

УДК 621.454.2.71 : 621.791.3.62

В.А. ТКАЧЕВ¹, А.К. ФЕДЮЧУК², Н.Е. КАЛИНИНА³¹*Государственное конструкторское бюро «Южное», Украина*²*ГП производственное объединение «Южный машиностроительный завод», Украина*³*Днепропетровский национальный университет, Украина*

ИЗГОТОВЛЕНИЕ ПАЯНЫХ ПАНЕЛЕЙ ТЕПЛООБМЕННИКОВ

В статье рассмотрен технологический процесс изготовления крупногабаритных паяных панелей теплообменника специальной системы терморегулирования аппаратуры системы управления ракетносителя. Выбраны материалы входящих деталей, порошковый припой, связующее для приготовления пасты, обеспечившие заданный уровень качества, надежности и ресурса работы при приемлемой себестоимости изготовления изделия.

теплообменник, панели, нержавеющие стали, технология, кислотостойкие припои, паяльная паста, связующее, прочность, коррозионная стойкость

Введение

Современные украинские ракетносители (РН) «Циклон», «Зенит» и «Днепр» успешно участвуют в международных программах. Для поддержания требуемого температурного режима непрерывно работающих приборов в некоторых РН, спроектированных ГKB «Южное» и изготовленных ГП ПО «ЮМЗ», разработана и применена специальная система терморегулирования (СТР) аппаратуры системы управления, не имеющая аналогов в отечественном ракетостроении [1].

В этой системе используются теплообменники системы терморегулирования, состоящие из 32 паяных крупногабаритных гофрированных панелей с теплоносителем «Днепр», представляющим собой 40%-ный водный раствор этиленгликолевого спирта. Тонкостенные панели размером 1360 × 660 × 15 мм выполнены в виде двухслойной конструкции из сталей 12X18H10T и 12X21H5T, соединение обшивок которой осуществляется высокотемпературной пайкой через регулярно профилированную гофрированную проставку толщиной 0,4 мм (варианты с 1 или 2 проставками высотой 7 мм и шагом 10 мм).

С точки зрения экономики пайка удовлетворяет всем требованиям современного производства: значительно способствует уменьшению трудоёмкости,

снижению массы и стоимости изделия при одновременном улучшении его качества и повышении экономии металла. При этом нанесение припоев при сборке крупногабаритных узлов под пайку является одной из самых трудоемких и ответственных операций. Для получения качественных паяных соединений в гофрированных тонкостенных конструкциях наиболее благоприятно наличие тонкого слоя (менее 100 мкм) припоя на всей паяемой поверхности хотя бы одной из соединяемых деталей. Операции дозированного нанесения припоя весьма трудоёмки. Применяемые на предприятиях отрасли кислотостойкие припои системы никель – хром – марганец ПЖК-35, Г70НХ, Г40НХ в виде фольги не обеспечивают качественную пайку больших и неравномерных соединительных зазоров (из-за коробления), особенно в среде вакуума из-за испарения марганца, что приводит к увеличению затрат при изготовлении деталей крупногабаритных узлов с минимальными допусками. Для массово выпускаемых паяных изделий типа крупногабаритных гофрированных панелей целесообразно применять пастообразные припои, которые легче и быстрее можно наносить на паяемые (с большой площадью) поверхности соединений с помощью разнообразных приспособлений или вручную. Поэтому возникла необходимость в выборе порошкового припоя и связующего для его

нанесения, исследовании взаимодействия этих материалов с основными паяемыми материалами и разработке технологии пайки крупногабаритных тонкостенных гофрированных панелей из нержавеющей сталей.

1. Формулирование проблемы

В поставленной задаче паяные соединения должны обеспечивать работоспособность узла при одновременном воздействии агрессивных сред, давления (длительная, более 10 лет, непрерывная циркуляция теплоносителя типа «Днепр-40» под давлением не менее 20 кгс/см²). Для пайки таких конструкций наиболее приемлемыми являются отечественные никелевые припои 6МА, 5А, №5, 5ВА, 5МВ, ВПр-7, ВПр-8, ПЖК-35, Г70НХ, Г40НХ, ВПр-1, ВПр-4 и др. (табл. 1), разработанные в ВИАМ и

НИИТМ, и предназначенные для пайки узлов самолетов и специальных реактивных двигателей [2, 3]. Первые семь из них – труднодеформируемые припои, именно поэтому их изготавливают в виде порошков. Остальные – относительно пластичны. Их изготавливают в виде фольги толщиной 0,1 – 0,15 мм. Многокомпонентные припои, в том числе Г70НХ и ПЖК-35, получить химическими или напыленными покрытиями невозможно. Изготовление их в виде порошка не налажено.

Применяемые на предприятиях отрасли кислотоустойчивые припои системы никель – хром – марганец ПЖК-35, Г70НХ, Г40НХ не обеспечивают качественную пайку больших и неравномерных (из-за коробления) соединительных зазоров, что приводит к увеличению затрат при изготовлении крупногабаритных узлов.

Таблица 1

Припои для пайки теплообменников

Классификация по основному компоненту	Марка припоя	Температура, °С:		Область применения
		плавления	пайки	
Медно-никелево-марганцевый	ВПр4	940 – 980	1000 –1050	Пайка теплообменных аппаратов смесительных устройств, корпусных сборочных крыльчаток; колёс турбин из сталей, жаропрочных сплавов, активированной керамики, графита, медно-графита, меди, медных сплавов
Медно-никелевый	ВПр1	1100 – 1120	1180 –1200	
Никелево-марганцевый	ПН52 (ВПр7)			
	ВПр8	1130 – 1140		
Никелевый (порошковые)	ПН75п(№5) ПХ13Н75СР	1030 –1100	1200 –1240	Пайка теплообменных аппаратов, трубопроводов; герметизация отливок из сталей и жаропрочных сплавов
	ПН74п(№А) ПХ12Н75СР			
	ПН68п(5Н) ПХ13Н69Р			
	ПН55п(5В) ПХ10Н6415С7Р			
	ПН67п(5АН) ПХ12Н70С7Р			
	ПН60п(6А) ПХ10Н64М15С7Р	1010 –1080		

Эти припои плохо удерживаются в неравномерных и широких паяемых зазорах, образуют паяные

швы с повышенной пористостью. Припои изготавливаются в виде лент или фольги толщиной

0,1 – 0,15 мм, имеют по кромкам трещины, внутренние дефекты (расслоения и др.), волнистость, и на практике их необходимо вручную вырезать. При этом отходы составляют до 40%. Для нанесения оптимального количества припоя (при толщине более 0,1 мм) приходится нарезать полосы шириной 2 – 20 мм, распределять их по паяемой поверхности согласно ранее отработанным схемам с предварительной разметкой, крепить при помощи точечной конденсаторной сварки. Наличие участков без припоя создаёт предпосылки для получения неоднородных по размерам и структуре паяных соединений, дефектов типа заплавлений или скоплений припоя в каналах трактов, непропаев, сужений швов, уменьшенных галтелей. Таким образом, производство паяных крупногабаритных конструкций довольно трудоемко. Одной из наиболее трудоёмких операций является нанесение припоя, в том числе припоя в виде фольги.

Для соединений коррозионностойких сталей с некапиллярными зазорами нашли применение порошковые припои системы никель – хром – кремний, например, № 5 и № 5Н. В такие припои вводят железо – для повышения пластичности паяных соединений, и бор – для повышения флюсующих свойств.

Отличительной особенностью этих порошковых припоев является образование достаточно плотных швов в неравномерных зазорах. Это подтверждает многолетний опыт применения припоя № 5Н, хорошо себя зарекомендовавшего при изготовлении трубчатых узлов (сопел) камер сгорания, по конструкции принципиально отличающихся от оболочковых сопловых блоков классически фрезерованных или гофрированных конструкций, внедрённых в отрасли [2].

Конструкция, паяемые материалы и состав используемых припоев защитной среды, а также толщина паяного шва оказывают существенное влияние на качество продукции. Поэтому при разработке

технологии изготовления панелей теплообменника специальной системы терморегулирования аппаратуры системы управления СТР ракетносителя стало необходимым комплексное решение всех технологических вопросов высокотемпературной пайки, включающее выбор материалов, способов подготовки паяемых поверхностей, режимов пайки, оборудования.

2. Решение проблемы

Как показали результаты многих исследований, прочность паяных соединений при контакте со средой (внешней и эксплуатационной) существенно зависит от технологии получаемых соединений и сильно реагирует на отклонения от оптимальных условий.

На основании механических и технологических свойств, полученных испытанием образцов, невозможно сделать заключения о прочностных свойствах паяного соединения и конструкции в целом. Необходимы натурные испытания таких конструкций, которые в полной мере отражают влияние величины и формы соединяемых поверхностей, химических составов спаянных материалов, ширины зазоров, технологических параметров [3].

По результатам предварительных экспериментальных работ нами было установлено: подготовка паяемых поверхностей сталей 12Х18Н10Т и 12Х21Н5Т электрохимическим полированием, вместо никелирования, позволяет получать качественно сформированные жаропрочные кислотостойкие паяные порошковыми припоями 5Н, № 5 (PгХ13Н75С7Р) соединения.

Поверхность деталей под пайку подвергали электрохимическому полированию вместо широко распространенного гальванического никелирования, которое не всегда обеспечивает равномерность слоя и прочность сцепления с подложкой. Завышенная толщина покрытия никеля не может полностью раствориться в процессе пайки и привести к снижению прочности паяного узла. Во всех химических про-

цессах участвуют биологически трудно разлагаемые компоненты, которые загрязняют окружающую среду, сточные воды. Проведенные нами исследования показали, что для пайки сборочных единиц РКТ, в том числе и теплообменников, жаропрочными хромоникелевыми припоями, достаточен способ подготовки паяемых поверхностей электрохимическим полированием. Он может быть заключительной операцией перед нанесением припоя и сборки узлов под пайку. Хорошо электрохимически полируются стали типа аустенитных. К достоинствам этого метода следует отнести стабильность качества, экономичность, возможность проведения визуального контроля состояния качества (удовлетворительный блеск по эталонному образцу).

Определение прочностных характеристик паяных пастой жаропрочного кислотостойкого припоя № 5 соединений (при комнатной и повышенных температурах) проводилось на стандартных образцах с нахлесточным соединением, изготовленных из сталей 12Х18Н10Т, 12Х21Н5Т и в разных сочетаниях. Пайка образцов в печи осуществлялась в среде аргона и в вакууме не ниже 1×10^{-2} мм. рт. ст. при температуре 1200 – 1220 °С. Величина сборочных зазоров равнялась 0,05; 0,1; 0,2; 0,3; 0,4 мм. После пайки в печи образцы подвергались механическим испытаниям при комнатной температуре. Влияние величины зазоров на прочность паяных соединений на срез показано на рис. 1, из которого следует, что прочность паяных соединений на срез зависит от величины сборочного зазора.

Это объясняется строением структуры паяного шва: чем больше величина зазора, тем неоднороднее структура зоны сплавления шва и тем ниже прочность паяного соединения. Соответственно, чем меньше сборочный зазор, тем структура паяного соединения однороднее и тем выше его прочность (рис. 2).

Для исследуемых порошковых припоев оптимальной величиной следует считать зазор до

0,15 мм, хотя и при величине зазора 0,4 мм паяный шов обладает сравнительно высокой прочностью, что весьма важно при изготовлении паяных крупногабаритных жестких конструкций, претерпевающих деформации (коробление). Качество формирования паяных соединений в больших неравномерных зазорах с небольшой величиной нахлестки (шириной) соединения определялось на макетных образцах типа «портсигар», имитирующих натурные узлы, изготовленные из сталей 12Х18Н10Т и 1Х21Н5Т.

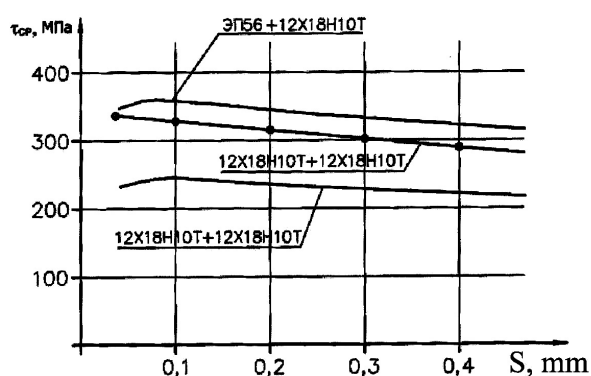


Рис. 1. Влияние величины зазора (S) на прочность ($\tau_{ср}$) паяных соединений:
— припой 5;
— припой ПЖК-35;
 $\tau_{ср}$ — предел прочности, на срез

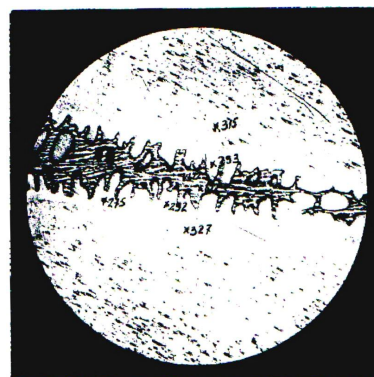


Рис. 2. Микроструктура двухфазного паяного шва, (цифры — значения микротвёрдости; ПМТ-3, нагрузка 30 г)

Величина неравномерного сборочного зазора достигала до 0,2 мм, ширина шва – 3 мм. Все паяные макетные образцы оказались герметичными ($P_{исп.} = 20$ кгс/см²). Разрушение образцов наблюдалось по паяному шву с остаточной деформацией основного металла. Последующее изготовление представительного количества натурных узлов (с полным

Таблица 2

Характеристики механической прочности паяных припоем № 5 соединений

Материал образца	Состояние материала	Прочность σ_b , МПа		Удлинение δ , %				
		Температура испытаний, °С						
		20	400	800	– 196	20	400	800
ЭИ811 с никелевым покрытием	В состоянии поставки	732	456	136	1380	20	16,2	29,3
1X18Н10Т		567	417	221	1510	56,1	35,3	40,3
ЭИ811	Обслуженные припоем 5 при 1180 °С в среде аргона	534	364	122	963	9,5	10,3	13,6
1X18Н10Т		415	334	161	1059	15,2	17,8	21,5
1X18Н10Т + ЭИ811 с никелевым покрытием	Паяные припоем 5 в аргоне при 1180 °С	Прочность τ_{cp} , МПа						
		276*	197*	77*	–	–	–	–

* образцы разрушились по основному материалу (ЭИ811) вблизи соединения.

