g_{23} \cdot (t - \tau_{23})^2 + (c_{23} - g_{23} \cdot \tau_{23}^2 + \ln BKF_{23m});$$
  

$$\tau_{23} = -\frac{d_{23}}{2 \cdot g_{23}},$$
  
(6)

где  $g_{12}$ ,  $c_{12}$ ,  $d_{12}$  – коэффициенты аппроксимации ВКФ<sub>12</sub>(*BKF*<sub>12</sub>);

 $g_{23}$ ,  $c_{23}$ ,  $d_{23}$  – коэффициенты аппроксимации ВК $\Phi_{23}$  (*BKF*<sub>23</sub>).

Как видно из (4) и (5), для вычисления проекций скорости требуется знание угла атаки. БИНС выполняет счисление проекций земной скорости на оси навигационной системы координат (НСК). Переведём эти проекции в связанную систему координат (ССК):

$$\begin{bmatrix} V_{X1}^{bins} \\ V_{Y1}^{bins} \\ V_{Z1}^{bins} \end{bmatrix} = \mathbf{AIR}^T \cdot \begin{bmatrix} XT \\ HTa \\ ZT \end{bmatrix},$$
(7)

где **AIR** – матрица перехода из ССК в НСК, вычисляемая БИНС;

*XT*, *HTa*, *ZT* – проекции вектора земной скорости на оси НСК, вычисленные комплексированием данных БИНС и КРИСС.

Поскольку за время усреднения ВКФ угол атаки изменялся, то в формулах (4), (5) можно использовать только среднее значение угла атаки на этом интервале, в них входит не сам угол атаки, а его тригонометрические функции, которые вычисляются по формулам:

$$\begin{bmatrix} V_{X1SR} \\ V_{Y1SR}^{bins} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{Tc}{T} \sum_{i}^{N} V_{X1}^{bins} \\ \frac{Tc}{T} \sum_{i}^{N} V_{Y1}^{bins} \end{bmatrix};$$

$$\tan \alpha_{K} = -\frac{V_{Y1SR}^{bins}}{V_{X1SR}^{bins}};$$

$$\cos^{2} \alpha_{K} = \frac{1}{1 + \tan^{2} \alpha_{K}}.$$
(8)

Окончательно скорости КРИСС, вычисленные по осям АСК на интервале усреднения ВКФ, можно записать в виде:

$$\vec{\mathbf{V}}_{KRI} = \begin{bmatrix} Vxk \\ Vyk \\ Vzk \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} UD_{x1} \cdot \cos^2 \alpha_K \\ -Vxk \cdot \tan \alpha_K \\ Vxk \cdot \tan \beta_K \end{bmatrix}.$$
(9)

Будем считать, что (9) представляет собой усреднённые проекции земной скорости на оси АСК. Тогда уравнение измерений КРИСС запишем в виде:

$$\vec{\mathbf{V}}_{KRI} = \frac{1}{T} \int_{ti}^{ti+T} \vec{\mathbf{V}}_1^{ist} d\tau + \vec{\boldsymbol{\xi}}, \qquad (10)$$

где T = N Tc – интервал усреднения ВКФ;

 $\vec{V}_{1}^{ist}$  – вектор истинной земной скорости в проекциях на оси АСК;

 $\tilde{\boldsymbol{\xi}}$  – вектор ошибок измерения КРИСС.

Запишем уравнения идеальной инерциальной навигации на интервале усреднения ВКФ: Математика

+

$$\vec{\mathbf{W}} = \mathbf{M}_{S-O} \cdot \vec{\mathbf{W}}_{K1} - \vec{\mathbf{W}}cor ;$$
  

$$\vec{\mathbf{V}} = \vec{\mathbf{V}}_{i} + \int_{i}^{i+T} \vec{\mathbf{W}} d\tau ;$$
  

$$\vec{\mathbf{W}}cor = \left(\vec{\mathbf{W}}_{pov} + \vec{\mathbf{W}}_{kor}\right) - \vec{\mathbf{g}}_{T2} ;$$
  

$$\vec{\mathbf{W}}_{pov} = \vec{\mathbf{\omega}}_{HCK} \times \vec{\mathbf{V}} ;$$
  

$$\vec{\mathbf{W}}_{kor} = 2 \cdot \vec{\mathbf{\omega}} \ z_{HCK} \times \vec{\mathbf{V}} ;$$
  

$$\vec{\mathbf{W}}_{1} = \ \vec{\mathbf{W}}_{K1} - \mathbf{M}_{S-O}^{T} \cdot \vec{\mathbf{W}}cor ,$$
  
(11)

где  $\mathbf{M}_{s-o}$  – идеальная матрица перехода из ССК в НСК;

 $\vec{W}_{K1}$  – вектор кажущегося ускорения в проекциях на оси ССК;

 $\vec{\mathbf{g}}_{T2}$  – вектор ускорения силы тяжести в проекциях на оси НСК;

 $\vec{\omega}_{HCK}$  – угловая скорость вращения НСК относительно Земли;

 $\vec{\omega} z_{\rm HCK}$  – угловая скорость вращения Земли относительно абсолютного инерциального пространства в проекциях на оси HCK;

 $\vec{\mathbf{W}}_{1}$  – истинное ускорение в ССК.

Измеренное ускорение в ССК запишем в виде:

$$\vec{\mathbf{W}}_{1}^{iz} = \vec{\mathbf{W}}_{K1} + \delta \vec{\mathbf{W}}_{K1} - \mathbf{AIR}^{T} \cdot \vec{\mathbf{W}}cor;$$
  
$$\mathbf{AIR}^{T} = \mathbf{dAIR} \cdot \mathbf{M}_{S-O}^{T},$$
 (12)

где **dAIR** – матрица ошибок знания угловой ориентации HCK;

 $\delta \vec{W}_{K1}$  – вектор ошибок акселерометров БИНС.

Преобразуем выражение (12) и проинтегрируем его на интервале усреднения ВКФ:

$$\vec{\mathbf{W}}_{1}^{iz} = \vec{\mathbf{W}}_{K1} + \delta \vec{\mathbf{W}}_{K1} - \mathbf{dAIR} \cdot \mathbf{M}_{S-O}^{T} \cdot \vec{\mathbf{W}}cor + + \left(\mathbf{M}_{S-O}^{T} \cdot \vec{\mathbf{W}}cor - \mathbf{M}_{S-O}^{T} \cdot \vec{\mathbf{W}}cor\right); \vec{\mathbf{W}}_{1}^{iz} = \left(\vec{\mathbf{W}}_{K1} - \mathbf{M}_{S-O}^{T} \cdot \vec{\mathbf{W}}cor\right) + \delta \vec{\mathbf{W}}_{K1} - - \left(\mathbf{dAIR} - \mathbf{E}\right) \cdot \mathbf{M}_{S-O}^{T} \cdot \vec{\mathbf{W}}cor; \Delta \vec{\mathbf{V}}_{1}^{iz} = \int_{i}^{ii+T} \vec{\mathbf{W}}_{1} d\tau = \int_{ii}^{ii+T} \vec{\mathbf{W}}_{1} d\tau + + \left(\delta \vec{\mathbf{W}}_{K1} - \left(\mathbf{dAIR} - \mathbf{E}\right) \cdot \mathbf{M}_{S-O}^{T} \cdot \vec{\mathbf{W}}cor\right) \cdot T;$$
(13)

+ 
$$(\delta \mathbf{W}_{K1} - (\mathbf{dAIR} - \mathbf{E}) \cdot \mathbf{M}_{S-O} \cdot \mathbf{W} \operatorname{cor}) \cdot T;$$
  
 $\Delta \vec{\mathbf{V}}_{1}^{iz} = \int_{ti}^{ti+T} \vec{\mathbf{W}}_{1}^{iz} d\tau = \Delta \vec{\mathbf{V}}_{1}^{ist} + (\delta \vec{\mathbf{W}}_{K1} - (\mathbf{dAIR} - \mathbf{E}) \cdot \mathbf{M}_{S-O}^{T} \cdot \vec{\mathbf{W}} \operatorname{cor}) \cdot T.$ 