объемом необходимых испытаний) прошло успешно (с требуемыми запасами характеристик – как квалификационные испытания), что подтверждает высокую работоспособность таких паяных конструкций.

Степень влияния припоя на механические свойства паяемых материалов определялась путем сравнения результатов, полученных при испытаниях образцов в исходном состоянии и в контакте с припоем (табл. 2).

Дополнительным подтверждением качества и надежности паяных припоем № 5 конструкций стали результаты разработки технологии изготовления имитатора теплообменника и отдельного узла двигателя, которые проводились с опробованием сборки и пайки узлов (с зазорами от 0,03 до 0,3 мм на диаметр) припоями Г70НХ, ПМ17, № 5, с покрытием никель – марганец. При использовании в качестве припоя гальванического покрытия никель – марганец (20 мкм) – качество пайки удовлетворительное, давление разрушения 400 кгс/см². При пайке лентой припоя Г70НХ с зазором 0,3 мм – качество пайки удовлетворительное. Однако имеются концевые непропаи с одного торца узла. При пайке через припой №5 (слой 90 – 120 мкм) с зазором 0,3 – 0,46 мм (1220 – 1230 °С, 30 мин, вакуум 1×10^{-2} мм. рт. ст., давление аргона в печи 3 кгс/см²) качество пайки удовлетворительное, давление разрушения узлов – имитаторов составляло 580, 650 кгс/см². При испы-

тании один узел не разрушился при давлении 700 кгс/см². Припоем № 5 было спаяно 16 узлов, из них 15 узлов установили на изделия. Из опробованных вариантов наилучшие результаты получены при пайке порошковым припоем № 5, при этом паяемые зазоры составляли 0,3 – 0,46 мм, т.е. в 1,5 раза больше.

Порошковые припои типа № 5, изготовленные из расплава распылением аргоном или азотом по ТУ 14-1-3178-81, не загрязнены нежелательными примесями, частицы имеют сферическую форму, гладкую, чистую поверхность (не имеют окисных пленок) и являются более приемлемыми для нанесения методами распыления.

Для пайки деталей и узлов из нержавеющей стали и жаропрочных сплавов во многих отраслях промышленности используются паяльные пасты различных припоев и связующих. Нами разработана и проверена в производстве паяльная паста, исключая использование огнеопасных связующих. В рекомендуемой паяльной пасте используется 4%-ный водный раствор поливинилового спирта, который является нетоксичным, водорастворимым связующим, так как не содержит растворителей, а двухромовокислый калий служит антикоррозионной добавкой. Приготовленная на основе указанного выше состава связующего паяльная паста технологична, обладает седиментационной устойчивостью,

не теряет в процессе хранения своих свойств до 10 суток, исключает науглероживание металла. Из-за полного выгорания низкотемпературного связующего в интервале температур 100 – 500 °С образование на паяемой поверхности твердых остатков, затрудняющих формирование паяного шва и снижающих чистоту внутренних закрытых полостей, исключено. Введение антикоррозионной добавки двуххромовокислого калия предотвращает окисление паяемых поверхностей, что улучшает качество пайки и позволяет проводить ее в среде инертного газа или в вакууме, в том числе конструкций с закрытыми труднодоступными полостями; не загрязняет оборудования и не снижает срока службы вакуумного масла насосов при пайке в вакууме. Паяные соединения, полученные с применением этой пасты, хорошо сформированы, достаточно прочны, без неметаллических включений, затрудняющих формирование паяных соединений. Предел прочности паяного припоем № 5 соединения со сталью 12X18H10T составляет 355 – 407 МПа при 20 °С.

Паста содержит компоненты в следующем соотношении (масс.%): водный раствор поливинилового спирта (ПВС) – 10 – 50; двуххромовокислый калий – 1,3 – 1,5; порошковый припой № 5 – остальное.

Использование данной пасты улучшает качество паяных конструкций благодаря отсутствию науглероживания основного металла, токсичных веществ, за счет повышения чистоты их внутренних полостей, введению биологически безвредного, водорастворимого связующего на основе поливинилового спирта. Использовать пасту можно в любых производственных условиях без применения систем вытяжной вентиляции, что очень важно при нанесении ручным способом. При этом снижаются противопожарные требования, так как не применяются легко воспламеняющиеся вещества, особенно при массовом производстве с использованием высокопроизводительного оборудования для безвоздушного или воздушного распыления.

Коррозионная стойкость в различных средах высокотемпературных припоев ПЖК-35, Г70НХ, № 5, применяемых в отрасли, и соединений, выполненных ими, достаточно изучены. В настоящее время функционируют соответствующие гарантийные ведомости по работоспособности паяных соединений. Скорость коррозии зависит от химического и фазового состава припоя и сталей, окружающей среды, условий эксплуатации. Наличие опыта успешного использования таких паяных конструкций в других космических проектах, предусматривающих аналогичные или более напряженные условия эксплуатации, подтверждает возможность их широкого применения в дальнейших разработках. Коррозионная стойкость паяных соединений, выполненных никелевыми припоями, в тропическом климате и промышленной атмосфере – удовлетворительная. В теплоносителе типа «Днепр-40» она также удовлетворительная, что подтверждено испытаниями.

В результате проведенных работ определены оптимальные технологические параметры: толщина слоя покрытия припоя и/или его количество по привесу, состав пасты с различными связующими, режим высокотемпературной пайки. Время разрыва между операциями – электрохимическим полированием, нанесением пасты припоя, сборкой и пайкой, – может составлять до 30 суток, что приемлемо даже для мелкосерийного производства. На паяемые поверхности обшивок наносится паста порошкового припоя № 5 по разработанным технологиям. Все паяемые детали панелей просты в изготовлении и собираются в пакет. Паяные соединения расположены в удобном для печной пайки горизонтальном положении в рабочей зоне печи ИП-500, дооснащенной специально разработанным водоохлаждаемым грузочным приспособлением, стационарно устанавливаемыми секциями муфеля вместо вращающегося контейнера. Кроме того, при пайке панелей для получения качественных паяных швов обеспечивается плотный контакт соединяемых по-

верхностей за счет перепада давлений, использования специальной технологической оснастки. Важнейшим условием, определяющим качество паяных соединений этих панелей, является обеспечение наличия припоя и плотного контакта по линиям касания гофр и обшивок в местах соединения (зазоры не более 0,15 мм), что обеспечивается также и поджигом паяемых деталей панелей в процессе нагрева и охлаждения при пайке. Для удаления продуктов разложения связующего из внутреннего объема паяемых пакетов применена система продувки аргоном. Качество пайки панелей теплообменников контролируется внешним осмотром, рентгеновским просвечиванием, гидроиспытаниями на прочность при давлении до 600 МПа, пневмоиспытаниями на герметичность и металлографическими исследованиями выборочных узлов.

По отработанному и внедренному технологическому процессу изготовление паяных панелей осуществляется по следующей схеме: изготовление входящих деталей, подготовка паяемых поверхностей под пайку, нанесение на паяемые поверхности обшивок припоя: сборка, сварка по периметру и приварка коллекторов, пайка в печи ИП-500, сварка кронштейнов, контроль качества.

Последующее изготовление представительного количества натурных узлов с полным объемом необходимых испытаний подтверждает высокую работоспособность паяных панелей теплообменника СТР ракетносителя.

В разработанной и внедренной технологии производства панелей теплообменников системы терморегулирования ракеты применены принципиально новые технологические процессы и оборудование.

Заключение

В ГП ПО «ЮМЗ им. А.М. Макарова» совместно с ГКБЮ разработана и внедрена новая технология, для изготовления паяных крупногабаритных панелей теплообменника СТР ракетносителя. Разрабо-

таны принципиально новые технологические процессы подготовки теплообменников под пайку со снижением трудоемкости и механизацией ряда операций. В результате проведенных работ была установлена возможность:

- замены ленточных припоев, ПЖК-35, Г70НХ, ПМ-17 порошковыми, в том числе и припоями типа 5А, 5, 5Н, ВПр – 4, изготавливаемых распылением из расплавов;
- использования для паяльных паст в качестве связующих на основе поливинилового спирта вместо акриловой смолы;
- механизации нанесения порошковых припоев пульверизацией, воздушным или безвоздушным распылением;
- замены никелевого покрытия толщиной 3 – 12 мкм на паяемых поверхностях деталей их электрохимическим полированием с визуальным контролем качества вместо разрезки и металлографического контроля.

Прочность и коррозионная стойкость паяных соединений припоем системы никель – хром – кремний – бор теплообменников СТР соответствует требованиям конструкторской документации на изделия.

Литература

1. Конюхов С.Н. Развитие ракетного двигателестроения в ГКБ «ЮЖНОЕ» // Космическая техника. Ракетное вооружение. – Днепропетровск: КБ «Южное». – 1998. – Вып. 1 – 2.
2. Шнякин В.Н. Создание жидкостных ракетных двигателей специального назначения в ГКБ «Южное» // Космическая техника. Ракетное вооружение. – Днепропетровск: КБ «Южное». – 1998. – Вып. 1 – 2.
3. Справочник по пайке / Под ред. И.Е. Петрунина. – М.: Машиностроение, 2003. – 372 с.

Поступила в редакцию 20.12.2004

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.Ф. Санин, Днепропетровский национальный университет, Днепропетровск.

УДК 629.7.02.015.4:519.61(06)

Ю.В. ЛИПОВЦЕВ¹, М.Ю. РУСИН², А.С. ХАМИЦАЕВ², В.М. ЮДИН³¹Обнинский государственный технический университет атомной энергетики, Россия²Обнинское научно-производственное предприятие «Технология», Россия³Центральный аэрогидродинамический институт, Жуковский, Россия

К ВОПРОСУ РАСЧЕТА ПАРАМЕТРОВ ПОТОКА, НАПРЯЖЕННОГО СОСТОЯНИЯ И УСТОЙЧИВОСТИ ГОЛОВНЫХ ОБТЕКАТЕЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ В УСЛОВИЯХ ПОЛЕТА ПО ЗАДАНЫМ ТРАЕКТОРИЯМ

Предложены методы и алгоритмы расчета параметров основных параметров аэродинамического потока, напряженно-деформированного состояния и устойчивости оболочек вращения головных обтекателей летательных аппаратов при полете по заданной траектории. Рассмотрены основные функции соответствующего программного комплекса.

аэродинамический поток, напряженно-деформированное состояние, ортотропные оболочки вращения

Введение

В практике теоретического анализа работоспособности конструкции летательных аппаратов (ЛА) важное значение имеет расчет по заданной траектории параметров аэродинамического потока, напряженно-деформированного состояния (НДС) и устойчивости оболочек вращения, например, головных обтекателей.

Тонкостенная оболочка вращения обтекателя может иметь произвольную форму с переменной по длине толщиной стенки и выполненной из ортотропного материала с заданными модулями упругости по меридиану и окружности и модулем сдвига в плоскости ортотропии.

При выполнении расчетов по разработанной Фортран-программе в качестве исходных данных вводятся:

- форма оболочки и основные ее габаритные размеры, при этом форма оболочки задается в виде таблицы координат ее образующей, а в процессе расчета уравнение образующей по заданной таблице аппроксимируется кубическими сплайнами;

- таблица изменения толщины стенки по длине образующей;

- механические характеристики материала оболочки: модули упругости E_1 , E_2 , модуль сдвига в плоскости ортотропии G_{12} , коэффициенты Пуассона;

- теплофизические свойства материала оболочки: λ , c , ρ , α – теплопроводность, теплоемкость, плотность и коэффициент температурного расширения (КТР);

- параметры траектории полета в виде таблицы значений высоты, скорости полета и угла атаки в заданные моменты времени.

Все исходные данные к расчетам подготавливаются в виде внешних файлов, а разработанная Фортран-программа оформлена в виде отдельного исполнительного модуля. Если исполнительный модуль программы и файлы исходных данных записать на компакт-диск или обычную дискету, то расчет можно выполнить на любом компьютере, не содержащем компилятора Фортрана. При этом программу можно запустить прямо с компакт-диска без записи ее в компьютер.

В целом математическое обеспечение состоит из методов и алгоритмов расчета всех отмеченных здесь параметров потока, НДС и устойчивости орто-

тропных оболочек вращения с переменной толщиной стенки и Фортран-программы расчета. Три основных блока программы (ПОЛЕТ, НДС и УСТОЙЧИВОСТЬ) выполняются в цикле по времени для заданной траектории полета с выдачей результатов расчета в заданные моменты времени. По отдельным видам расчета представленные здесь алгоритмы использовались в работах [1 – 6].

1. Основные функции программного комплекса

1.1. Расчет параметров аэродинамического потока

В процессе последовательного выполнения расчета по всем заданным точкам на траектории с заданным шагом по времени проводится непрерывная кусочно-линейная интерполяция заданных параметров траектории. В первую очередь в блоке программы ПОЛЕТ для каждого заданного момента времени вычисляются параметры аэродинамического потока. Основными подпрограммами данного блока являются:

- подпрограмма стандартной атмосферы;
- подпрограмма расчета внешнего давления потока;
- подпрограмма расчета параметров теплообмена на поверхности оболочки.

Расчет параметров атмосферы проводится в соответствии с ГОСТом в диапазоне высот до 81020 м. Входной параметр подпрограммы – высота H , выходные параметры – скорость звука, ускорение свободного падения, давление, температура и плотность воздуха.

При использовании метода местных касательных конусов вычисляется внешнее давление воздушного потока в заданных точках поверхности при заданных параметрах невозмущенного потока. В диапазоне изменения скорости полета до 10М и местных углах атаки до 400 погрешность вычисления внешнего давления потока не превышает 5%.

Коэффициенты теплопередачи, напряжения трения и энтальпия восстановления в пограничном слое оболочек вращения определяются по формулам для касательных конусов, в которых за параметры газового потока на бесконечности принимаются их значения на внешней границе пограничного слоя, а за координату точки – расстояние по меридиану от вершины оболочки. При этом учитывается возможность существования ламинарного, турбулентного и переходного течения в пограничном слое. Характер течения может быть задан, а по умолчанию определяется автоматически по параметрам потока.

Все параметры аэродинамического потока вычисляются с шагом 4,50 по окружности и с заданным шагом по длине оболочки. Детальная информация по угловой координате позволяет получить с большой точностью внешнее давление в виде ряда Фурье и представить его в виде

$$P(z, \varphi) = \sum_{k=0}^n P_k(z) \cos k\varphi, \quad (1)$$

где начало отсчета окружной координаты φ находится в плоскости угла атаки.

К числу выходных параметров подпрограммы ПОЛЕТ относятся таблицы функций $P_0(z), P_1(z), \dots, P_n(z)$, которые используются далее при расчете основного НДС оболочки.

1.2. Расчет погонных нагрузок, поперечных сил, изгибающих моментов и напряжений

В рамках данной программы для исследования устойчивости основной геометрической формы оболочки необходимы меридиональные T_m , окружные T_φ и касательные внутренние силы S , которые определяются по теории безмоментных оболочек. Согласно расчетным формулам, полученным в работе [1], их можно выразить через осевую силу $N(z)$, поперечную (перерезывающую) $Q(z)$ и изгибающий момент $M(z)$:

$$T_m(z, \varphi) = \frac{N(z)}{2\pi \cdot r \cos \beta} + \frac{M(z)}{\pi \cdot r^2 \cos \beta} \cos \varphi;$$

$$T_\varphi(z, \varphi) = -P \cdot R_2 - \frac{R_2}{R_1} T_m; \quad (2)$$

$$S(z, \varphi) = \left(\frac{Q(z)}{\pi \cdot r} - \frac{M(z) \operatorname{ctg} \beta}{\pi \cdot r^2} \right) \sin \varphi.$$

На рис. 1 показана часть оболочки вращения, выделенная окружным сечением с текущей координатой z , внутренние силы $N(z)$, $Q(z)$ и изгибающий момент $M(z)$, а также силы внешнего давления аэродинамического потока $P(z, \varphi)$, непрерывно распределенные по всей поверхности оболочки.

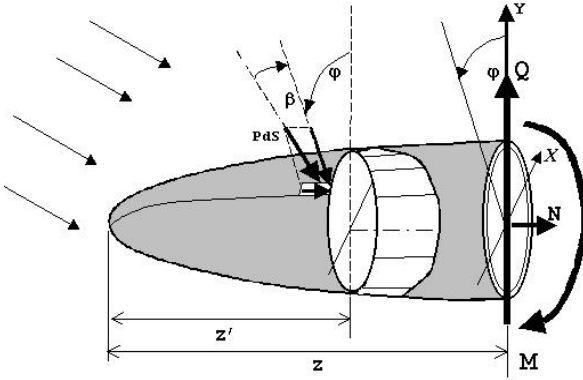


Рис. 1. Часть оболочки вращения

В подынтегральные выражения уравнений равновесия выделенной части оболочки входит $\cos \varphi$:

$$N(z) = - \iint_{S(z)} P(z', \varphi) \sin \beta \, dS;$$

$$Q(z) = \iint_{S(z)} P(z', \varphi) \cos \varphi \cos \beta \, dS;$$

$$M(z) = - \iint_{S(z)} P(z', \varphi) \sin \beta \cdot r(z') \cos \varphi \, dS + \iint_{S(z)} P(z', \varphi) \cos \varphi \cos \beta \cdot (z - z') \, dS,$$

где z – координата сечения; z' – переменная интегрирования от 0 до z ; β – угол между нормалью к поверхности и плоскостью параллельного круга; dS – площадь элемента поверхности.

Из этого следует, что обобщенные силы $N(z)$, $Q(z)$, $M(z)$ зависят только от первых двух коэффициентов $P_0(z)$ и $P_1(z)$ разложения внешнего давления в ряд Фурье (1) и определяются следующими интегралами:

$$N(z) = - \int_0^z r(z') dz' \int_0^{2\pi} P_0(z') \frac{dr}{dz} d\varphi = -2\pi \int_0^z P_0(z') r(z') \frac{dr}{dz} dz'; \quad (3)$$

$$Q(z) = \int_0^z r(z') dz' \int_0^{2\pi} P_1(z') \cos \varphi \cos \varphi d\varphi = \pi \int_0^z P_1(z') r(z') dz'; \quad (4)$$

$$M(z) = -\pi \int_0^z r^2(z') \frac{dr}{dz} P_1(z') dz' + \pi \int_0^z (z - z') r(z') P_1(z') dz', \quad (5)$$

где $r(z)$ – радиус параллельного круга; $P_0(z)$, $P_1(z)$ – первые коэффициенты разложения внешнего давления в ряд Фурье (1), а поверхностные интегралы от всех остальных слагаемых равны нулю.

Соотношения (3) – (5) позволяют также получить расчетные формулы для погонных нагрузок (рис. 1): осевых и поперечных сил q_z , q_y и внешних изгибающих моментов $m(z)$, приходящиеся на единицу длины оболочки:

$$q_y = -\pi P_1(z) r(z); \quad q_z = 2\pi P_0(z) r(z) \frac{dr}{dz};$$

$$m = -\pi r^2 \frac{dr}{dz} P_1(z).$$

Относительно поставленных знаков необходимо отметить, что в соответствии с рис. 1 положительными считаются силы q_y , направленные вверх, а изгибающие моменты m направлены по часовой стрелке.

1.3. Расчет на устойчивость исходной осесимметричной формы равновесия

Процедуры вычисления внутренних сил основного напряженного состояния реализованы по расчетным формулам (2) – (5), а в уравнения устойчивости внутренние силы основного состояния подставляются в следующем виде:

$$T_m^0 = \sigma T_m(z, \varphi); \quad T_\varphi^0 = \sigma T_\varphi(z, \varphi); \quad S^0 = \sigma S(z, \varphi),$$

где T_m , T_ϕ , S – силы при найденном распределении внешнего давления в заданный момент времени.

При исследовании устойчивости параметр σ изменяется от нуля до критического значения $\sigma = \sigma_{кр}$, при котором однородные дифференциальные уравнения устойчивости с однородными граничными условиями имеют ненулевые решения. Если найденное $\sigma_{кр} > 1$, то потери устойчивости при данном напряженном состоянии не происходит и $\sigma_{кр} > 1$ является коэффициентом запаса по устойчивости. Если найденное $\sigma_{кр} < 1$, то при данном напряженном состоянии происходит потеря устойчивости.

В результате расчета на устойчивость определяются значения параметра $\sigma_{кр}$, размеры вмятин по окружности и функция изменения прогибов $w(z)$ оболочки по длине при переходе в смежные состояния равновесия.

В настоящее время мы провели достаточно много расчетов для обтекателей с оболочками из стеклопластиков, и все они неизменно показывают, что в условиях полета преобладающее действие при потере устойчивости оказывают окружные напряжения докритического состояния, как при нулевом, так и при ненулевых углах атаки.

В качестве иллюстрации на рис. 2 показаны результаты четырех расчетных случаев: два с нулевым углом атаки и два случая с углом атаки 8° . При нулевом угле атаки напряженное состояние осесимметричное и потеря устойчивости происходит с образованием вмятин, равномерно распределенных по всей окружности.

В случае угла атаки 8° меридиональные напряжения в верхней части поверхности оболочки ближе к основанию получают растягивающими, но, тем не менее, потеря устойчивости происходит с образованием вмятин в верхней части поверхности, поскольку окружные сжимающие напряжения здесь существенно увеличиваются.

Ниже представлены полученные нами уравнения устойчивости ортотропных оболочек вращения с

переменной толщиной стенки и метод их численного решения [4 – 7], реализованный с помощью разработанной Фортран-программы.

2. Уравнения устойчивости ортотропных оболочек вращения с переменной толщиной стенки и метод решения задач устойчивости

2.1. Нелинейные уравнения изгиба ортотропных оболочек вращения с переменной толщиной стенки

Принимая гипотезу плоских сечений с учетом или без учета деформаций поперечного сдвига, меридиональные, окружные и перемещения точек по нормали к срединной поверхности оболочки можно представить в виде

$$u^z = u + z\gamma_1; \quad v^z = v + z\gamma_2; \quad w^z = w, \quad (6)$$

где u , v , w – перемещения срединной поверхности; γ_1 , γ_2 – углы поворота нормали, которые без учета деформаций поперечного сдвига можно выразить через производные от функции прогиба w , что мы сделаем несколько позже для сохранения общности основных предпосылок и получения исходных выражений для поперечных сил и изгибающих моментов. При учете деформаций поперечного сдвига углы поворота будут дополнительными искомыми функциями.

Выражения для деформаций запишем без учета величин порядка h/R_i по сравнению с единицей, где R_i – радиусы кривизны срединной поверхности оболочки:

$$\begin{aligned} \varepsilon_1^z &= \frac{\partial u^z}{\partial s} + \kappa_1 w; \\ \varepsilon_2^z &= \frac{1}{r} \frac{\partial v^z}{\partial \phi} + \frac{1}{r} \frac{dr}{ds} u^z + \kappa_2 w; \\ \varepsilon_{12}^z &= \frac{1}{r} \frac{\partial u^z}{\partial \phi} + \frac{\partial v^z}{\partial s} - \frac{1}{r} \frac{dr}{ds} v^z; \\ \varepsilon_{13}^z &= \frac{\partial w}{\partial s} + \frac{\partial u^z}{\partial z} - \kappa_1 u^z; \\ \varepsilon_{23}^z &= \frac{1}{r} \frac{\partial w}{\partial \phi} + \frac{\partial v^z}{\partial z} - \kappa_2 v^z; \end{aligned} \quad (7)$$

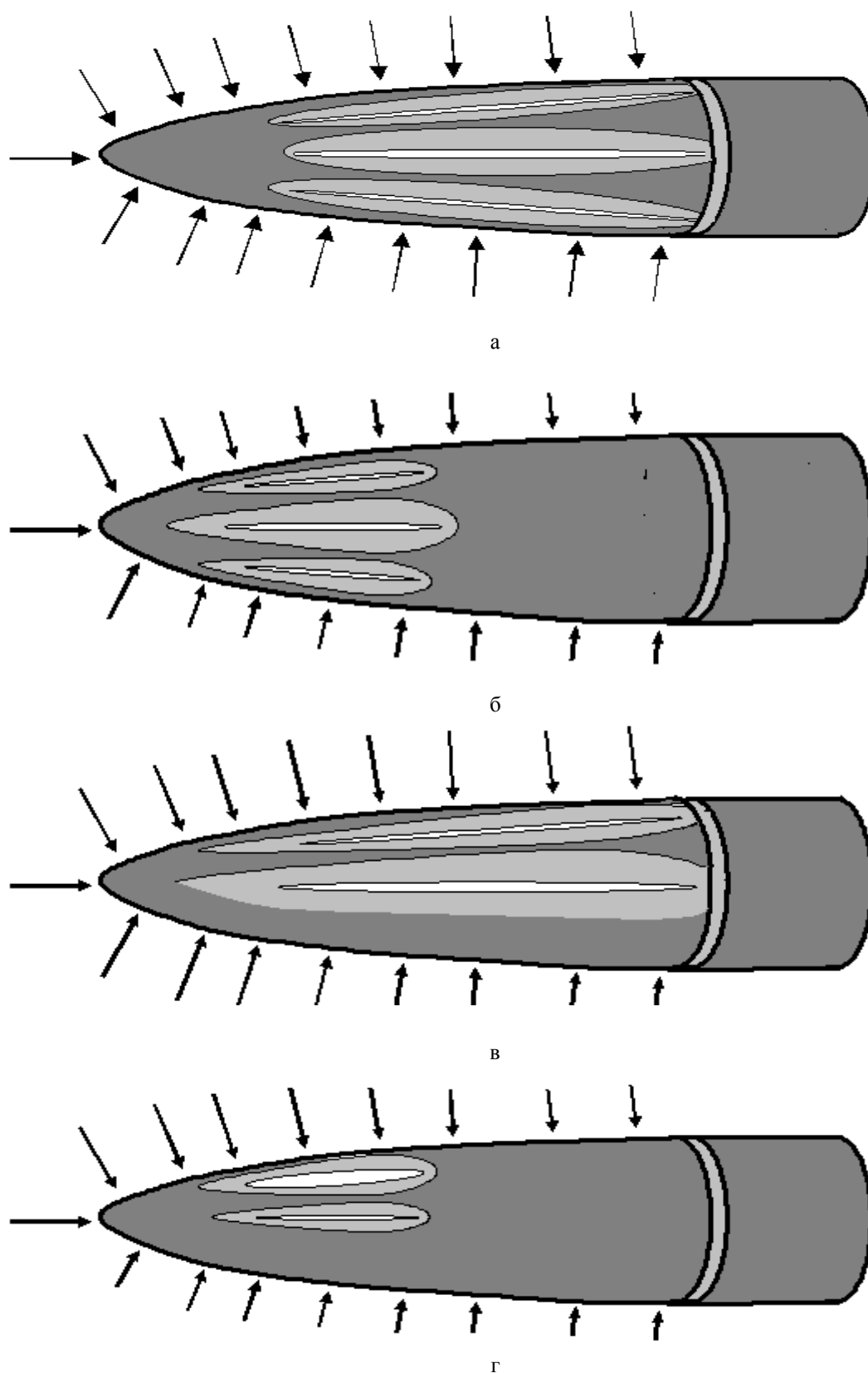


Рис. 2. Результаты расчета для обтекателя с оболочкой из стеклопластика:

- а – угол атаки равен 0° , постоянная толщина стенки $\sigma_{кр} = 1,57$;
- б – угол атаки равен 0° , переменная толщина стенки $\sigma_{кр} = 1,69$;
- в – угол атаки равен 8° , постоянная толщина стенки $\sigma_{кр} = 1,05$;
- г – угол атаки равен 8° , переменная толщина стенки $\sigma_{кр} = 1,16$

где s – линейная координата по меридиану; φ – угловая координата по окружности.