Проинтегрируем ещё раз последнее урав-

нение из (13), рассматривая величины  $\Delta \vec{\mathbf{V}}_1^{iz}$  и  $\Delta \vec{\mathbf{V}}_1^{ist}$  как функции, заданные на интервале [*ti*, *ti* + *T*]:

$$\int_{i}^{ii+T} \Delta \vec{\mathbf{V}}_{1}^{iz} d\tau = \int_{i}^{ii+T} \Delta \vec{\mathbf{V}}_{1}^{ist} d\tau + \left(\delta \vec{\mathbf{W}}_{K1} - (\mathbf{dAIR} - \mathbf{E}) \cdot \mathbf{M}_{S-O}^{T} \cdot \vec{\mathbf{W}}_{COT}\right) \cdot \frac{T^{2}}{2} . (14)$$
Представим выражение  $\int_{i}^{ii+T} \Delta \vec{\mathbf{V}}_{1}^{ist} d\tau$  в виде:  
 $\int_{ii}^{ii+T} \Delta \vec{\mathbf{V}}_{1}^{ist} d\tau = \int_{ii}^{ii+T} \vec{\mathbf{V}}_{1}^{ist} d\tau - T \cdot \vec{\mathbf{V}}_{1}^{ist} (ti) =$   
 $= \int_{ii}^{ii+T} \vec{\mathbf{V}}_{1}^{ist} d\tau - \left(\int_{ii-T}^{ii} \vec{\mathbf{V}}_{1}^{ist} d\tau + T\Delta \vec{\mathbf{V}}_{1}^{ist} (ti) - \int_{ii-T}^{ii} \Delta \vec{\mathbf{V}}_{1}^{ist} d\tau\right) =$   
 $= \left(\int_{ii}^{ii+T} \vec{\mathbf{V}}_{1}^{ist} d\tau - \int_{ii-T}^{ii} \Delta \vec{\mathbf{V}}_{1}^{ist} d\tau\right) - \left(T \cdot \int_{ii-T}^{ii} \vec{\mathbf{W}}_{1} d\tau - \int_{ii-T}^{ii} \Delta \vec{\mathbf{V}}_{1}^{ist} d\tau\right).$ (15)

Можно показать, используя (13), что:

$$T \cdot \int_{ti-T}^{ti} \vec{\mathbf{W}}_{1} d\tau - \int_{ti-T}^{ti} \Delta \vec{\mathbf{V}}_{1}^{ist} d\tau =$$
  
=  $T \cdot \int_{ti-T}^{ti} \vec{\mathbf{W}}_{1}^{iz} d\tau - \int_{ti-T}^{ti} \Delta \vec{\mathbf{V}}_{1}^{iz} d\tau.$  (16)

Подставляя в (15)<sup>*ti-T*</sup> вместо выражений  $\int_{ti}^{ti+T} \vec{V}_{1}^{ist} d\tau$  и  $\int_{ti-T}^{ti} \vec{V}_{1}^{ist} d\tau$  их значения из (10) и учи-

тывая (16), получаем:

$$\int_{ti}^{ti+T} \vec{\Delta} \vec{\mathbf{V}}_{1}^{ist} d\tau = \int_{ti-T}^{ti} \Delta \vec{\mathbf{V}}_{1}^{iz} d\tau - -T \cdot \int_{ti-T}^{ti} \vec{\mathbf{W}}_{1}^{iz} d\tau + T \cdot \Delta \vec{\mathbf{V}}_{KRI} - T \cdot \Delta \vec{\boldsymbol{\xi}} .$$
(17)

Подставляя это выражение в (14), можно получить:

$$\int_{ti}^{ti+T} \Delta \vec{\mathbf{V}}_{1}^{iz} d\tau - \int_{ti-T}^{ti} \Delta \vec{\mathbf{V}}_{1}^{iz} d\tau + T \int_{ti-T}^{ti} \vec{\mathbf{W}}_{1}^{iz} d\tau - T \Delta \vec{\mathbf{V}}_{KRI} = \left( \delta \vec{\mathbf{W}}_{K1} - (\mathbf{dAIR} - \mathbf{E}) \cdot \mathbf{M}_{S-O}^{T} \cdot \vec{\mathbf{W}} cor \right) \times \frac{T^{2}}{2} - T \Delta \vec{\boldsymbol{\xi}} .$$
(18)

(19)



Откуда найдём выражение для невязки фильтра:

$$\frac{2}{T} \left( \frac{1}{T} \left( \int_{t_{i}}^{t_{i}+T} \Delta \vec{\mathbf{V}}_{1}^{iz} d\tau - \int_{t_{i}-T}^{t_{i}} \Delta \vec{\mathbf{V}}_{1}^{iz} d\tau \right) - \Delta \vec{\mathbf{V}}_{KRI} + \int_{t_{i}-T}^{t_{i}} \vec{\mathbf{W}}_{1}^{iz} d\tau \right) = \\ = \delta \vec{\mathbf{W}}_{K1} - \left( \mathbf{dAIR} - \mathbf{E} \right) \cdot \mathbf{M}_{S-O}^{T} \times \\ \times \vec{\mathbf{W}} cor - \frac{2\Delta \vec{\xi}}{T}; \\ \Delta \vec{\mathbf{V}}_{1}^{iz}(\tau) = \int \vec{\mathbf{W}}_{1}^{iz} d\tau; \\ \delta \vec{\mathbf{W}}_{K1} = \delta \vec{\mathbf{W}}_{K10} + \delta \mathbf{Ka} \cdot \vec{\mathbf{W}}_{K1} + \\ + \left( \mathbf{dAIR} - \mathbf{E} \right) \cdot \vec{\mathbf{W}}_{K1},$$

где б $\vec{W}_{K10}$  – вектор смещений нулей акселерометров;

δКа – матрица, составленная из углов неортогональности осей чувствительности акселерометров и ошибок их масштабных коэффициентов.

Левая часть первого уравнения (19) представляет собой вычисляемую невязку фильтра, а правая часть состоит из ошибок БИНС по ускорению в ССК и ошибок измерений КРИСС  $2\Delta \vec{\xi}/T$ . Устраняя процедурой фильтра Калмана ошибку КРИСС, получим оценку ошибок БИНС по ускорению  $\delta \vec{W}_{K1}$ , которые вычитаются из показаний акселерометров БИНС.

Оценка ошибок БИНС  $\delta \tilde{W}_{K1}$  находится в конце интервала усреднения ВКФ, но поскольку она присутствовала на всём этом интервале, то накопились ошибки по скорости и координатам. Зная ошибки по ускорению, можно найти поправки по скорости и выполнить коррекцию координат:

$$\delta \hat{\vec{\mathbf{W}}}_{K1} = 2 \frac{K_F}{T} \left( \frac{1}{T} \left( \int_{t_i}^{t_i+T} \Delta \vec{\mathbf{V}}_1^{iz} d\tau - \int_{t_i-T}^{t_i} \Delta \vec{\mathbf{V}}_1^{iz} d\tau \right) - \Delta \vec{\mathbf{V}}_{KRI} + \int_{t_i-T}^{t_i} \vec{\mathbf{W}}_1^{iz} d\tau \right);$$
  

$$\delta \hat{\vec{\mathbf{V}}} = \left( Tc \sum_{i_i}^{t_i+T} \mathbf{AIR} \right) \cdot \delta \hat{\vec{\mathbf{W}}}_{K1} - \int_{t_i}^{t_i+T} \vec{\mathbf{W}} \mathbf{cor} \cdot d\tau ;$$
  

$$X = X - \delta \hat{\vec{\mathbf{V}}}_X \cdot T \cdot \frac{R0}{R_Z + h} ;$$
  

$$Z = Z - \delta \hat{\vec{\mathbf{V}}}_Z \cdot T \cdot \frac{R0}{R_Z + h} ,$$
 (20)

где  $K_F$  – коэффициент фильтра;

*R*0 – радиус ортодромической сферы;

- *R*<sub>Z</sub> текущий радиус Земли;
- *h* текущая геоцентрическая высота;

 $\delta \tilde{\mathbf{V}}_{X}$  – проекция вектора скорости на ось *X*;

 $\delta \vec{\mathbf{V}}_{z}$  – проекция вектора скорости на ось Z.

Счисление координат производится в ортодромической системе координат с геоцентрической вертикалью и, следовательно, рассматриваемая БИНС является системой полуаналитического типа. Большинство ЛА летят по заранее проложенному маршруту, который представляет собой отрезки ортодромий, состыкованных в точках, называемых поворотными пунктами маршрута (ППМ). Земная поверхность аппроксимируется сферой произвольного радиуса, и каждая ортодромия представляет собой дугу большого круга между двумя соседними ППМ. Плоскость большого круга проходит через центр Земли.

Данная схема комплексирования не вносит возмущений в контур управления движением ЛА в горизонтальной плоскости при наличии ошибок, зависящих от угла скольжения, и позволяет значительно увеличить время усреднения ВКФ. При этом не требуется выдавать данные о скорости в каждом навигационном цикле БИНС, следовательно, отпадает необходимость в скользящем усреднении ВКФ, что позволяет направить освободившиеся вычислительные ресурсы на усовершенствование алгоритма КРИСС. Эволюция ЛА не накладывает ограничений на увеличение времени усреднения ВКФ.