В соответствии с линейным законом (6) изменения перемещений по толщине получаем линейное распределение деформаций по координате z :

$$\begin{aligned}\bar{\varepsilon}_1^z &= \varepsilon_1 + z\kappa_{11}; & \bar{\varepsilon}_{13}^z &= \varepsilon_{13}; \\ \bar{\varepsilon}_2^z &= \varepsilon_2 + z\kappa_{22}; & \bar{\varepsilon}_{23}^z &= \varepsilon_{23}; \\ \bar{\varepsilon}_{12}^z &= \varepsilon_{12} + z\kappa_{12}; & \bar{\varepsilon}_3^z &= 0,\end{aligned}$$

где после подстановки (6) в (7) выделены:

– деформации срединной поверхности:

$$\begin{aligned}\varepsilon_1 &= \frac{\partial u}{\partial s} + \frac{1}{R_1}w + \frac{1}{2}\left(\frac{\partial w}{\partial s}\right)^2; \\ \varepsilon_2 &= \frac{1}{r}\frac{\partial v}{\partial \varphi} + \frac{1}{B}\frac{dB}{ds}u + \frac{1}{R_2}w + \frac{1}{2}\left(\frac{1}{r}\frac{\partial w}{\partial \varphi}\right)^2; \\ \varepsilon_{12} &= \frac{1}{r}\frac{\partial u}{\partial \varphi} + \frac{\partial v}{\partial s} - \frac{1}{r}\frac{dr}{ds}v + \frac{1}{r}\frac{\partial w}{\partial \varphi}\frac{\partial w}{\partial s};\end{aligned}\quad (8)$$

– деформации поперечного сдвига:

$$\begin{aligned}\varepsilon_{13} &= \gamma_1 + \frac{\partial w}{\partial s} - \frac{1}{R_1}u; \\ \varepsilon_{23} &= \gamma_2 + \frac{1}{r}\frac{\partial w}{\partial \varphi} - \frac{1}{R_2}v;\end{aligned}\quad (9)$$

– дополнительные кривизны срединной поверхности:

$$\begin{aligned}\kappa_{11} &= \frac{\partial \gamma_1}{\partial s}, & \kappa_{22} &= \frac{1}{r}\frac{\partial \gamma_2}{\partial \varphi} + \frac{1}{r}\frac{dr}{ds}\gamma_1; \\ \kappa_{12} &= \frac{1}{r}\frac{\partial \gamma_1}{\partial \varphi} + \frac{\partial \gamma_2}{\partial s} - \frac{1}{r}\frac{dr}{ds}\gamma_2.\end{aligned}\quad (10)$$

Уравнения связи между напряжениями и деформациями. Уравнения обобщенного закона Гука для ортотропных оболочек имеют вид:

$$\begin{aligned}\bar{\varepsilon}_1^z &= \frac{1}{E_1}\sigma_1 - \frac{\mu_{12}}{E_2}\sigma_2; \\ \bar{\varepsilon}_2^z &= \frac{1}{E_2}\sigma_2 - \frac{\mu_{21}}{E_1}\sigma_1; \\ \bar{\varepsilon}_{12}^z &= \frac{1}{G_{12}}\sigma_{12}; \\ \bar{\varepsilon}_{13}^z &= \frac{1}{G_{13}}\sigma_{13}; \\ \bar{\varepsilon}_{23}^z &= \frac{1}{G_{23}}\sigma_{23},\end{aligned}\quad (11)$$

где E_1, E_2 – модули упругости в меридиональном и окружном направлениях; G_{12} – модуль сдвига в срединной поверхности оболочки; G_{13}, G_{23} – модули поперечного сдвига, μ_{ij} – коэффициенты Пуассона.

Эти константы называют также техническими характеристиками упругости ортотропного тела.

Если эти уравнения решить относительно напряжений, то получим:

$$\begin{aligned}\sigma_1 &= B_1\varepsilon_1 + B_{12}\varepsilon_2 + z(B_1\kappa_{11} + B_{12}\kappa_{22}); \\ \sigma_2 &= B_{12}\varepsilon_1 + B_2\varepsilon_2 + z(B_{12}\kappa_{11} + B_2\kappa_{22}); \\ \sigma_{12} &= G_{12}\varepsilon_{12} + zG_{12}\kappa_{12}; \\ \sigma_{13} &= G_{13}\varepsilon_{13}; \quad \sigma_{23} = G_{23}\varepsilon_{23};\end{aligned}\quad (12)$$

$$B_1 = \frac{E_1}{1-\mu_1\mu_2}; \quad B_2 = \frac{E_2}{1-\mu_1\mu_2}; \quad B_{12} = \frac{E_1\mu_2}{1-\mu_1\mu_2}.$$

Здесь следует отметить, что все представленные соотношения соответствуют системе координат с осью z , направленной по внешней нормали, как это показано на рис. 3. Переменная толщина стенки $h(s)$ в эти соотношения не входит. Она появится далее при переходе от напряжений к внутренним силам и моментам, которые возникают в меридиональных и окружных сечениях оболочки.

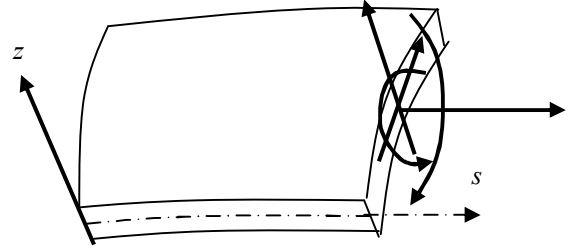


Рис. 3. Положение системы координат

Внутренние силы и моменты, показанные на рис. 3, статически эквивалентны напряжениям. Они связаны с напряжениями следующими интегральными соотношениями:

$$\begin{aligned}T_i(s, \varphi) &= \int_{-h/2}^{h/2} \sigma_i(s, \varphi, z) dz; \\ S(s, \varphi) &= \int_{-h/2}^{h/2} \sigma_{i2}(s, \varphi, z) dz, \quad i = 1, 2;\end{aligned}$$

$$\begin{aligned} Q_i(s, \varphi) &= \int_{-h/2}^{h/2} \sigma_{i3}(s, \varphi, z) dz; \\ M_i(s, \varphi) &= \int_{-h/2}^{h/2} z \sigma_i(s, \varphi, z) dz; \\ H(s, \varphi) &= \int_{-h/2}^{h/2} z \sigma_{i2}(s, \varphi, z) dz, \quad i = 1, 2. \end{aligned} \quad (13)$$

Уравнения (13) при использовании соотношений (8) – (12) позволяют установить следующую связь между внутренними силами и моментами и перемещениями:

$$\begin{aligned} T_1 &= B_1 h \left(\frac{\partial u}{\partial s} + \frac{1}{R_1} w + \frac{1}{2} \left(\frac{\partial w}{\partial s} \right)^2 \right) + \\ &+ B_{12} h \left(\frac{1}{r} \frac{\partial v}{\partial \varphi} + \frac{1}{r} \frac{dr}{ds} u + \frac{1}{R_2} w + \frac{1}{2} \left(\frac{1}{r} \frac{\partial w}{\partial \varphi} \right)^2 \right); \\ T_2 &= B_{12} h \left(\frac{\partial u}{\partial s} + \frac{1}{R_1} w + \frac{1}{2} \left(\frac{\partial w}{\partial s} \right)^2 \right) + \end{aligned} \quad (14)$$

$$\begin{aligned} &+ B_2 h \left(\frac{1}{r} \frac{\partial v}{\partial \varphi} + \frac{1}{r} \frac{dr}{ds} u + \frac{1}{R_2} w + \frac{1}{2} \left(\frac{1}{r} \frac{\partial w}{\partial \varphi} \right)^2 \right); \\ S &= G_{12} h \left(\frac{1}{r} \frac{\partial u}{\partial \varphi} + \frac{\partial v}{\partial s} - \frac{1}{r} \frac{dr}{ds} v + \frac{1}{r} \frac{\partial w}{\partial \varphi} \frac{\partial w}{\partial s} \right); \\ Q_1 &= G_{13} h \left(\gamma_1 + \frac{\partial w}{\partial s} - \frac{1}{R_1} u \right); \\ Q_2 &= G_{23} h \left(\gamma_2 + \frac{1}{r} \frac{\partial w}{\partial \varphi} - \frac{1}{R_2} v \right); \end{aligned} \quad (15)$$

$$\begin{aligned} M_1 &= \frac{h^3}{12} B_1 \frac{\partial \gamma_1}{\partial s} + B_{12} \frac{h^3}{12} \left(\frac{1}{r} \frac{\partial \gamma_2}{\partial \varphi} + \frac{1}{r} \frac{dr}{ds} \gamma_1 \right); \\ M_2 &= \frac{h^3}{12} B_{12} \frac{\partial \gamma_1}{\partial s} + B_2 \frac{h^3}{12} \left(\frac{1}{r} \frac{\partial \gamma_2}{\partial \varphi} + \frac{1}{r} \frac{dr}{ds} \gamma_1 \right); \\ H &= \frac{h^3}{12} G_{12} \left(\frac{1}{r} \frac{\partial \gamma_1}{\partial \varphi} + \frac{\partial \gamma_2}{\partial s} - \frac{1}{r} \frac{dr}{ds} \gamma_2 \right). \end{aligned} \quad (16)$$

Таким образом, получены соотношения теории ортотропных оболочек (14) – (16), устанавливающие связь между силами и моментами и пятью функциями перемещений $u, v, w, \gamma_1, \gamma_2$.

Уравнения равновесия внутренних сил и моментов. Уравнения равновесия сил и моментов не зависят от характеристик упругости оболочки. К ним относятся:

– три уравнения равновесия проекций всех сил на касательные к координатным линиям поверхности и на нормаль к поверхности:

$$\begin{aligned} \frac{dT_1}{ds} + \frac{1}{r} \frac{dr}{ds} T_1 + \frac{1}{r} \frac{dS}{d\varphi} - \frac{1}{r} \frac{dr}{ds} T_2 + \\ + \frac{1}{R_1} Q_1 + q_1 = 0; \\ \frac{dT_2}{ds} + \frac{1}{r} \frac{dr}{ds} T_2 + 2 \frac{1}{r} \frac{dr}{ds} S + \\ + \frac{1}{R_2} Q_2 + q_2 = 0; \end{aligned} \quad (17)$$

$$\begin{aligned} \frac{dQ_1}{ds} + \frac{1}{r} \frac{dr}{ds} Q_1 + \frac{1}{r} \frac{dQ_2}{d\varphi} + T_1 \frac{d\gamma_1}{ds} + \\ + T_2 \left(\frac{1}{r} \frac{d\gamma_2}{d\varphi} + \frac{1}{r} \frac{dr}{ds} \gamma_1 \right) + \\ + S \left(\frac{1}{r} \frac{d\gamma_1}{d\varphi} + \frac{d\gamma_2}{ds} - \frac{1}{r} \frac{dr}{ds} \gamma_2 \right) - \\ - \frac{T_1}{R_1} - \frac{T_2}{R_2} + q_n = 0; \end{aligned}$$

– два уравнения равновесия изгибающих моментов:

$$\begin{aligned} \frac{dM_1}{ds} + \frac{1}{r} \frac{dr}{ds} M_1 + \frac{1}{r} \frac{dH}{d\varphi} - \\ - \frac{1}{r} \frac{dr}{ds} M_2 - Q_1 = 0; \end{aligned} \quad (18)$$

$$\frac{dH}{ds} + \frac{1}{r} \frac{dM_2}{d\varphi} + 2 \frac{1}{r} \frac{dr}{ds} H - Q_2 = 0.$$

2.2. Уравнения устойчивости ортотропных оболочек вращения с переменной толщиной стенки

Следует отметить, что основные уравнения теории оболочек (14) – (18) здесь представлены с учетом нелинейности выражений для деформаций и уравнений равновесия поперечных сил [8, 9].

Согласно статическому методу Эйлера исследование устойчивости сводится к определению параметров нагрузки, при которых появляются другие состояния равновесия оболочки, отличные от исходного.

Напряжения и деформации исходного состояния можно определить и на основе линейных уравнений

(14) – (18), которые получаются при отбрасывании в них нелинейных членов.

Но для вывода уравнений, позволяющих определить существование других форм равновесия, необходимы нелинейные уравнения, аналогичные линейным (14) – (18). Для этого представим все функции перемещений, деформаций, напряжений, сил и моментов смежного состояния равновесия в виде суммы

$$F^* = F^0 + \delta \cdot F, \quad (19)$$

где F^0 – функции в исходном состоянии равновесия, а все функции F с коэффициентом δ есть приращение этих функций при переходе в смежное состояние равновесия.

При этом параметр δ по определению Эйлера неустойчивого состояния является бесконечно малой величиной. Поэтому, подставляя выражения для искомым функций в виде разложений (19) в уравнения (14) – (18) и приравнявая нулю коэффициент при δ , получим две системы уравнений, одна из которых описывает НДС исходного состояния, а вторая описывает НДС смежного состояния.

Уравнения устойчивости. После подстановки выражений (19) в нелинейные уравнения изгиба оболочки и приравнявания нулю коэффициент δ при малом параметре δ получаем систему дифференциальных уравнений, которую мы преобразовали к виду одного дифференциального уравнения относительно вектора перемещений и меридионального изгибающего момента

$$Y''(x) + B(x)Y'(x) + C(x)Y(x) = 0, \quad (20)$$

где B, C – квадратные матрицы четвертого порядка.

Наиболее эффективным методом поиска ненулевых решений однородных краевых задач для систем дифференциальных уравнений (20) является метод матричной прогонки, впервые опубликованный в работах [2 – 5] применительно к решению задач устойчивости упругих и вязко-упругих оболочек вращения.

2.3. Алгоритм решения задач устойчивости конечно-разностным методом матричной прогонки

Общая схема разработки алгоритмов решения краевых задач конечно-разностным методом матричной прогонки состоит из трех этапов:

- преобразование уравнений рассматриваемой краевой задачи к системе обыкновенных дифференциальных уравнений второго порядка; в данном случае получена система уравнений (20), представленная в векторно-матричной форме;
- аппроксимация полученной системы уравнений и граничных условий разностной системой трехточечных векторных уравнений:

$$-B_1 Y_1 + C_1 Y_2 = d_1;$$

$$A_k Y_{k-1} - B_k Y_k + C_k Y_{k+1} = d_k, \quad k = \overline{2, N}; \quad (21)$$

$$A_{N+1} Y_{N-1} - B_{N+1} Y_N + C_{N+1} Y_{N+1} = d_{N+1};$$

- решение полученной системы разностных уравнений путем предварительного преобразования внутренних уравнений к двухчленному виду (прямая прогонка), вычисления вектора на второй границе и вычисления всех остальных в цикле обратной прогонки.