Схема комплексирования, построенная по аналогии с ДИСС, не охватывает контуром обратной связи ошибки ориентации БИНС, которые выражаются матрицей **dAIR**. Даже когда собственные ошибки КРИСС (или ДИСС) полностью отсутствуют, ошибки определения координат местоположения линейно нарастают, поскольку корректируются только ошибки по скорости. В данной схеме ошибки ориентации, так же как и ошибки по положению, попадают в контур обратной связи. Однако ошибки ориентации ухудшают точность комплексирования, поэтому их нужно компенсировать другими методами. Ошибки ориентации приборной НСК относительно плоскости местного горизонта совершают синусоидальные незатухающие колебания с периодом Шулера относительно истинного положения НСК и демпфируются использованием данных КРИСС по скорости. Ошибки ориентации приборной НСК в азимуте имеют характер дрейфа, т. е. медленного разворота приборной НСК с течением времени относительно её истинного положения.

На участке полёта, когда работает навигационная аппаратура потребителя (НАП) СНС, можно, используя данные КРИСС, оценить азимутальную ошибку БИНС. На этом участке скорость ЛА, вычисленная БИНС, корректируется по данным НАП СНС. Вычислим средние значения скоростей в горизонтальной плоскости  $XT_{SR}$ ,  $ZT_{SR}$ , на интервале усреднения ВКФ. Переведём скорости, вычисленные КРИСС, из АСК в НСК через усреднённую на этом интервале матрицу **AIR**. В результате получим следующую систему уравнений:

$$\begin{bmatrix} V_{X}^{KRI} \\ V_{Y}^{KRI} \\ V_{Z}^{KRI} \end{bmatrix}_{HCK} = \left( \frac{Tc}{T} \sum_{i}^{i+T} AIR \right) \times$$

$$\times \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\Delta \Psi_{ust} \\ 0 & 1 & 0 \\ \Delta \Psi_{ust} & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} Vxk \\ Vyk \\ Vzk \end{bmatrix}_{ACK} ;$$

$$\frac{Tc}{T} \sum_{i}^{i+T} \begin{bmatrix} XT \\ HTa \\ ZT \end{bmatrix}_{HCK} = \begin{bmatrix} XT_{SR} \\ HTa \\ ZT_{SR} \end{bmatrix} = (21)$$

$$= \mathbf{dM}_{S-O}^{T} \cdot \begin{bmatrix} V_{X}^{KRI} \\ V_{Y}^{KRI} \\ V_{Z}^{KRI} \end{bmatrix}_{HCK} ;$$

$$\mathbf{dM}_{S-O}^{T} = \begin{bmatrix} \cos \Delta \Psi & -\Delta \vartheta & \sin \Delta \Psi \\ \Delta \vartheta & 1 & -\Delta \gamma \\ -\sin \Delta \Psi & \Delta \gamma & \cos \Delta \Psi \end{bmatrix},$$

где Δψ, Δθ, Δγ – ошибки ориентации БИНС, т. е. разворот приборной НСК относительно её истинного положения;

 $\Delta \psi_{ust}$  – ошибка установки АСК относительно ССК по рысканию.

Считая ошибку установки  $\Delta \psi_{ust}$  известной и пренебрегая ошибками  $\Delta 9$  и  $\Delta \gamma$ , поскольку они уточняются другими средствами, из (21) найдём азимутальную ошибку БИНС  $\Delta \psi$ :

$$\sin \Delta \psi \approx \Delta \psi = \frac{XT_{SR} \cdot V_Z^{KRI} - ZT_{SR} \cdot V_X^{KRI}}{\left(V_X^{KRI}\right)^2 + \left(V_Z^{KRI}\right)^2} \cdot (22)$$

На разворотах при переходе с одной ортодромии на другую ошибка ориентации  $\Delta \psi$ устраняется без привлечения данных КРИСС в результате работы алгоритма довыставки. Для организации довыставки может быть организован специальный манёвр.

Ошибка установки  $\Delta \psi_{ust}$  приводит к наличию постоянной составляющей в ошибке поперечной скорости, которая фильтром Калмана при комплексировании не устраняется и оказывает значительное влияние на точность навигации с КРИСС. Данные анализа лётных испытаний показывают, что  $\Delta \psi_{ust}$  достигает величины 20 угл. мин и более, при том, что ошибка в 10 угл. мин приводит к систематической превышающей требование ТЗ ошибке в поперечной скорости.

Рассмотрим способ выделения и компенсации ошибки  $\Delta \psi_{ust}$  на начальном участке полёта при работе НАП СНС:

$$\begin{bmatrix} Vx1N\\ Vy1N\\ Vz1N \end{bmatrix} = \mathbf{dAIR} \cdot \mathbf{M}_{S-O}^{T} \cdot \begin{bmatrix} XT\\ HTa\\ ZT \end{bmatrix} =$$

$$= \mathbf{dAIR} \cdot \begin{bmatrix} Vx1N_{ist}\\ Vy1N_{ist}\\ Vz1N_{ist} \end{bmatrix}; \qquad (23)$$

$$\mathbf{dAIR} = \begin{bmatrix} 1 & \Delta \vartheta & -\Delta \psi\\ -\Delta \vartheta & 1 & \Delta \gamma\\ \Delta \psi & -\Delta \gamma & 1 \end{bmatrix};$$

$$\begin{bmatrix} Vxk1\\ Vyk1\\ Vzk1 \end{bmatrix}_{CCK} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\Delta \psi_{ust}\\ 0 & 1 & 0\\ \Delta \psi_{ust} & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} Vxk\\ Vyk\\ Vzk \end{bmatrix}_{ACK}, \qquad (24)$$

где  $\Delta \psi$ ,  $\Delta \vartheta$ ,  $\Delta \gamma$  – ошибки ориентации БИНС, в данном случае переход из истинного положения ССК, которое определяется матрицей  $\mathbf{M}_{S-O}^{T}$ , в наблюдаемое положение ССК, которое определяется матрицей **AIR**. Будем считать,

80



что ошибки ориентации Δθ, Δγ непрерывно устраняются работой алгоритма довыставки в горизонт;

Vz1N – проекция земной скорости на ось  $OZ_1$  по данным комплексирования БИНС и НАП;

*Vzk*1 – эта же проекция по измерениям КРИСС.

Найдём разность:

$$\Delta Vzk = Vzk1 - Vz1N.$$
(24)  
W3 (23) имеем:  

$$\Delta Vzk = (Vxk \cdot \Delta \psi_{ust} + Vzk) - (Vz1N_{ist} + Vx1N_{ist} \cdot \Delta \psi) = (Vzk - Vz1N_{ist}) + (Vxk \cdot \Delta \psi_{ust} - Vx1N_{ist} \cdot \Delta \psi) = (Vzk - Vz1N_{ist}) + (\Delta \psi_{ust} - \Delta \psi) \cdot Vxk.$$
(25)

Ошибку КРИСС по боковой скорости представим в виде:

$$Vzk - Vz1N_{ist} = (K_{\beta} \cdot \beta_{K}) \cdot Vz1N_{ist} + \xi.$$
(26)

Выполним два манёвра в горизонтальной плоскости одинаковой длительности: один – с углом скольжения  $\beta_{\rm K} = +\beta S$ , второй – с углом скольжения  $\beta_{\rm K} = -\beta S$ . Полагая, что ошибка КРИСС по продольной скорости незначительна, т. е. принимая, что  $Vxk \approx VxkN_{ist}$ , из (25) с учётом (26) найдём:

$$\Delta \psi_{ust} - \Delta \psi = \frac{\sum_{NS \cdot T} (Vzk1 - Vz1N)}{\sum_{NS \cdot T} Vxk}, \quad (27)$$

где *NS* – заданное число циклов измерений КРИСС.

Для того чтобы из (27) найти ошибку установки  $\Delta \psi_{ust}$ , необходимо сначала определить ошибку  $\Delta \psi$  и затем –  $\Delta \psi_{ust}$ . При выполнении манёвров работает алгоритм довыставки, и после их окончания становится известной ошибка  $\Delta \psi$ , после чего из (27) находится

ошибка установки  $\Delta \psi_{ust}$ .

#### Выводы

1. Разработан метод комплексирования данных БИНС и корреляционного измерителя скорости, учитывающий принципиальные отличия корреляционного способа от доплеровского. При этом в отличие от традиционного способа комплексирования с ДИСС в предлагаемом способе корректируются ошибки БИНС по ускорению, скорости и координатам.

2. Данный способ позволяет значительно увеличить длину выборок сигналов для вычисления ВКФ (интервал времени усреднения ВКФ), что позволяет довести точность комплексированной системы до предельно достижимого уровня.

3. Предложен способ оценки азимутальной ошибки БИНС при совместном использовании данных КРИСС и СНС, что существенно повышает точность навигации на участке, когда данные СНС будут отсутствовать в результате противодействия её работе.

#### Список литературы

**1.** Боркус М. Н., Чёрный А. Е. Корреляционные измерители путевой скорости и угла сноса летательных аппаратов. М.: Сов. радио, 1973. 169 с.

2. Пономарев Л. И., Калмыков Н. Н., Иванов Ю. А., Кац М. И., Важенин В. Г. Вербицкий В. И., Дядьков Н. А., Мельников С. А. Результаты отработки алгоритмов функционирования и перспективы применения комбинированных радиолокационных измерителей в составе бортового комплекса управления полётом летательного аппарата // Вестник Южно-Уральского государственного университета. Сер. Компьютерные технологии, управление, радиолактроника. 2014. Вып. 14. С. 116-119. Поступила 11.11.14.

Иванов Юрий Александрович – ведущий инженер АО «ОКБ «Новатор», г. Екатеринбург.

Область научных интересов: корреляционно-экстремальные системы навигации, динамика, баллистика, управление движением и эффективность летательных аппаратов.

#### © А. П. Коновальчик, 2015

# Применение суперкомпьютерных технологий для решения задачи выделения космических объектов в цифровом изображении

Обосновывается необходимость использования суперкомпьютеров при реализации вычислительно трудоёмких алгоритмов в задачах обработки данных систем воздушно-космической обороны. На примере алгоритма выделения в оптическом цифровом изображении космических объектов показана целесообразность применения суперкомпьютерных технологий.

*Ключевые слова*: суперкомпьютерные технологии, параллельные вычисления, обработка изображений, выделение объектов в изображении, прогнозирование движения космических объектов.

### Введение

В процессе развития и совершенствования системы воздушно-космической обороны стремительно возрастает сложность и вычислительная ёмкость алгоритмов обработки информации о космических и баллистических объектах [1]. Это обусловлено:

повышением разрешающей способности радиолокационных и оптических средств воздушно-космической обороны, необходимой частоты обновления информации, количества гипотетических целей;

увеличением сложности законов эволюции целевой обстановки.

Работа таких алгоритмов в режиме реального времени требует их реализации на современных высокопроизводительных вычислительных платформах с применением специальных технологий программирования.

В настоящей работе рассматривается задача автоматического выделения в цифровом изображении перемещающихся за время экспозиции малоконтрастных космических объектов с неизвестными орбитами. Съемка проводится в таком режиме, что за время экспозиции принимаемый от звезды сигнал накапливается в одном или нескольких соседних пикселях изображения. Сигнал от перемещающегося в плоскости фотоприёмной матрицы космического объекта «размазывается» по многим пикселям изображения, может иметь малую контрастность, что затрудняет обнаружение объекта.

Традиционная реализация алгоритмов обнаружения в цифровом изображении перемещающихся за время экспозиции объектов основана на пороговой обработке сигналов и последующем группировании наиболее ярких пикселей в прямолинейные следы. При применении подобных алгоритмов хорошо выделяются следы объектов с высокой относительно фона контрастностью, однако при такой обработке отметки от тусклых объектов могут остаться под порогом. Чтобы не потерять эти объекты, можно понизить порог до некоторого необходимого уровня, но при этом возрастает число ложных отметок. Обработка такого гигантского количества отметок с целью их группирования в следы объектов и отбраковки ложных отметок требует высокой производительности вычислительных средств [1].

Исследования алгоритма обработки изображения проводились на разработанном в ОАО «Концерн ПВО «Алмаз – Антей» реконфигурируемом проблемно-ориентированном вычислительном комплексе (РПВС-К) «Орфей-К» (рис. 1) [3], который является типичным представителем суперЭВМ с ускорительными платами на базе программируе-



Рис. 1. Реконфигурируемый проблемноориентированный вычислительный комплекс «Орфей-К»





Рис. 2. Структура суперЭВМ «Орфей-К»

мых логических интегральных схем (ПЛИС) (рис. 2).

Структура суперЭВМ «Орфей-К» является гибридной и включает (см. рис. 2):

а) универсальную компоненту, реализованную как обычный вычислительный кластер из 16 специализированных универсальных вычислительных реконфигурируемых вычислительных блоков (СУРВБ) на основе двух процессоров *Intel Xeon*, соединённых высокоскоростной сетью *Infiniband*;

б) специализированную компоненту, состоящую из 32 реконфигурируемых вычислительных блоков (РВБ), попарно подключенных к СУРВБ по шине *PCI Express*; каждый РВБ включает 8 ПЛИС *Xilinx XC6VSX*475*T*.

Основные характеристики суперЭВМ «Орфей-К»:

число СУРВБ	16
число процессорных ядер в решающем поле ( <i>In E</i> 5620 2,4 ГГц 4 ядра)	ntel Xeon 128
число ПЛИС на РВБ	8
число ПЛИС в решающем поле	256
скорость чтения/записи в системе хранения Мбайт/с	данных ~ 250
пропускная способность сети Infiniband, Гбайт	r/c4
суммарный объём оперативной памяти в реп поле, Гбайт	пающем 192
емкость системы хранения данных, Тбайт	12

пиковая производительность универсального процессора:

float (1ядро), Гфлопс	19,2
<i>double</i> (1ядро), Гфлопс	9,6
float (РПВС-К в целом), Тфлопс	2,46
double (РПВС-К в целом), Тфлопс	1,23

#### Постановка задачи

Известный алгоритм обработки изображения для выделения космических объектов основан на замене задачи выделения протяжённых следов задачей обнаружения фрагментов фиксированной длины с последующим их группированием [3]. Фрагменты следов и звёзды обнаруживаются в скользящем по изображению прямоугольном пиксельном окне с классификацией по признаку «неподвижный объект/ фрагмент следа объекта». Накопление сигналов вдоль гипотетических фрагментов следов проводится в пределах окна. Максимальное число наиболее правдоподобных объектов каждого типа ограничивается некоторой априори задаваемой константой. Число группируемых фрагментов при этом значительно меньше числа группируемых отметок при традиционном подходе, основанном на пороговой обработке сигналов в пикселях.

#### Решение задачи

На вход алгоритма подаётся прямоугольное мозаичное изображение (16 бит серого) в виде матрицы размером *NX* (по горизонтали) на *NY* 

(по вертикали) целых чисел (16 бит без знака):  $||Y_{i,j}||, i=0...NX-1, j=0...NY-1,$ 

где *NX*, *NY* – размер входного изображения (фиксированные).

В пространственном прямоугольном пиксельном окне размером *WL*×*WL* (*WL* – нечётное целое, фиксированное для каждой отдельно взятой реализации алгоритма) вокруг выбранного пикселя изображения выполняется оценка амплитуды сигнала, уровня фона, вычисление решающей статистики (максимума логарифма функции правдоподобия) и выбор оптимальной гипотезы, приводящей к максимуму функционал (решающая статистика) [3]:

$$L_{i,j}(k,a,b) =$$

$$= -\sum_{p=-\frac{WL-1}{2}}^{\frac{WL-1}{2}} \sum_{q=-\frac{WL-1}{2}}^{\frac{WL-1}{2}} (Y_{i+p,j+p} - [a \cdot F_{p,q}^{k} + b])^{2}, (1)$$

где k = 0...K - гипотезы;

 $K = 2 \cdot WL;$ 

*WL* = 3, 5, 7, 9, 11;

*ND* – максимальное число обнаруживаемых фрагментов (фиксированное);

а – амплитуда сигнала;

*b* – амплитуда фона;

 $\|F_{p,q}^k\|$  – матрицы опорных отметок обнаруживаемых космических объектов (шаблонов) размером  $WL \times WL$  для K = 2WL гипотез, k=0...K-1 (рассчитываются заранее для каждой отдельно взятой реализации алгоритма).

Оптимальная гипотеза  $k^*$  для *i*,*j*-пикселя изображения  $Y_{ij}$  при расчете выражения (1) выбирается по следующим критериям:

$$k^* = \arg \max_{k=0...K-1} \{\!\!\{L_0^*\} \cup \{\!\!L_k^* \mid a_k^* > 0\}\!\!\},\$$

где  $L_k^*$  – максимальное значение функционала  $L_{ij}(k, a, b)$ , полученное нахождением максимизирующих правую часть выражения (1) значений  $a = a_k^*$  и  $b = b_k^*$ .