Особенности решения задач устойчивости пластин и оболочек обусловлены тем, что системы исходных дифференциальных уравнений и граничных условий, а также конечно-разностных уравнений (6) являются однородными (векторы всех правых частей $d_k = 0, k = 1, 2, \dots, N + 1$). Поэтому сначала требуется определить величину критических параметров внешней нагрузки, при которых система однородных уравнений (21) имеет ненулевые решения и возможна смена исходной формы равновесия, а затем построить эти ненулевые решения, соответствующие смежным формам равновесия.

В системе разностных уравнений (21) $Y_k = Y(x_k)$; $x_k = (k-1)\Delta x$; $Y(x)$ – вектор искомым функций; x_k – дискретные значения независимой переменной x в

узловых точках с постоянным шагом Δx между ними; x_1, x_N – координаты узловых точек на границах; A_k, B_k, C_k – матричные коэффициенты.

Первое и последнее в системе уравнений (21) – это граничные условия, первое из которых преобразовано к двучленному виду, а второе здесь не преобразовано и записано с использованием законченной точки с координатой x_{N+1} .

Прямая прогонка и уравнение для определения критической нагрузки. В результате преобразования первого граничного условия к двучленному виду можно также преобразовать все внутренние уравнения и вместе с первым граничным условием при $d_k = 0$ представить их в виде

$$\begin{aligned} Y_{k-1} &= P_{k-1} Y_k, \quad k = \overline{2, N+1}; \\ P_1 &= B_1^{-1} C_1. \end{aligned} \quad (22)$$

Для вывода расчетных формул цикла вычисления матриц прогоночных коэффициентов P_k представим во внутреннее уравнение системы (21) соотношение (22). В результате получаем уравнение

$$\begin{aligned} A_k P_{k-1} Y_k - B_k Y_k + C_k Y_{k+1} &= 0, \\ \text{т.е.} \quad Y_k &= (B_k - A_k P_{k-1})^{-1} C_k Y_{k+1}. \end{aligned} \quad (23)$$

Сравнивая (22) и (23) видим, что прогоночные коэффициенты вычисляются последовательно по рекуррентной формуле

$$P_k = (B_k - A_k P_{k-1})^{-1} C_k, \quad k = \overline{2, N}.$$

Вычисление этих коэффициентов выполняется в цикле прямой матричной прогонки, после завершения которого второе граничное условие можно преобразовать к уравнению относительно одного вектора искомых функций

$$(A_{N+1} P_N - B_{N+1} P_N + C_{N+1}) Y_{N+1} = 0. \quad (24)$$

Таким образом, при решении задач устойчивости система однородных уравнений (21) при $d_k = 0$ преобразована к системе уравнений (22), (24), которая имеет ненулевые решения, если определитель Δ_r уравнений (24) относительно компонентов вектора Y_{N+1} равен нулю:

$$\Delta_r = |A_{N+1} P_N - B_{N+1} P_N + C_{N+1}| = 0.$$

Корнем этого уравнения является параметр внешней нагрузки, при котором исходная форма равновесия оболочки (пластины) становится неустойчивой. Простейший способ решения уравнения (24) сводится к многократному вычислению определителя Δ_r при последовательном изменении параметра внешней нагрузки до обнаружения смены знака определителя, что называется захватом вилки искомого корня, и последующему уточнению корня путем повторного вычисления определителя в пределах установленной вилки с меньшим шагом по параметру нагрузки.

Особенности в таком непосредственном решении задачи обусловлены тем, что определитель Δ_r преобразованной системы уравнений (22), (24) кроме нулей определителя исходных уравнений (21) имеет полюсы. При этом трудно не только отличить смену знака определителя Δ_r в окрестности полюса от смены знака в окрестности нуля, но и вообще обнаружить смену знака, если полюсы и нули находятся достаточно близко.

Как показано в работах [5, 6], при разработке вычислительных программ смену знака в окрестности полюса можно устранить, если учесть связь между определителем Δ_r и определителем Δ исходной системы уравнений. В результате уравнение (24) заменяется решением следующего уравнения:

$$\begin{aligned} &|C_{N+1} - B_{N+1} P_N + A_{N+1} P_N| \times \\ &\times \text{sign} \frac{|P_2| \cdots |P_N|}{|B_1| \cdots |C_N|} = 0, \end{aligned} \quad (25)$$

которое записано с учетом выражения для матрицы P_1 .

Решение уравнения (25) связано с многократным вычислением его левой части при последовательном изменении параметра внешней нагрузки. При использовании современных компьютеров все эти операции выполняются с высокой точностью и очень быстро.

Обратная прогонка. Решив уравнение (25), можно определить и форму равновесия оболочки при

потере устойчивости. Для этого найденное значение критического параметра нагрузки нужно подставить в векторное уравнение (24) и вычислить ненулевой вектор-столбец Y_{N+1} , затем по формулам (22) в обратной последовательности вычисляем векторы Y_k ($k = N, N-1, \dots, 1$) во всех узловых точках.

Заключение

Построенное таким образом решение краевой задачи конечно-разностным методом матричной прогонки получается ненулевым при любом уровне внешней нагрузки, но граничные условия на второй границе выполняются только при $\Delta = 0$. Например, в случае классического варианта граничных условий $Y_N = 0$, когда матрицы $A_{N+1} = 0$, $C_{N+1} = 0$, $B_{N+1} = -I$, где I – единичная матрица четвертого порядка, получим

$$Y_N^T = (\Delta_p, 0, 0, 0). \quad (26)$$

Корни уравнения (26) всегда числа иррациональные и абсолютным нулем Δ_p не бывает. Этим обеспечена возможность выполнения всех операций над матрицами даже в окрестности критической точки, где $\Delta_p = 0$.

Литература

1. Липовцев Ю.В., Русин М.Ю., Хамицаев А.С. Расчет и проектирование составных оболочечных конструкций: Учебное пособие. – Обнинск: ИАТЭ, 2003. – 76 с.
2. Юдин В.М. Комплекс программ расчета параметров аэродинамического теплообмена на по-

верхности конструкций летательных аппаратов. – М.: НПП «Вега-94», НТО, 2003. – 39 с.

3. Кравченко В.Ф., Розенсон Е.Б., Юдин В.М. Методы расчета температурных полей в элементах конструкций самолетов: Руководство для конструкторов. – 1980. – Т. 3, кн.3. – Вып. 5.

4. Липовцев Ю.В. К устойчивости упругих и вязкоупругих оболочек при наличии локальных напряжений // Механика твердого тела. – М.: Наука. – 1968. – № 5. – С. 174 – 180.

5. Липовцев Ю.В. Особенности применения метода прогонки к решению задач устойчивости оболочек и пластин // Известия АН СССР. – М.: Наука, МТТ. – 1970. – № 3. – С. 43 – 49.

6. Липовцев Ю.В. Разностный метод решения задач устойчивости оболочек вращения // Теория пластин и оболочек. – М.: Наука. – 1971. – С. 166 – 172.

7. Липовцев Ю.В. Постановка и алгоритмы решения нестационарных осесимметричных краевых задач термоупругости для оболочек вращения // ПММ. – М.: Наука. – 2003. – Том 67, вып. 6. – С. 954 – 964.

8. Муштари Х.М., Галимов К.З. Нелинейная теория гибких оболочек. – Казань: Таткнигоиздат, 1957. – 432 с.

9. Вольмир А.С. Устойчивость деформируемых систем. – М.: Наука, 1967. – 984 с.

Поступила в редакцию 15.12.2004

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.Е. Гайдачук, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

УДК 539.373

А.Г. НАРЫЖНЫЙ

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***ПРЯМОЙ АНАЛИЗ НАКОПЛЕНИЯ ПЛАСТИЧЕСКИХ ИЗМЕНЕНИЙ
ТОЛСТОСТЕННОГО ЦИЛИНДРА ПРИ УДАРАХ ТОНКОСТЕННЫХ ОБОЛОЧЕК**

С использованием компьютерного моделирования изучены закономерности изменений остаточных пластических деформаций, остаточных напряжений, размера внутренней поверхности толстостенного цилиндра конечной длины, вызванных циклическим ударно-контактным взаимодействием с последовательным рядом оболочек.

перемещения остаточные, деформации пластические, напряжения остаточные, удар оболочек**Введение**

Ранее вопрос о накоплении пластических изменений в толстостенном цилиндре теоретически рассмотрен в связи с относительно малым количеством осесимметричных тонкостенных оболочек, ударяющих изнутри по поверхности цилиндра [1]. Показано, что радиальный размер контактной поверхности цилиндра монотонно растет с увеличением числа оболочек, следовательно, растет и первоначальный зазор между поверхностью цилиндра и очередной оболочкой.

С помощью аппроксимации и экстраполяции найденные закономерности развития перемещений распространены за пределы исследованного диапазона.

Использование экстраполяции неявно предполагает сохранение основных условий образования пластических деформаций, наблюдаемых при начальных циклах взаимодействия элементов системы, прежде всего постоянство скорости соударения оболочек и цилиндра. Правомочность и границы применимости экстраполяции не были изучены.

В работе [2] показано, что с ростом величины первоначального зазора между оболочкой и цилиндром контактные напряжения и интенсивности напряжений монотонно растут, что должно расширять область и интенсивность пластических деформаций цилиндра и, следовательно, остаточных перемеще-

ний границы, и, в свою очередь должно приводить к увеличению зазора для следующей оболочки.

1. Формулирование задачи

В настоящей работе вопрос об остаточном НДС цилиндра с учетом цепной зависимости величины зазора и интенсивности пластических изменений анализируется с использованием описанной в [1] осесимметричной модели механической системы, включающей цилиндр и 90 оболочек, по очереди взаимодействующих с цилиндром, что позволяет, с одной стороны, выявить особенности накопления пластических изменений цилиндра, с другой – показать границы применимости предложенного ранее экстраполяционного подхода анализа остаточных перемещений контактной поверхности цилиндра.

Схема механической системы показана на рис. 1. В рассматриваемой на рис. 1 системе тонкостенная оболочка с внутренним радиусом $r_1 = 68$ мм, толщиной $\delta = 1$ мм и высотой $H = 80$ мм нагружается изнутри импульсным давлением, характерным для гидродинамической штамповки

$$P(t) = \begin{cases} K \cdot p_0 \sin \lambda t, & 0 \leq t \leq \pi / \lambda; \\ 0, & t > \pi / \lambda, \end{cases} \quad (1)$$

где t – время; $p_0 = 1,492 \times 10^8$ Па – расчетная амплитуда давления; $\lambda = 9,28 \times 10^3$ 1/с – расчетная постоянная времени; K – амплитудный множитель, принимающий значения 0,95; 1,00; 1,05.

На рисунке показан цилиндр высотой H , с внутренним и наружным радиусами $R_1 = 70$ мм и $R_2 = 102,2$ мм, соответственно. Между оболочкой и цилиндром установлен первоначальный радиальный зазор $\Delta = 1$ мм.

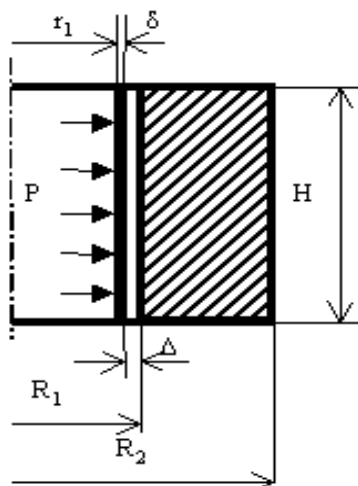


Рис. 1. Схема механической системы

Оболочки изготовлены из алюминиевого сплава, деформирующегося по упруго-идеальнопластическому типу, с плотностью $\rho = 2700$ кг/м³, модулем Юнга $E = 7 \times 10^{10}$ Па, коэффициентом Пуассона $\nu = 0,33$ и пределом текучести $\sigma_T = 1,19 \times 10^8$ Па. Цилиндр стальной, деформирующийся по упруго-идеальнопластическому типу, обладает следующими характеристиками: $\rho = 7850$ кг/м³, $E = 2,1 \times 10^{11}$ Па; $\nu = 0,27$; $\sigma_T = 7,984 \times 10^8$ Па.

2. Результаты решения и анализ

Ниже на рисунках показаны распределения НДС для симметричной половины области цилиндра (рис. 1). На рис. 2 показано распространение зоны остаточных пластических деформаций в цилиндре в зависимости от количества циклов (невозмущенная зона показана светлым тоном). Зона возмущения образуется уже при первом цикле и затем монотонно расширяется. Наряду со сплошной зоной деформаций в невозмущенной зоне образуются *очаги* остаточной деформации, обусловленные интерференцией волн напряжений, которые в дальнейшем сливаются со сплошной зоной пластичности. В конце

периода наблюдения пластическая деформация охватывает практически всю область, и остаются лишь островки, не захваченные пластичностью.

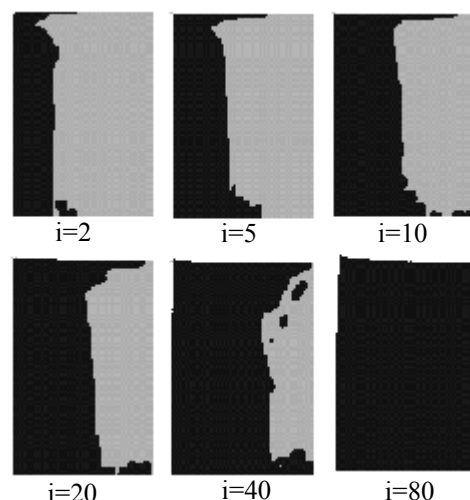


Рис. 2. Распространение остаточных пластических деформаций в цилиндре при $K = 1$

На рис. 3 показано распространение границы сплошной возмущенной области вдоль радиуса при осевой координате $z = 20$ мм в зависимости от количества циклов при трех уровнях нагрузки: $K = 0,95$; $K = 1,0$; $K = 1,05$). Видно, что с ростом нагрузки пластическая область в цилиндре расширяется быстрее.