Значения  $a_k^*$  и  $b_k^*$  для каждого *i,j*-пикселя изображения  $Y_{i,j}$  вычисляются по формулам:

$$a_{k}^{*} = C_{a}^{k} \cdot (SYF^{k} \cdot S - SY \cdot SF^{k}), k > 0, a_{0}^{*} = 0;$$
  
$$b_{k}^{*} = C_{b}^{k} \cdot (SY - a_{k}^{*} \cdot SF^{k}), k > 0, b_{0}^{*} = \frac{SY}{S},$$

ГДе 
$$C_a^k = \frac{1}{SFF^k \cdot S - SF^k \cdot SF^k};$$
  

$$SFF^k = \sum_{p=-\frac{WL-1}{2}}^{\frac{WL-1}{2}} \sum_{q=-\frac{WL-1}{2}}^{\frac{WL-1}{2}} (F_{p,q}^k)^2;$$

$$S = \sum_{p=-\frac{WL-1}{2}}^{\frac{WL-1}{2}} \sum_{q=-\frac{WL-1}{2}}^{\frac{WL-1}{2}} = (WL)^2;$$

$$SF^k = \sum_{p=-\frac{WL-1}{2}}^{\frac{WL-1}{2}} \sum_{q=-\frac{WL-1}{2}}^{\frac{WL-1}{2}} (Y_{i+p,j+p} \cdot F_{p,q}^k);$$

$$SYF^k = \sum_{p=-\frac{WL-1}{2}}^{\frac{WL-1}{2}} \sum_{q=-\frac{WL-1}{2}}^{\frac{WL-1}{2}} (Y_{i+p,j+p} \cdot F_{p,q}^k);$$

$$SY = \sum_{p=-\frac{WL-1}{2}}^{\frac{WL-1}{2}} \sum_{q=-\frac{WL-1}{2}}^{\frac{WL-1}{2}} (Y_{i+p,j+p} \cdot F_{p,q}^k);$$

$$C_b^k = \frac{1}{S}.$$

Выражение для  $L_k^*$  с учетом значений  $a_k^*$  и  $b_k^*$  может быть представлено в виде:

 $L_{k}^{*} = 2 \cdot a_{k}^{*} \cdot SYF^{k} - a_{k}^{*} \cdot a_{k}^{*} \cdot SYF^{k} + b_{k}^{*} \cdot b_{k}^{*} \cdot S,$ а при k = 0

$$L_0^* = \frac{SY \cdot SY}{S}.$$

Из всего набора гипотез, получивших положительную оценку амплитуды сигнала  $a_k^*$ , и гипотезы отсутствия полезного сигнала (k=0) по вышеприведенной формуле выбирается гипотеза с максимальной величиной  $L_k^*$ .

В результате такого попиксельного выбора оптимального значения формируются две матрицы промежуточных значений размером  $(NX - WL + 1) \times (NY - WL + 1)$ . Первая из них содержит номера выбранных гипотез  $k^*$ , вторая – величины функционала  $L^*_{k^*}$  для каждого пикселя, соответствующие выбранным  $k^*$ :

$$\mathbf{k} = \left\| \arg \left( L_{n,m}(k^*, a^*, b^*) \right) \right\|;$$
$$\mathbf{\Lambda} = \left\| L_{n,m}(k^*, a^*, b^*) \right\|,$$

где n, m = 0...(NX - WL + 1).

Ввиду того, что не всегда возможно определить порог предварительно, не проведя об-



работку, в рассматриваемом алгоритме применяется адаптивный порог обнаружения, определяемый максимально допустимым числом ложно обнаруживаемых отметок, равным *ND*.

На основе массива величин  $\Lambda$  формируется неупорядоченный список. Полученный список сортируется по убыванию. В качестве порогового значения *TD* выбирается (*ND*+1)-й элемент упорядоченного списка (*ND*-элемент при индексации от 0).

#### Отсев подпороговых значений

Для каждого элемента матрицы **Л** производится сравнение:

$$\Lambda_{ii} > TD.$$

Если это условие не выполняется, соответствующий элемент матрицы **k** зануляется.

Операция гарантирует, что число обнаруженных отметок не превысит *ND*.

#### Результат пороговой обработки

Результат обработки формируется из прошедшей пороговую обработку матрицы  $\mathbf{k}$  дополнением до матрицы размером *NX* на *NY* нулевыми столбцами и строками по (*WL*-1)/2 с каждой из четырех сторон.

#### Минимизация объёма выходных данных

Объём выходных данных первичной предпороговой обработки значительно превышает объём входных данных, поступающих на обработку. Для дальнейшей обработки имеют значение обе выходные составляющие  $\mathbf{k}$  и  $\Lambda$ , поэтому в целях сокращения объёма выхода адаптивная обработка реализована на том же кристалле ПЛИС.

Реализация на кристалле адаптивной пороговой обработки позволяет отказаться от вывода с кристалла ПЛИС матрицы  $\Lambda$ , что даже в грубой реализации вывода массива k (то есть в полном его объёме) преуменьшает объём выходных данных по сравнению с входом.

Следующим шагом уменьшения объёма выходных данных можно выбрать сокращение числа ненужной информации в массиве **k** – привести его к списку координат и номеров, не содержащему нулевых гипотез. При этом, поскольку в алгоритме адаптивной пороговой обработки уже применяется сортировка списка, повторно список можно не формировать, если в процессе сортировки запоминать сопутствующие величинам статистик координаты.

# Фрагментация кадра

На первом этапе обработки вычисления, выполняемые в прямоугольных пиксельных окнах для двух соседних пикселей изображения, взаимно независимы. Пересекаются лишь входные массивы данных, и фрагментация неизбежно приведёт к дублированию входных данных на границах окон. Объём дублируемых данных приблизительно (WL–1)·N элементов для квадратного фрагмента размером  $N \times N$ , что соотносится с площадью фрагмента как (WL–1)/N.

Второй этап обработки связывает результаты первого этапа процедурой сортировки. Однако в силу физических особенностей решаемой задачи в определённых пределах фрагментация допускается. За грубую оценку минимального размера фрагмента можно выбрать 32×32. При допущении концентрации ложных отметок в 1/16 от площади фрагмента такой выбор позволит всегда обнаруживать след «яркого» объекта целиком. В целях же обнаружения «тусклых» объектов размер фрагмента стоит увеличить хотя бы до 64×64. Одновременно это позволит обнаруживать более одного объекта во фрагменте кадра.

Таким образом, имеет смысл производить фрагментирование кадра дважды: на вход кристалла ПЛИС подавать фрагменты большего размера (в целях сокращения накладных расходов дублирования данных), а пороговую обработку производить над фрагментами меньшего размера.

Первичная обработка двух различных кадров выполняется независимо. Это автоматически означает, что производительность системы возрастает с увеличением количества задействованных вычислительных узлов: для каждого кадра – отдельные узлы. Такой подход не уменьшает отклик системы на обработку отдельного кадра, но общая производительность растёт.

## Анализ вычислительных особенностей алгоритма

Упрощенная блок-схема реализации алгоритма на суперЭВМ может быть разбита на четыре

этапа:

загрузка изображения;

осуществление вычислений, не зависящих от изображения;

обработка изображения;

адаптивная обработка.

Проведя анализ каждого из этапов, можно сделать вывод, что алгоритм удовлетворяет основным требованиям, предъявляемым для реализации на ПЛИС, а именно:

наличие в алгоритме параллельных компактных подалгоритмов, в которых сосредоточена основная вычислительная сложность алгоритма;

невысокая ёмкостная сложность подал-горитмов;

возможность распараллеливания реализуемого фрагмента алгоритма и достаточный уровень потенциального параллелизма;

отсутствие или незначительное число ветвлений в алгоритме;

высокая вычислительная интенсивность реализуемого подалгоритма.

### Оценка числа операций

Основная трудоёмкость приходится на блок обработки изображения. Общее число операций  $-(NX-WL) \times (NY-WL) \times K$ .

Оценим количество операций на 1 байт данных (входных и выходных) для всех шаблонов.

## Оценка объёмов памяти

Входные данные составляют ~25% (250 тыс. пикселей) от суммарного объёма входных и выходных данных.

Объем памяти под шаблоны *К*×*WL*<sup>2</sup> слов. Для 100 шаблонов 11×11 потребуется 12КБайт при однобайтовом элементе, 24 КБайт – при двухбайтовом.

При наличии в ПЛИС *XC6VSX*475*T* ~4 Мбайт блочной памяти возможно использование до 0,5 Мбайт для обрабатываемого изображения, т. е. 1 ПЛИС может обрабатывать фрагменты изображения до 512×512 пикселей, а для обработки изображения 4008×2672 пикселей потребуется от 64 ПЛИС (т. е. 8 РВБ) [2].

## Оценка производительности

При задействовании всей суперЭВМ «Орфей-К» и пропорциональном уменьшении

размеров фрагмента (в 4 раза) скорость обработки может достигнуть 340-600 фрагментов на ПЛИС.

Устоявшаяся скорость обмена данными с 1 ПЛИС (при работе со всеми 16 ПЛИС) составляет ~ 80 Мбайт/с в каждую сторону. Поскольку выходные данные в 7 раз превышают входные, именно это является ограничивающим фактором.

С одной ПЛИС можно считывать до  $\sim 6 \times 10^6$  данных для пикселей изображений и загружать данные для  $\sim 42 \times 10^6$  пикселей, т.е. обрабатывать  $\sim 23$  фрагмента изображений в секунду (если считать только загрузку, то 160). При уменьшении фрагмента и увеличении числа задействованных ПЛИС пропорционально возрастает достижимая скорость обмена и обработки фрагментов соответственно. На «Орфей-К» в полной конфигурации (256 ПЛИС) соответственно возможна обработка со скоростью в 4 раза большей (92 и 640 фрагментов/с на ПЛИС соответственно).

Пропускная способность системы хранения данных позволяет извлекать из неё в секунду не более 10–15 изображений размером 20–32 Мбайт и соответственно сохранять данные обработки не более 2–3 изображений.

Пропускная способность сети *Infiniband* 32 Гбит/с позволяет загружать из сервера загрузки, управления и мониторинга (СЗУМ) данные не более чем 128–200 изображений в секунду и сохранять результаты обработки не более чем 18–30 изображений в секунду.

При сокращении объемов возвращаемой информации скорость обработки может быть увеличена вплоть до значений, лимитируемых производительностью ПЛИС: порядка 100 изображений в секунду для 100 шаблонов 11×11 или 15×15.

## Декомпозиция задачи и оценка возможности реализации на ПЛИС

Параллельность выполнения задачи естественным образом достигается разбиением исходного изображения на фрагменты. При обработке на суперкомпьютере изображение делится между ПЛИС, а внутри ПЛИС – между логическими вычислительными устройствами (ВУ), работающими параллельно. При проведении



разбиения необходимо обеспечить перекрытие на ширину шаблона гипотезы максимального размера.

Внутри ПЛИС массив входного изображения (ввиду большого объёма) должен храниться в блоке памяти (*BRAM*), который позволяет хранить минимально 2<sup>10</sup> точек изображения (например, квадрат размером 32×32).

Массив шаблонов тоже целесообразно хранить в памяти ПЛИС вместе с суммами значений матриц шаблонов и их квадратов. При этом в ПЛИС выгодно размещать несколько копий массива, особенно если ВУ работают асинхронно.

Так как протокол обмена данными с BRAM последовательный, то для ВУ предполагается естественным следующий порядок работы: для каждой точки последовательно выполнять сличение квадрата изображения с центром в данной точке с шаблоном из списка; далее в одном блоке ВУ выполняются вычисления, требующие многократного чтения из памяти (это суммы SY и SYF), а во втором – вычисления, не требующие обращений к памяти, т. е. досчитывать функционал L(k, i, j). Такая организация вычислений позволяет блокам работать параллельно (с разными шаблонами).

Время обработки одной пары «пикселшаблон» в первом блоке определяется временем вычисления суммы *SYF* (более простая сумма *SY* вычисляется попутно). При считывании из памяти по одному элементу массивов изображения и шаблонов сумма вычисляется за  $WL^2$  тактов. Время обработки пары «точка – шаблон» во втором блоке можно, при распараллеливании процесса, свести к 9–10 тактам (минимальной длине периода работы первого блока). Тогда время обработки в ВУ фактически будет определяться временем работы первого блока.

Объем ВУ не менее двух 16-Кбит *BRAM* для хранения  $||Y_{i,j}||$  (поскольку к одному фрагменту изображения может обращаться одновременно до четырёх ВУ, а элементы блочной памяти имеют 2 порта; иначе можно хранить в одном ВУ фрагмент, охватывающий все необходимые для анализа точки; в данном случае, его размер 42×42); один блок памяти для хра-

нения результатов ( $\mathbf{k}$ ,  $\Lambda$ ); несколько (не более 15, зависит от реализации) *DSP*-блоков для выполнения умножений и делений.

Дальнейшие вычисления в ПЛИС сводятся к отбору результатов с наибольшими значениями. Для каждого фрагмента размером 32×32 достаточно выбрать около 10 наилучших результатов: это выполняется на фоне остальной обработки посредством вставки очередного значения в 10-элементный список и требует нескольких тактов.

Окончательно списки, выработанные различными ВУ, должны быть объединены в общий список из примерно 50 элементов. При такой реализации в одной ПЛИС *Virtex*6-475*SXT* можно разместить не менее 128 ВУ. При рабочей частоте 100 МГц время обработки фрагмента размером  $32 \times 32$  на одном ВУ и при времени обработки всеми (128) ВУ изображения размером  $2^{17}$  точек оценивается как ~0,06 с.

Таким образом, обработка изображения размером 2<sup>25</sup> точек за 0,1 с достижима на комплексе из 256 ПЛИС.

# Структурная схема элементарного канала обработки в ПЛИС

Элементарный канал обработки выполняет подсчёт функционала (1) для небольшого фрагмента изображения (ориентировочно 32×32 точки).

Структурная схема канала обработки в ПЛИС приведена на рис. 3.

Реализация алгоритма на архитектуре «Орфей-К» состоит из следующих этапов:

рассылка частей изображения по вычислительным узлам;

«нарезка» изображения на фрагменты;

загрузка фрагментов в ПЛИС;

обработка фрагмента в ПЛИС;

выгрузка результатов обработки из ПЛИС;

сборка результатов, преобразование форматов и сортировка;

сборка частей результата.

Реализация алгоритма на архитектуре «Орфей-К» позволила обработать изображение размером 10 мегапикселей за 35 мс, что более чем в 3900 раз быстрее, чем на универсальном процессоре.



Рис. 3. Структурная схема канала обработки в ПЛИС

На рис. 4 представлены исходное (а) и обработанное (б) изображения с выделенным треком (следом) реального космического объекта. Изображения получены с телескопа VT-53 с апертурой 12 см (ПАО «МАК «Вымпел»), размер изображения 4008×2672 пикселей.

Таким образом, на суперЭВМ «Орфей-К» целесообразно решать задачи с высокой вычислительной сложностью, которые за необходимое время не могут быть решены на автоматизированном рабочем месте на базе современной ПЭВМ. В качестве ориентира может быть принят уровень в 27×10<sup>15</sup> операций,



а б Рис. 4. Исходное (а) и обработанное (б) изображения с выделенным треком (следом) реального космического объекта

| ISSN 2221-1179 Вестник Концерна ПВО «Алмаз – Антей» | №2, 2015



что соответствует более 16 ч счётной работы на современной ПЭВМ.

#### Выводы

1. Проблема выделения в цифровом изображении космических объектов с заданным качеством является вычислительно трудоёмкой задачей и требует для решения в режиме реального времени применения специализированных вычислителей.

2. Функциональный параллелизм на верхнем структурном уровне рассматриваемого алгоритма обеспечивает совмещение во времени вычислений в ПЛИС с вычислениями в универсальных процессорах и с обменами данными, а наличие в подалгоритмах функционального параллелизма – возможность организации макроконвейерной обработки в ПЛИС. Это позволяет реализовать алгоритм автоматического обнаружения в 10-мегапиксельном цифровом изображении перемещающихся за время экспозиции малоконтрастных космических объектов с неизвестными орбитами за 35 мс, что приблизительно в 3900 раз быстрее, чем на универсальном процессоре.

3. Специализированный вычислительный комплекс «Орфей-К» на базе ПЛИС обеспечивает реализацию рассмотренного алгоритма в режиме реального времени и может быть использован в качестве базового вычислителя для перспективных оптических средств мониторинга космического пространства Минобороны России, Роскосмоса и др.