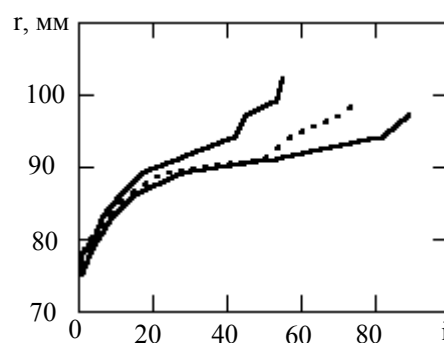


Рис. 3. Зависимость положения границы сплошной области возмущения

На рис. 4 показано развитие поля интенсивностей остаточных напряжений в связи с ростом количества циклов. Плотность тона соответствует величине интенсивности, максимальное значение интенсивности при $i = 90$ равно $4,9 \times 10^8$ Па, что более половины значения предела текучести и более 60%

уровня допускаемых напряжений. Видно, что значения интенсивности растут, причем не только со стороны контактной поверхности, но и со стороны наружной поверхности цилиндра, так что наименее напряженной оказывается средняя по толщине часть цилиндра.

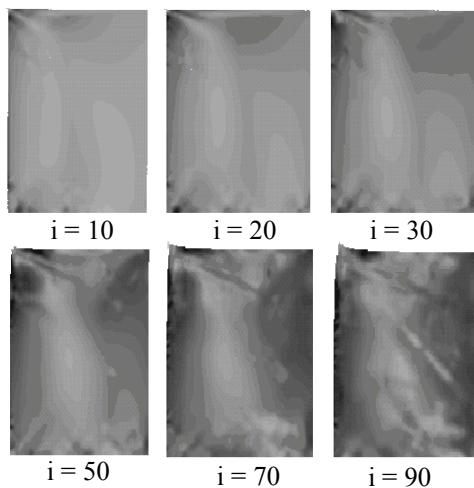


Рис. 4. Зависимость распределения интенсивностей остаточных напряжений от количества циклов

Следует отметить возрастающую с увеличением количества действовавших оболочек неоднородность поля интенсивностей остаточных напряжений.

Рост интенсивностей остаточных напряжений позволяет предположить возможность разрушения цилиндра вследствие суммирования остаточных и вызванных ударом очередной оболочки напряжений.

Поля остаточных пластических деформаций и остаточных напряжений (рис. 2, 4 соответственно) показаны на деформированных областях. Видно, что остаточные перемещения при большом количестве циклов существенно изменяют размеры и форму цилиндра, особенно вблизи свободного торца, где действие оболочек особенно сильно.

На рис. 5 показана зависимость остаточных радиальных перемещений контактной поверхности цилиндра от осевой координаты после 90 циклов при различных амплитудах давления (кривая 1 – $K = 0,95$; 2 – $K = 1,0$; 3 – $K = 1,05$). Максимальные

значения перемещений справа соответствуют зоне удара свободного торца заготовки с наибольшими скоростями удара, где наблюдаются и максимальные приращения перемещений за один цикл [2]. Величины перемещений нелинейно растут вместе с ростом амплитуды и импульса давления.

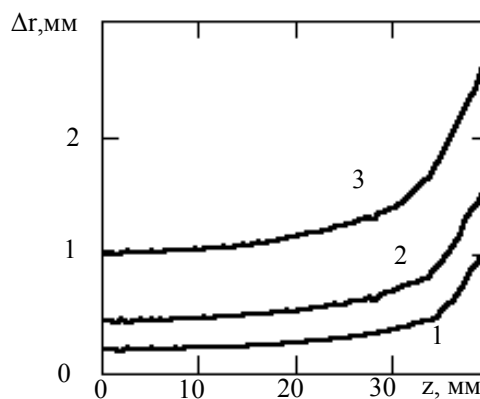


Рис. 5. Зависимость остаточных радиальных перемещений контактной поверхности цилиндра от осевой координаты

На рис. 6 показаны зависимости радиальных остаточных перемещений различных точек контактной поверхности цилиндра от количества циклов взаимодействия с оболочками.

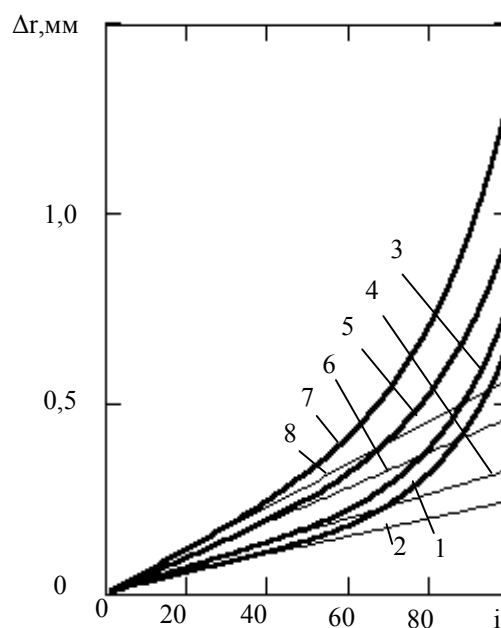


Рис. 6. Зависимости изменения перемещений от количества циклов по интерполяционным и экстраполяционным выражениям

Кривые 1, 3, 5 и 7 построены по результатам прямого расчета для точек с координатами 5, 20, 30 и 35 мм соответственно. Кривые 2, 4, 6 и 8 построены для тех же точек по экстраполяционным формулам [1]. Видно, что вначале (до $i = I = 30 - 50$ циклов) кривые, построенные по экстраполяционным формулам, совпадают с кривыми, построенными по результатам прямого расчета. При дальнейшем увеличении количества циклов кривые 1, 3, 5 и 7 интенсивно растут в сравнении с 2, 4, 6 и 8, отношение максимальных значений прямого расчета и экстраполяционных значений при $i = 100$ лежит в диапазоне 2,1 – 2,8. С учетом отмеченных в [1] особенностей на кривых 1, 3, 5 и 7 можно выделить три участка. Начальный (первый) участок ($i \leq 6$), характеризуется уменьшением приращения перемещений за один цикл. Второй участок стационарного роста ($6 < i < I$), характеризуется постоянством приращения перемещений за один цикл. К анализу перемещений на этом участке вполне применим экстраполяционный подход. Третий участок интенсивного роста перемещений ($i \geq I$), характеризуется прогрессирующим ростом не только перемещений, но и приращений перемещений за один цикл.

Кривые изменения перемещений, определенных прямым расчетом, хорошо аппроксимируются выражением вида

$$\Delta r(z, i) = P1(z) + \frac{P2(z)}{i - P3(z)} + P4(z) \times i^2, \quad (2)$$

где i – номер цикла взаимодействия, $P1, P2, P3, P4$ – параметрические функции осевой координаты z , определяемые по методу наименьших квадратов.

Предложенные аппроксимации могут быть использованы определения предельного (по допуску на изменение размера контактной поверхности) количества циклов взаимодействия подобно [3].

Заключение

Рассмотренные результаты позволяют сделать выводы:

– с ростом количества циклов растут величины интенсивностей остаточных напряжений, величины накопленных пластических деформаций, а также остаточные перемещения контактной поверхности цилиндра;

– рост величин интенсивностей остаточных напряжений может быть условием потери общей прочности при большом количестве циклов взаимодействия; целесообразно провести специальное изучение возможности, условий и характера такого разрушения;

– использование экстраполяционных формул [1] для определения и анализа остаточных перемещений контактной поверхности цилиндра возможно и обеспечивает высокую точность на участке стационарного роста перемещений;

– при большом числе циклов взаимодействия цилиндра и оболочек рост остаточных перемещений контактной поверхности имеет прогрессирующий характер.

Литература

1. Нарыжный А.Г. Накопление перемещений в толстостенном цилиндре, обусловленное ударами оболочек // Авиационно-космическая техника и технология. – 2004. – Вып. 3 (11). – С. 33 – 37.
2. Нарыжный А.Г. Напряженно-деформированное состояние технологической системы импульсной гидродинамической штамповки осесимметричных деталей // Кузнечно-штамповочное производство. Обработка металлов давлением. – 2004. – № 8. – С. 10 – 18.
3. Нарыжный А.Г., Сапрыкин В.Н. Прогноз формы и размеров детали при импульсной штамповке // Вісник двигунобудування. – 2004. – № 2. – С. 223 – 227.

Поступила в редакцию 6.12.2004

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.Я. Мовшович, Харьковский НИИ технологии машиностроения, Харьков.

УДК: 669.245.018.4: 539.376

М.Р. ОРЛОВ¹, Е.М. ОРЛОВ²¹ *Открытое акционерное общество «Мотор Сич», Украина*² *Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

АНАЛИТИЧЕСКАЯ ОЦЕНКА КИНЕТИКИ РЕЛАКСАЦИОННЫХ ПРОЦЕССОВ В НИКЕЛЕВОМ ЖАРОПРОЧНОМ СПЛАВЕ ЖС6У-ВИ

Проблема определения кинетики развития высокотемпературных релаксационных процессов в литых турбинных лопатках из никелевого жаропрочного сплава ЖС6У-ВИ решена в рамках линейного закона термофлуктуационного механизма ползучести с использованием аналитических и численных методов анализа. Полученные аналитические зависимости могут применяться для расчета процессов релаксации в деталях газотурбинного тракта авиационных двигателей, с учетом данных о высокотемпературной ползучести жаропрочных никелевых сплавов.

никелевый жаропрочный сплав ЖС6У-ВИ, линейный закон термофлуктуационного механизма ползучести, метод наименьших квадратов, численные методы анализа, релаксация, литые турбинные лопатки.

Введение

Увеличение ресурса рабочих и сопловых лопаток охлаждаемой конструкции из литейных жаропрочных никелевых сплавов ставит ряд вопросов перед разработчиками авиационных двигателей как по оптимизации профиля проточной поверхности лопаток, так и по оптимизации тепловых полей и полей напряжений в пере лопаток.

Наличие температурных градиентов в лопатках охлаждаемой конструкции создает дополнительные поля напряжений, которые в сочетании с силовым нагружением лопаток от воздействия газового потока и центробежных сил могут достигать величины предела пропорциональности жаропрочного никелевого сплава. Эксплуатация жаропрочных никелевых сплавов в температурном интервале 800 – 1000 °С сопровождается развитием процессов ползучести при нагрузках ниже предела пропорциональности. Циклическое упругопластическое нагружение сплава приводит к развитию термоусталостных трещин в зонах, не относящихся к «опасным» сечениям пера лопаток, а накопление необратимых микродеформаций сопровождается перераспределением макронапряжений в лопатках и искажению геометрии проточных поверхностей.

Высокотемпературная ползучесть жаропрочных никелевых сплавов достаточно подробно изучена как с позиций физики самого процесса – генерирования и взаимодействия дислокаций, неконсервативного движения дислокаций, самодиффузии легирующих компонентов сплава и диффузии вакансий, так и в направлении набора базы данных фактических свойств литейных жаропрочных сплавов – характеристик длительной прочности и скорости ползучести под постоянной нагрузкой.

Однако в условиях реальной работы охлаждаемых лопаток происходит перераспределение полей напряжений, ограничивающее развитие процессов ползучести сплава. Эффект перераспределения упругих напряжений называется релаксацией. Релаксация находит широкое применение в технологии двигателестроения в виде операций отжига или отпуска заготовок для снятия объемных остаточных напряжений после литья, деформации, закалки, сварки и механической обработки.

1. Формулирование проблемы

Кинетика развития релаксационных процессов вызывает бесспорный интерес, однако ее исследование имеет определенные трудности. В связи с тем,

что процесс релаксации эквивалентен абсолютно «жесткой» схеме испытаний образца с контролем фиксированной деформации в малом диапазоне ее значений (соответствующем упругому поведению сплава при кратковременном нагружении) при значительном времени выдержки для регистрации реальных изменений нагрузки, проведение таких испытаний становится практически нереальным. Малая скорость релаксационных процессов

$$(\dot{\varepsilon}_{\text{рел}} < 10^{-8}, \text{с}^{-1})$$

позволяет отнести их к линейным законам термофлуктуационных механизмов ползучести [1]:

- вакансионной ползучести Набарро-Херинга;
- зернограницной ползучести Кобла;
- дислокационной ползучести Харпера-Дорна

$$\dot{\varepsilon}_{\text{рел}}(t) = \sigma^n(t) \cdot e^{-\frac{Q}{RT}}, \quad (1)$$

для которых показатель $n = 1$; $\sigma(t)$ – изменяющаяся во времени величина напряжения; Q – энергия активации процесса ползучести; R – универсальная газовая постоянная; T – температура.

Для работающей лопатки в момент времени t напряжение в исследуемой зоне определяется согласно закону Гука

$$\sigma(t) = E \varepsilon(t), \quad (2)$$

где $\varepsilon(t)$ – величина упругой деформации; E – модуль упругости Юнга при температуре T .

Если в начальный момент времени ($t = 0$) напряжение максимально, то с течением времени в результате протекания релаксационных процессов оно будет уменьшаться в соответствии с увеличением деформации релаксации и уменьшением упругой деформации:

$$\varepsilon(t) = \varepsilon(0) - \varepsilon_{\text{рел}}(t). \quad (3)$$

Подставив выражение (3) в (2), а затем в (1) и выполнив замену $A = e^{-\frac{Q}{RT}}$, получим:

$$\dot{\varepsilon}_{\text{рел}}(t) = AE(\varepsilon(0) - \varepsilon_{\text{рел}}(t)). \quad (4)$$

Решение дифференциального уравнения (4) дает временную зависимость деформации релаксации

$$\varepsilon_{\text{рел}}(t) = \varepsilon(0)(1 - e^{-AEt}) \quad (5)$$

и скорости релаксации

$$\dot{\varepsilon}_{\text{рел}}(t) = A\sigma(0) \cdot e^{-AEt}. \quad (6)$$

Если учесть, что величина A включает энергию активации по крайней мере трех термофлуктуационных механизмов ползучести, в свою очередь, зависящую от величины приложенного напряжения $\sigma(t)$, то решение дифференциального уравнения (6) весьма усложняется. А если учесть и тот факт, что задача о нахождении $A(t)$ для сплавов до настоящего времени не решена, то дифференциальное уравнение (6) в данном случае не имеет аналитического решения.

Переход от «жесткой» схемы испытаний жаропрочного сплава на релаксацию в условиях фиксированной деформации к «мягкой», с контролем постоянной величины напряжения при испытаниях на длительную прочность, позволяет определить «мгновенную» скорость релаксации в уравнении (6). Набор результатов испытаний жаропрочного сплава на ползучесть при различных фиксированных значениях температуры и приложенного напряжения позволяет воссоздать диаграмму релаксации с применением численных методов анализа.

2. Решение проблемы

Одним из наиболее распространенных жаропрочных сплавов, используемых для литых лопаток охлаждаемой конструкции, является сплав ЖС6У-ВИ, для которого имеется достаточно большой объем экспериментальных данных. Результаты испытаний сплава ЖС6У-ВИ на длительную прочность с определением времени достижения образцом деформации $\varepsilon = 5 \cdot 10^{-3}$, полученные в работе [2], представлены в виде логарифма скорости ползучести для

различных температурно-силовых условий нагружения в табл. 1.

Таблица 1
Скорость ползучести жаропрочного сплава ЖС6У-ВИ

№ п/п	Скорость ползучести, $\ln \dot{\epsilon}$	Температура T , °C	Нагрузка σ , МПа
1	-15,796	800	660
2	-18,099	800	550
3	-19,708	800	470
4	-20,401	800	440
5	-15,796	900	400
6	-18,099	900	295
7	-19,708	900	235
8	-20,401	900	210
9	-15,796	1000	210
10	-18,099	1000	135
11	-19,708	1000	94
12	-20,401	1000	80

Обработка данных, приведенных в табл. 1, методом наименьших квадратов позволяет получить аппроксимирующую функцию в виде полинома второго порядка:

$$\ln \dot{\epsilon} = a_1 + a_2 \cdot \sigma + a_3 \cdot T + a_4 \cdot \sigma \cdot T, \quad (7)$$

где

$$\begin{aligned} a_1 &= -55,46; \\ a_2 &= -2,772 \cdot 10^{-2}; \\ a_3 &= 3,277 \cdot 10^{-2}; \\ a_4 &= 5,997 \cdot 10^{-5}. \end{aligned} \quad (8)$$

Графическое изображение полученной зависимости (7) представлено на рис. 1.

Аппроксимирующая функция зависимости скорости ползучести от температуры и напряжения содержит также в неявном виде зависимость и от временного параметра.

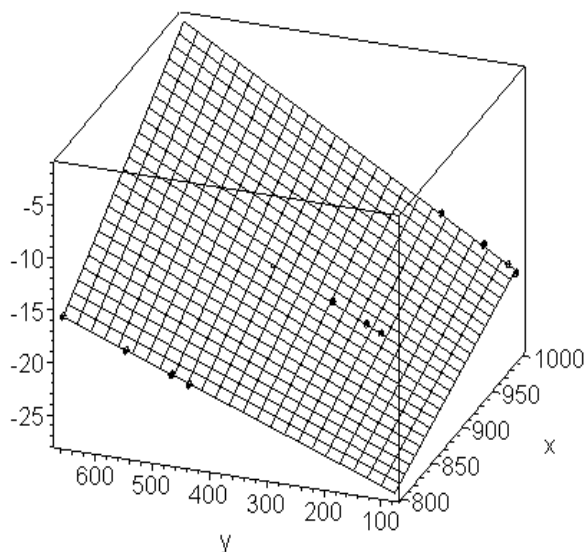


Рис. 1. Графическое изображение полученной зависимости (7)

Зависимость скорости ползучести от времени определяется изменением напряжения во времени, например, в процессе релаксации сплава под нагрузкой. В соответствии с этим, выражение (7) можно представить в виде

$$\dot{\epsilon}(t) = e^{a_1 + a_2 \cdot \sigma(t) + a_3 \cdot T + a_4 \cdot \sigma(t) \cdot T}. \quad (9)$$

Используя функцию (9) для описания процесса релаксации вместо уравнения (1), получим дифференциальное уравнение, имеющее решение. Для этого подставим выражение (3) в выражение (2), а затем в (9):

$$\dot{\epsilon}_{\text{рел}}(t) = e^{b - a \epsilon_{\text{рел}}(t)}, \quad (10)$$

где

$$a = E(a_2 + a_4 T);$$

$$b = a_1 + a_3 T + E \epsilon(0) \cdot (a_2 + a_4 T)$$

или с учетом формулы (2):

$$a = E(a_2 + a_4 T);$$

$$b = a_1 + a_3 T + \sigma(0)(a_2 + a_4 T).$$

(11)

Решим это дифференциальное уравнение:

$$\frac{d\epsilon_{\text{рел}}(t)}{dt} = e^{b - a \epsilon_{\text{рел}}(t)};$$

$$e^{a \epsilon_{\text{рел}}(t) - b} d\epsilon_{\text{рел}}(t) = dt.$$

Проинтегрировав последнее, получим:

$$\int e^{a\varepsilon_{\text{рел}}(t)-b} d\varepsilon_{\text{рел}}(t) = \int dt ;$$

$$\frac{1}{a} \int e^{a\varepsilon_{\text{рел}}(t)-b} d(a\varepsilon_{\text{рел}}(t)-b) = \int dt ;$$

$$\frac{e^{a\varepsilon_{\text{рел}}(t)-b}}{a} = t + C ;$$

$$e^{a\varepsilon_{\text{рел}}(t)-b} = at + C ;$$

$$\varepsilon_{\text{рел}}(t) = \frac{\ln(at + C) + b}{a} .$$

Учитывая то, что $\varepsilon_{\text{рел}}(t) = 0$, найдем параметр C :

$$\varepsilon_{\text{рел}}(0) = 0 = \frac{\ln(C) + b}{a} ;$$

$$C = e^{-b} .$$

Решение дифференциального уравнения будет иметь вид временной функции деформации релаксации

$$\varepsilon_{\text{рел}}(t) = \frac{\ln(at + e^{-b}) + b}{a} \quad (12)$$

и скорости релаксации

$$\dot{\varepsilon}_{\text{рел}}(t) = \frac{1}{at + e^{-b}} . \quad (13)$$

Заключение

1. Полученные зависимости деформации релаксации (12) и скорости релаксации (13) в сочетании с заданными значениями температуры, исходного

уровня напряжений, модуля упругости Юнга (11) и численными значениями коэффициентов (8), позволяют выполнить расчеты изменения напряженного состояния лопаток турбины с течением времени эксплуатации двигателя. Полученные зависимости также позволяют оценить величину остаточных напряжений в лопатках после их охлаждения и рассчитать температурно-временные режимы релаксационного отжига деталей из жаропрочного сплава ЖС6У-ВИ.

2. Аналитические зависимости скорости и величины деформации релаксации могут применяться для расчетов процесса релаксации других жаропрочных никелевых сплавов с учетом соответствующих этим сплавам аппроксимирующих полиномов высокотемпературной ползучести.

Литература

1. Штремель М.А. Прочность сплавов. Ч. II. Деформация: Учебник для вузов. – М.: МИСИС, 1997. – 527 с.
2. Каблов Е.Н., Голубовский Е.Р. Жаропрочность никелевых сплавов. – М.: Машиностроение. 1998. – 464 с.

Поступила в редакцию 27.12.2004

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф. А.Г. Николаев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

УДК 532.529

И.И. ПЕТУХОВ, В.Н. СЫРЫЙ*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Украина***ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВСКИПАЮЩИХ ПОТОКОВ
КРИОЖИДКОСТЕЙ С КРИСТАЛЛИЗАЦИЕЙ КАПЕЛЬ**

Построена модель расчёта вскипающего потока в соплах с кристаллизацией дисперсной фазы. Учтена возможность образования пористой структуры твёрдой фазы. Представлены результаты численного и экспериментального исследования кристаллизации водорода и азота.

криогенная жидкость, струйный охладитель, моделирование, вскипающая жидкость, режимы течения, кристаллизация капель

Введение

В последние годы возрос интерес к использованию водорода как экологически безопасного и высокоэффективного топлива. Ведутся работы по созданию автомобилей, гиперзвуковых и воздушно-космических самолётов по программам: CRYOPLAN, FEVER, NASP, ZANGER [1, 2]. Криогенное топливо предпочтительно хранить на борту в переохлаждённом или шугообразном состоянии, что позволяет повысить его хладоресурс при сохранении текучести.

Получить шугу можно в струйных охладителях, предназначенных для охлаждения и кристаллизации жидкости за счёт её частичного испарения [3]. По сравнению с вакуумированием емкости [4] процесс массообмена в них значительно интенсивнее за счёт развитой межфазной поверхности, а располагаемая работа пара используется для повышения полного давления жидкости. В связи с существенной неравновесностью процесса течение в соплах целесообразно описывать на основе двухскоростной двухтемпературной модели [5], а стационарное решение искать методом установления с применением полунезависимой численной схемы ICE [6].

Использование модели [5] для расчёта течения с кристаллизацией капель требует уточнения карты режимов течения, граничных условий и коэффици-

ентов тепломассообмена. Кроме того, для обоснованного выбора режимных параметров процесса и геометрии сопла необходима достоверная оценка времени затвердевания капель.

В данной работе представлены результаты использования уточнённой модели кристаллизации для исследования сопел струйных охладителей на жидком водороде и азоте.

**1. Модель вскипающего потока
с кристаллизацией капель**

Для расчёта параметров вскипающего потока с кристаллизацией капель карта режимов модели [5] на участке дисперсного потока с объёмным паросодержанием $\alpha > 0,7$ дополнена режимом кристаллизации капель. Последний реализуется при охлаждении жидкости до температуры тройной точки T_T . При этом вводится допущение о квазистационарном температурном режиме в капле до её полного затвердевания. Условия на межфазной границе задаются в соответствии с квазиравновесной схемой фазового перехода [7].

Размеры капель и их количество полагаются неизменными. На границе капля – пар скорость фазового перехода определяется межфазным теплообменом и скрытой теплотой сублимации.

Для определения массовой доли твёрдой фазы в капле x_s используется выражение

$$\frac{dx_s}{d\tau} = \frac{q_{d\sigma}}{(1-x)\rho_m\psi_{ls}}, \quad (1)$$

где τ – время; ρ_m – средняя плотность смеси; $q_{d\sigma}$ – тепловой поток из капли к её границе, отнесённый к единице объёма смеси; ψ_{ls} – удельная теплота кристаллизации, x – массовая степень сухости в потоке.

Для определения коэффициента теплоотдачи из капли к межфазной границе было выполнено численное исследование затвердевания капли жидкости в собственном паре при постоянных и переменных условиях на межфазной границе.

2. Модель кристаллизации капли жидкости в собственном паре

Как отмечено в [8], в общем случае точное решение задач о затвердевании тел получить невозможно из-за нелинейности описывающих процесс дифференциальных уравнений. Упрощённые модели используют имеющие ограниченный характер допущения о квазистационарности теплового режима вне фронта кристаллизации, и получены для неизменных теплофизических свойств фаз.

Модель [9] исключает эти ограничения. Кроме того, в ней учитывается возможность образования пористой структуры твёрдой фазы, подтверждённая авторами [4], исследовавшими механизм кристаллизации азота при вакуумировании. С одной стороны, паровые поры ухудшают теплопроводность за фронтом кристаллизации. С другой – интенсифицируют процесс затвердевания за счёт отвода вместе с паром скрытой теплоты парообразования. Авторами [4] отмечено также, что процесс затвердевания инициируется без переохлаждения жидкости.

Изменение профиля температуры T в капле во времени описывается уравнением теплопроводности в сферических координатах без внутренних источников теплоты и потоков массы

$$\frac{\partial T}{\partial \tau} = \frac{1}{c\rho} \frac{\partial \lambda}{\partial T} \left(\frac{\partial T}{\partial r} \right)^2 + D_T \left(\frac{\partial^2 T}{\partial r^2} + \frac{2}{r} \frac{\partial T}{\partial r} \right), \quad (2)$$

где D_T , λ , c , ρ – соответственно температуропроводность, теплопроводность, удельная теплоёмкость и плотность вещества капли; r – сферическая координата.

Задача полагается сферически симметричной. На поверхности капли принята квазиравновесная схема фазового перехода. Задержки кристаллизации из-за кинетики фазового перехода не происходит.

Распространённым подходом к моделированию процесса затвердевания является задание двух границ фронта кристаллизации, между которыми процесс не завершён и все фазы находятся при температуре тройной точки. Для расчёта положения границы фронта r_s со стороны твёрдой фазы используется уравнение теплового баланса

$$\lambda_s \frac{\partial T}{\partial r} \Big|_s - \lambda_l \frac{\partial T}{\partial r} \Big|_l = \rho_l \psi_{ls} \frac{dr_f}{d\tau}. \quad (3)$$

Здесь и далее индексы l , s и v отмечают параметры жидкой, твёрдой и паровой фаз.

Для случая затвердевания с образованием паровых пор вместо λ_s используется эффективный коэффициент теплопроводности, определяемый объемной плотностью паровых пор α_v :

$$\lambda_e = (1 - \alpha_v)\lambda_s + \alpha_v\lambda_v, \quad (4)$$

а вместо произведения $\rho_l \psi_{ls}$ – комплекс

$$\rho_l (\psi_{ls} x_s - \psi_{lv} x_v),$$

где ψ_{ls} – удельная теплота парообразования.

Система (2 – 3) замыкается уравнениями сохранения массы и объёма капли, а также соотношениями, описывающими теплофизические свойства вещества фаз.

Для интегрирования уравнения (2) используется явная численная схема [10].

3. Результаты расчётов и их обсуждение

Численные исследования показали, что общее

время кристаллизации каплей разного диаметра d хорошо обобщается комплексом $Fo = 4D_T\tau/d^2$, а влияние паровых пор на скорость затвердевания незначительно. Исследования вскипающего водорода в соплах [11] показали, что процесс охлаждения жидкости реализуется с температурным напором порядка 1 К. На рис. 1 представлены результаты расчёта кристаллизации капли водорода с начальной температурой 13,81 К при различных граничных условиях. В исследуемом диапазоне температур на границе капли T_σ среднее для процесса кристаллизации число Nu меняется незначительно, и для замыкания системы основных уравнений модели соплового течения на участке кристаллизации было принято значение $Nu = 7$. Такой же результат был получен и для случая затвердевания азота.