## Список литературы

**1.** Промежуточный научно-технический отчет. НИЭР «КИМС-Вымпел-2014». М.: ОАО «МАК «Вымпел», 2014. 435 с. Инв. 2657.

**2.** Научно-технический отчет. ОКР «Орфей-К». М.: ОАО «Концерн ПВО «Алмаз – Антей», 2011. 889 с. Инв. 91-214-К.

**3.** *Колесса А. Е., Репин В. Г.* Робастный адаптивный алгоритм выделения отметок от целей в цифровом изображении // Космические информационно-управляющие системы. 2009. Вып. 3. С. 203–210.

Поступила 27.07.15

**Коновальчик Артем Павлович** – советник генерального директора ОАО «Концерн ПВО «Алмаз – Антей», г. Москва.

Область научных интересов: суперкомпьютерные технологии, цифровая обработка сигналов.

# УДК 623.76(092)

## © Я. В. Безель, 2015

### Этапы развития автоматизированных систем управления авиацией и ПВО

Приводится краткий обзор работ, выполненных в НИИ-5 (МНИИПА) в 1923–2010 гг. по созданию и совершенствованию радиолокационных станций, приборов связи и автоматики, автоматизированных систем управления реального времени.

*Ключевые слова*: SAGE, НИИ, ПВО, НИР «Луч», ВВС, ВЦ, «Ясень», УКВ, НИИ СТ, РТЦ-94, ТЭЗ, РЛУ, Концепция, ИТМ и ВТ, ЦК КПСС, СМ СССР, СРЭМ, АСАЛМ.

В 1923 г. по заданию Наркомата обороны Красной Армии и Командования ПВО Научно-исследовательский институт связи и специальной техники (НИИ СТ РККА) начал исследовательские работы для определения возможности использования ультракоротковолнового диапазона «для войны» [1] и созданию элементов автоматизации для службы ВНОС ПВО. Перед институтом была поставлена задача: создание мощных магнетронов, электровакуумных ламп и мощных усилителей.

В том же году возможность использования УКВ-диапазона (позднее – и других диапазонов) в военных целях впервые обосновали специалисты 6-го отдела института (в дальнейшем этому отделу было поручено проведение всех задававшихся НИР и ОКР).

В 1932 г. П. К. Ощепков (переведённый из опытного сектора ПВО в НИИ СТ РККА) обосновал возможность обнаружения самолетов с помощью электромагнитных волн и доложил об этом Командованию ПВО в своей инженерной записке [1, 2].

В 1938 г. специалистами 6-го отдела М. И. Куликовым, А. И. Шестаковым, Д. С. Стоговым под руководством П. К. Ощепкова в сотрудничестве с академиком А. Ф. Иоффе (ЛФТИ) были сделаны первые радиолокаторы («радиоулавливатели самолетов») «Ревень» и «Редут», в которых впервые в мире был реализован изобретенный инженером П. К. Ощепковым «метод обнаружения самолетов с помощью отражённых электромагнитных волн» [1, 2]. После прохождения войсковых испытаний они были приняты на вооружение Красной Армии: «Ревень» – в 1939 г. как «РУС-1», «Редут» – в 1940 г. как «РУС-2».

Опытные (а позже и серийные) образцы этих станций уже в 1940 г. были установлены на Карельском перешейке во время войны с белофиннами, что не позволило пролететь в сторону Ленинграда ни одному вражескому самолету. В войсках эти образцы обслуживали офицеры НИЛ АП (так назывался тогда МНИИПА) во главе с А. И. Шестаковым и Д. С. Стоговым.

Радиолокационные станции РУС-2 стали одним из основных видов вооружения войск ПВО. К началу Великой Отечественной войны было изготовлено 25 комплектов этих станций.

В 1943 г. по директиве Генерального штаба Красной Армии 6-й отдел в полном составе и со всеми опытными образцами, стендами и техническими средствами был переведен в НИЛ АП.

В 1947–1948 гг. начальник отдела института Е. А. Мурзин впервые обосновал принципы и разработал наиболее рациональные методы наведения в реальном времени, создал первые приборы наведения: основной пункт управления и наведения: основной пункт управления и наведения (ОПУН), дублируюций пункт управления и наведения (ДПУН). В 1949 г. был спроектирован опытный образец аппаратного комплекса наведения «Ясень» для корпуса ПВО.

Это послужило основой для создания автоматизированных систем управления и наведения истребительной авиации ПВО и ВВС:

в 1950 г. – автоматизированной системы управления войсками «Ясень-1», имевшей в своем составе аппаратуру оборудования командных пунктов авиационных систем ВВС и ПВО для управления и наведения истребителей на самолеты противника;

в 1952 г. – модернизированного комплекта оборудования «Ясень-11» для группы наведения на командной пункте (КП) ПВО;

в 1953 г. – системы «Ясень-2».

Кроме этого, в институте создавались приборы управления артиллерийским зенитным (ПУАЗО) и артиллерийским (ПУАО) огнём разных модификаций. Опыт этих работ был



обобщен в книге «Теория и основы проектирования ПУАЗО» под редакцией Н. И. Пчельникова, которая стала учебником и методическим пособием для разработчиков [3].

В начале 1950-х гг. США начали развертывать континентальную систему противовоздушной обороны (SAGE). Перед научными институтами и предприятиями советской оборонной промышленности была поставлена задача: как можно быстрее провести комплексную автоматизацию процессов управления в войсках. Началась разработка и оснащение войск противовоздушной обороны техническими системами нового класса – автоматизированными системами обработки радиолокационной информации и управления.

В 1953 г. институту было поручено создание опытного образца комплексной автоматизированной системы оповещения, управления и наведения истребителей. Для обеспечения выполнения этой работы в институте был создан специальный новый отдел, начальником которого стал А. Л. Лившиц. В 1956 г. образец успешно прошёл государственные испытания.

Системой, которая выпускалась в стационарном («Воздух-1») и подвижном («Воздух-1П») вариантах, были оснащены практически все войсковые части как ВВС, так и ПВО, и она прослужила до 1970-х гг.

В 1958–1959 гг. коллектив института приобрел опыт создания систем, комплексов, РЛС для службы ВНОС, войск ПВО и для космических войск.

В 1958 г. МНИИПА приступил к созданию системы ПВО тактического уровня «Луч» и разработке входящих в нее отдельных элементов:

комплекса для КП системы в целом;

радиолокационных узлов для батальонов радиотехнических войск;

пунктов автоматизированного управления для радиотехнических рот;

комплексов для КП истребительно-авиационных полков и пунктов наведения истребительной авиации.

В работах по выполнению НИР «Луч» принимали участие Военно-воздушная академия им. Н. Е. Жуковского, Краснознаменная военно-воздушная академия (впоследствии им. Ю. А. Гагарина), ГК НИИ ВВС, ВЦ-3 ВВС, институт математики АН УССР, ОКБ П. О. Сухого и ряд других НИИ и КБ.

Система ПВО «Луч» и ее модификации «Луч-1» и «Луч-2» в 1960–70-х гг. прошли государственные испытания на полигоне Капустин Яр, были приняты на вооружение Постановлением ЦК КПСС и СМ СССР, в котором одновременно была установлена очерёдность оснащения тактических соединений ПВО системой «Луч-2». Это определило стратегию создания систем и средств ПВО страны на многие годы вперед.

При разработке системы «Луч» была задана работа по созданию системы ПВО страны и единого комплекса средств автоматизации (шифр «Электрон») на базе цифровых ЭВМ разработки С. А. Лебедева (Институт точной механики и вычислительной техники). Главный инженер МНИИПА А. Л. Лившиц в 1958 г. был назначен главным конструктором системы ПВО «Луч», а в 1960 г. после открытия темы «Электрон» – генеральным конструктором по всему направлению работ.

В ходе работ под руководством генерального конструктора А. Л. Лившица, назначенного затем директором МНИИПА, и его первого заместителя З. М. Бененсона была создана научная школа в новой области знаний – цифровая обработка сигналов в реальном масштабе времени.

В институте впервые в Советском Союзе были проведены научные исследования по созданию приборов и аппаратных комплексов наведения истребителей ПВО на бомбардировщики противника в реальном масштабе времени.

Успешно выполнялись работы и для других родов войск:

в 1969 г. принят в эксплуатацию комплекс аппаратуры Центра контроля космического пространства;

в 1980 г. создана автоматизированная система командно-программного обеспечения единой системы автоматизации наземного комплекса управления космическими аппаратами «СКАТ».

В 1972 г. начали разрабатываться новые комплексы и автоматизированные системы на

элементной конструкторской технологической базе 3-го поколения ЭКТБ «Основа-72» с использованием микросхем 133-й серии и многослойных печатных плат в составе типовых функциональных узлов.

Работы были поручены 4-му отделению института (главный конструктор Н. В. Мохин, первый заместитель главного конструктора, ответственный за комплексные вопросы при проектировании, вопросы информационно-логического взаимодействия элементов и испытания – Я. В. Безель).

Первыми образцами были:

унифицированный автоматизированный радиолокационный узел УРЛУ «Основа»;

автоматизированная система управления зенитной ракетной бригады «Байкал».

УРЛУ «Основа» разрабатывался на замену РЛУ «Межа» (главный конструктор В.А. Шабалин), который был создан также в МНИ-ИПА в 1960-х гг. Этим РЛУ были оснащены все радиотехнические батальоны войск ПВО страны.

К 1979 г. были разработаны и готовы к государственным испытаниям уникальная РЛС сантиметрового диапазона – станция трехкоординатная СТ-67 (главный конструктор Ю. Н. Соколов, КБ Горьковского телевизионного завода, в дальнейшем Нижегородский НИИ радиотехники) и маловысотная РЛС СТ-68 УМ (главный конструктор М. И. Мирошниченко, КБ Запорожского электромеханического завода). Обе эти новые станции должны были работать в составе УРЛУ «Основа», являясь для него основными источниками радиолокационной информации.

При создании УРЛУ «Основа» были по новому решены многие вопросы обнаружения и автоматического сопровождения маневрирующих воздушных целей и ракет типа АЛКМ, АСАЛМ, а также были разработаны впервые алгоритмы сопровождения баллистических целей. В 1981 г. опытный образец УРЛУ «Основа» выдержал государственные испытания.

Автоматизированная система управления зенитной ракетной бригады «Байкал» создавалась на замену ранее разработанных автоматизированных систем типа «АСУРК», «Сенеж», находившихся на вооружении зенитных ракетных войск.

На государственные испытания был представлен опытный образец АСУ «Байкал», в котором реализовались не только функции управления ЗРС С-300, что было главным требованием, так как ЗРС С-300 была только что разработана КБ «Алмаз» (генеральный конструктор Б. В. Бункин) и характеризовалась лучшими TTX из всех имеющихся на вооружении ЗРС и ЗРК. В опытном образце АСУ «Байкал» были практически реализованы функции радиотехнического батальона, включая решение задач вторичной и третичной обработки радиолокационной информации от РЛС как новых, так разработанных ранее и находившихся уже на вооружении. Опытный образец АСУ «Байкал» с хорошими результатами прошел государственные испытания, был рекомендован комиссией к принятию на вооружение Советской армии. Однако в соответствии с рекомендациями специалистов зенитных ракетных войск, поддержанных Главным оперативным управлением Генерального штаба, функции радиотехнического батальона было решено исключить, и АСУ «Байкал» была принята на вооружение как АСУ для зенитных ракетных войск страны.

В 1981 г. институту по заданию Главкомата войск ПВО была задана разработка АСУ зенитной ракетной бригады в подвижном исполнении «Байкал-1» и РЛУ в подвижном исполнении «Основа-1», которые были созданы и приняты на вооружение в 1987 г.

По постановлению ЦК КПСС и СМ СССР в 1980 г. Минрадиопром (головной исполнитель – Московский НИИ приборной автоматики), Минавиапром и Минобороны СССР приступили к работам по дальнейшему совершенствованию системы ПВО г. Москвы в соответствии с утверждёнными этим же постановлением исходными данными. Основным требованием являлось обеспечение защиты воздушного пространства над главным объектом страны с максимальной эффективностью.

Для обеспечения разработки системы ПВО г. Москвы главным конструктором был назначен Н. В. Мохин, первым заместителем главного конструктора – Я. В. Безель. В процессе разработки использовался научно-тех-



нический задел по созданию систем и комплексов средств автоматизации на элементной конструкторской технологической базе 3-го поколения «Основа-72».

Вновь созданная система (ей было присвоено наименование «С-50») могла быть принята на вооружение после государственных испытаний системы в целом и входящих в нее комплексов, обязательного проведения испытаний одной из важнейших составляющих системы – центральной группировки, состоящей из АСУ «Байкал-1» и двух ЗРС С-300В2, – с реальными стрельбами по крылатым ракетам.

Автоматизированный КП системы ПВО г. Москвы был создан на базе решений (технических и алгоритмических) УРЛУ «Основа» и АСУ «Байкал» с той принципиальной особенностью, что в его составе был впервые реализован 3-машинный комплекс из сопряжённых между собой ЭВМ 5Э261 (главный конструктор академик С. А. Лебедев), что потребовало разработать дополнительно специальное программное обеспечение для взаимодействия этих ЭВМ в реальном времени с жёстко регламентированным циклом обработки.

Командные пункты зенитных ракетных корпусов и бригад системы ПВО г. Москвы были оснащены АСУ «Байкал», а радиотехнические батальоны информационной системы – УРЛУ «Основа». Основными зенитными ракетными системами были ЗРС С-300 (генеральный конструктор Б. В. Бункин).

Объекты системы C-50 были развернуты в Московском промышленном районе в соответствии с определенной Министерством обороны дислокацией. После проведения работ по сопряжению и проверке комплексного функционирования были проведены государственные испытания системы в целом с реальными облётами. Испытания прошли с положительными результатами. Система была принята на вооружение с характеристиками, соответствующими требованиям тактико-технического задания, а ранее существовавшая C-25 была снята с вооружения.

После 1994 г. в ходе реформ в Вооруженных силах России система ПВО г. Москвы претерпела изменения, а часть её вооружения по решению Минобороны была передислоцирована в другие регионы.

В 2010 г. было принято правительственное решение о модернизации системы ПВО г. Москвы: замены в ней автоматизированных комплексов на более совершенные (в частности, было определено развёртывание в системе АСУ «Байкал-1М»), а также ЗРС С-300 на только что принятые на вооружение ЗРС С-400. Модернизация была проведена Московским НИИПА под руководством генерального конструктора Я. В. Безеля.

Государственные испытания модернизированной системы были проведены в 2011– 2012 гг. Показанные характеристики обеспечивали высокую эффективность обороны главного объекта страны. При модернизации было сохранено функционально отработанное еще в 1993 г. взаимодействие системы ПВО с системой ПРО А-135, которое обеспечивало в Центральном промышленном районе решение задачи борьбы с аэробаллистическими целями типа СРЭМ, АСАЛМ.

Все важнейшие работы, выполненные МНИИПА, включая работы 6-го отдела НИИ СТ КА, характеризуют работу института как головного НИИ, проектировавшего и создававшего в Советском Союзе системы ПВО и автоматизированные комплексы управления ПВО реального времени, которые с высокой эффективностью обеспечивали оборону важнейших объектов страны. Эту роль МНИИПА, ставший подразделением ОАО «ГСКБ «Алмаз-Антей», продолжает исполнять до сих пор.

Накопленный коллективом МНИИПА опыт в области создания систем и комплексов для войск ПВО и космических войск позволил ему выполнить также работы по обоснованию принципов и структуры построения воздушно-космической обороны, которые задавались и реализовывались в соответствии с указом Президента РФ «Об организации противовоздушной обороны в Российской Федерации», в котором было поручено Главнокомандующему ПВО «организовать работы по обоснованию принципов воздушно-космической обороны РФ», и указом Президента РФ о принятии на вооружение системы ПВО г. Москвы, в котором одновременно было предписано Министерству обороны совместно с промышленностью продолжить совершенствование системы ПВО г. Москвы.

В 1994–1997 гг. коллективом МНИИПА (научный руководитель – Я. В. Безель) были разработаны и представлены Минобороны России комплексные проекты:

по ВКО Российской Федерации;

по ВКО Центрального промышленного района РФ и г. Москвы;

по ВКО зон и районов ПВО Российской Федерации.

В рамках этих проектов в 1997 г. был разработан и представлен на согласование в Минобороны проект Концепции ВКО. Концепция воздушно-космической обороны Российской Федерации на период до 2016 г. и дальнейшую перспективу была утверждена указом Президента РФ в 2006 г.

### Список литературы

**1.** Лобанов М. М. Начало советской радиолокации. М.: Сов. радио, 1975. 288 с.

**2.** *Ощепков* П. К. Жизнь и мечта. М.: Московский рабочий, 1965. 296 с.

**3.** *Пчельников Н. И.* и др. Теория и основы проектирования ПУАЗО. М.: Изд. Артиллерийской Академии наук, 1946. 112 с.

Поступила 24.02.15

**Безель Яков Владимирович** – доктор технических наук, профессор, научный руководитель ОАО «ГСКБ «Алмаз-Антей», г. Москва.

Область научных интересов: создание ACУ для различных видов BC, их совершенствование и проектирование первых ACУ для ПВО, BKO.