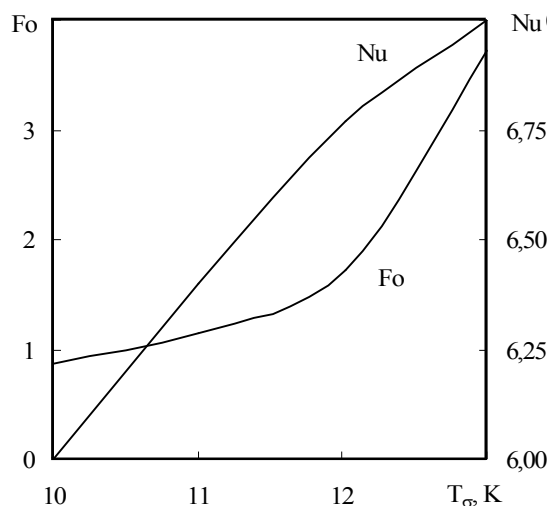


Рис. 1. Время полной кристаллизации капли водорода при различных граничных условиях

Расчётные параметры вскипающего водорода в сопле Лавалия представлены на рис. 2. Здесь и далее p — статическое давление в потоке, T — температура, w — скорость. Индексы 1 и 2 отмечают параметры во входном и выходном сечении сопла. Большая часть перепада статического давления срабатывается до реализации капельной структуры потока, занимающей около 85% длины сопла. Участок затвердевания каплей, в свою очередь, составляет около 50% проточной части.

Для получения шуги с концентрацией твёрдой фазы 70% необходимо испарить 18% жидкости, а для достижения температуры тройной точки — 10%.

Наибольшая температурная и скоростная неравновесность потока наблюдается в зоне больших градиентов давления и на участке кристаллизации. Это положительно сказывается на величине полного давления и охлаждении жидкости.

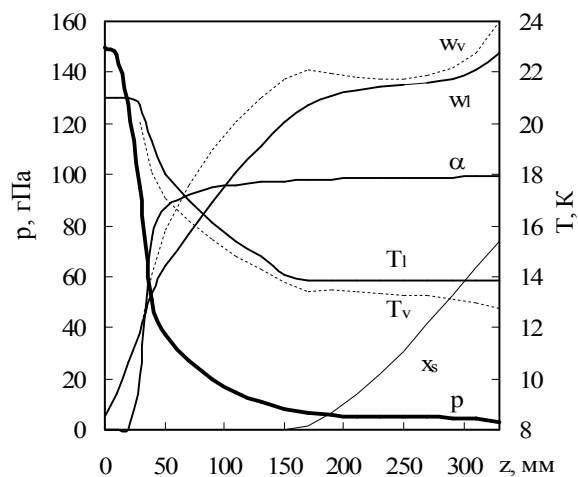


Рис. 2. Параметры водорода в сопле Лавалия; $p_1 = 1,5$ бар; $T_1 = 21$ К; $p_2 = 0,033$ бар

На участке затвердевания, ввиду существенного снижения интенсивности массообмена с несущим паром, характер течения смеси приближается к потоку газа со взвешенными твёрдыми частицами. Скорость дисперсной фазы на срезе сопла достигает 150 м/с, диаметр частиц — 20 мкм, объёмное паросодержание в потоке — 99%.

На рис. 3 представлены результаты численного и экспериментального исследования кристаллизации вскипающего азота. Получено удовлетворительное совпадение расчётных и опытных значений массового расхода через сопло и распределения статического давления в его проточной части.

Для подтверждения факта получения твёрдой фазы срез сопла был помещён в вакуумируемый криостат, снабжённый средствами визуализации. Для определения степени неравновесности потока в выходном поперечном сечении сопла была установлена

гребёнка датчиков полного давления.

Расчёт и эксперимент показали, что расширяющаяся часть сопла Лавала существенно перерасмерена и реализуется режим перерасширения потока. Скорость частиц, достигая в средней части сопла 85 м/с, к его срезу снижается до 40 м/с.

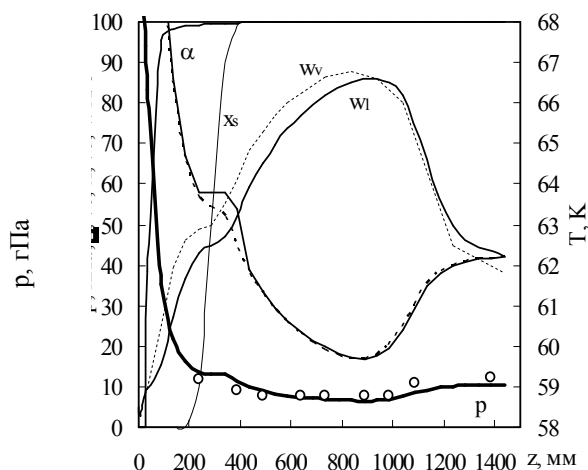


Рис. 3. Параметры азота в сопле Лавала: $p_1=1,42$ бар; $T_1=76,6$ К; $p_2=0,106$ бар; $\circ$ – экспериментальные значения статического давления

В эксперименте выявлено также достаточно равномерное распределение дисперсной фазы и полного давления в сечении среза сопла.

Процесс кристаллизации завершается уже на расстоянии 400 мм от горла сопла, частицы имеют диаметр 15 мкм. Их объёмная концентрация в выходном сечении сопла менее 0,5% и эффективное разделение фаз в поверхностном сепараторе не представляется возможным.

Заключение

Выполненные исследования подтвердили возможность получения мелкодисперсной твёрдой фазы криогенных жидкостей в струйном охладителе. Построенная модель позволяет адекватно описывать процессы охлаждения и кристаллизации капель в соплах.

Литература

1. Neyat T. Veziroglu. Twenty years of the hydrogen movement // Int. J. Hydrogen Energy. – 1995. – V. 20, № 1. – P. 1 – 7.
2. Proceedings HYPOTHESIS II International Symposium // Grimstad, Norway. – 1997. – P. 18 – 22.
3. Petukhov I., Bredikhin V., Shakhov Y. Jet Equipment for Cryogenic Fuel Cooling // Proceedings of the XIV International Symposium on Airbreathing Engines ISABE 99. – Florence (Italy). – 1999. – P. 99.
4. Гетманец В.Ф., Михальченко Р.С., Архипов В.Т. Исследование затвердевания криогенных жидкостей при использовании откачки // ИФЖ. – 1972. – Т. 22, № 4. – С. 648 – 655.
5. Блинков В.Н., Иваненко Н.И. Моделирование течения парожидкостной смеси в сопле струйного аппарата: Отчёт / Инв. № 028.80.024.337. – Х.: ХАИ. – 1988. – 42 с.
6. Harlow F., Amsden A. A Numerical Fluids Dynamics Method for All Flow Speeds // J. Comp. Phys. – 1974. – № 14. – P. 227 – 254.
7. Нигматуллин Р.И. Динамика многофазных сред. В 2-х ч. – М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1987. – 824 с.
8. Пехович А.И., Жидких В.М. Расчёты теплового режима твёрдых тел. Изд. 2-е перераб. и доп. – Л.: Энергия, 1976. – 322 с.
9. Петухов И.И., Сырый В.Н. Тепломассообмен при кристаллизации капли криогенной жидкости в собственном паре // Многофазные потоки в энергоустановках. – 1988. – С. 135 – 141.
10. Оран Э., Борис Дж. Численное моделирование реагирующих потоков: Пер. с англ. – М.: Мир, 1990. – 660 с.
11. Блинков В.Н., Петухов И.И., Сырый В.Н. Исследование течения вскипающего водорода в соплах Лавала // Газотермодинамические процессы в энергоустановках с многофазным рабочим телом. – 1990. – С. 10 – 15.

Поступила в редакцию 20.12.2004

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф. А.В. Бастеев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

УДК 62.506

В.Н. МИРУНКО¹, А.Н. СИЛЬВЕСТРОВ²¹*Государственное предприятие Полтавастандартметрология*²*Национальный технический университет им. Ю. Кондратюка*

О НЕКОТОРЫХ ПОДХОДАХ К ИДЕНТИФИКАЦИИ СТАТИЧЕСКИХ И ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК РЕАЛЬНЫХ ОБЪЕКТОВ

Изложены методы идентификации динамических и статических (балансировочных) характеристик из динамического полета летательных аппаратов, методы выявления слабой нелинейности и динамики квазистатических преобразователей энергии.

идентификация, динамика, полет, характеристика, летательный аппарат

Введение

Современные летательные аппараты – это динамические объекты, характеризующиеся нестационарностью и нелинейностью аэродинамических характеристик. В какой-то мере то же самое можно сказать и в отношении элементов их бортовых систем, от характеристик простейшего резистора до высотно-скоростных характеристик авиационных двигателей.

Выявить статические (балансировочные) зависимости из аэродинамики летательного аппарата (ЛА) и наоборот, обнаружить “малый параметр” нелинейности и динамики в квазилинейных, квазистатических характеристиках бортовых элементов остается на сегодня актуальной задачей натурных испытаний ЛА, позволяющей получить более адекватную модель. При этом следует сохранить корректность, как правило, некорректной обратной задачи, которой является задача выявления слабых эффектов.

Если задать структуру модели достаточно полную и, как результат, сложную, с большим количеством неизвестных параметров, то задача их оценивания будет некорректной: малые вариации в измерениях приводят к большим в оценках параметров.

Если задать простую, как правило, линейную модель, то ее коэффициенты не будут адекватны искомым физическим величинам. Необходима до-

полнительная информация для разрешения этого противоречия. Такой информацией является априори известное свойство гладкости искомых характеристик, квазилинейность и квазистационарность при малых отклонениях переменных от балансировочных значений на ограниченных временных интервалах.

Рассмотрим несколько примеров корректного решения задачи идентификации параметров и/или характеристик ЛА, учитывающих фундаментальное свойство гладкости их изменения в пространстве переменных и во времени.

1. Определение аэродинамических параметров ЛА по данным летных испытаний

Имеются записи продольного короткопериодического движения ЛА в спокойной атмосфере [1], вызванного последовательностью переключений руля высоты или стабилизаторов $u(t)$ разной амплитуды U_m (здесь и далее примем абстрактные обозначения: $x_i(t)$ – i -е переменные состояния, $u(t)$ – управление и т.п.).

Учитывая фундаментальное свойство гладкости, квазинелинейную зависимость аэродинамического момента $y(t)$ от переменных $x_i(t)$, $u(t)$, в окрестности базового (балансировочного) режима $y_0(x_0)$

можно разложить в ряд Тейлора. Пусть отклонения Δx таковы, что с заданной точностью можно ограничиться линейной и квадратичной составляющими ряда

$$y(t) = y(t_0) + \beta_1 \Delta x(t) + \frac{1}{2} \Delta x^T(t) \beta_2 \Delta x(t), \quad (1)$$

где

$$\beta_1 = \left. \frac{\partial y(t)}{\partial x} \right|_{x_0} = \left(\left. \frac{\partial y}{\partial x_1} \right|_{x_0}, \dots, \left. \frac{\partial y}{\partial x_n} \right|_{x_0} \right);$$

$$\beta_2 = \left. \frac{\partial^2 y(t)}{\partial x^2} \right|_{x_0} = \left[\left. \frac{\partial^2 y(t)}{\partial x_i \partial x_j} \right|_{x_0} \right]_{i,j=\overline{1,n}};$$

$$\Delta x^T(t) = (\Delta x_1(t), \dots, \Delta x_n(t)).$$

Выражение (1) формально представим как линейное

$$\Delta y(t) = \beta \Delta x(t), \quad (2)$$

где β – линейная функция от Δx :

$$\beta = \beta_1 + \frac{1}{2} \beta_2 \Delta x(t), \quad (3)$$

(так как $\Delta x^T(t) \beta_2 = \beta_2 \Delta x(t)$).

В модели (2) число неизвестных параметров β_i равно n , в отличие от квадратичной, где число неизвестных параметров равно $2n + 0,5n(n-1)$. Если $\Delta x_i(t)$ образуют систему линейно независимых функций, то МНК-оценка $\hat{\beta}$ [2] вектора β модели (2) единственна:

$$\hat{\beta} = [\Delta x^T \Delta x]^{-1} \Delta x^T \Delta y, \quad (4)$$

где Δx и Δy – матрицы измеренных на множестве в N дискретов времени t значений переменных $\Delta x(t)$ и $\Delta y(t)$.

При гауссовых “белых шумах” в измерениях $\Delta y(t)$ оценка (4) является эффективной [3], но смещенной на величину

$$\delta \hat{\beta} = [\Delta x^T \Delta x]^{-1} \Delta x^T \frac{1}{2} \beta_2 \Delta x, \quad (5)$$

пропорциональную $\beta_2 \Delta x$, т.е. Δx .

Если получить МНК-оценки для переключений руля высоты Δu разной амплитуды ΔU_m и для каж-

дой компоненты $\hat{\beta}_i$ построить линейную регрессионную зависимость

$$\hat{\beta}_i = \beta_i + K_i \Delta U_m, \quad (6)$$

где ΔU_m имеет не менее двух значений, то коэффициент β_i в (6) будет несмещенной оценкой искомого истинного аэродинамического коэффициента $\partial y / \partial x_i$ в точке $[y(t_0), X(t_0)]$.

Показано [4], что такой подход повышает точность определения аэродинамических коэффициентов в несколько раз. В частности, для семи переключений руля высоты различной амплитуды самолета М-17 получены оценки (4) запаса устойчивости $\hat{\sigma}_n$ по перегрузке $n_y(t)$ и аппроксимированы по ΔU_m моделью (6):

$$\hat{\sigma}_n(\Delta U_m) = 0,22 - 0,075 \Delta U_m.$$

В результате вместо смещенного среднего для семи переключений руля высоты значения $\hat{\sigma}_{n \text{ сред}} = 0,18$ получено более точное значение $\sigma_n = 0,22$, соответствующее балансировочному режиму полета ЛА при $\Delta U = 0$.

2. Определение балансировочных (статических) зависимостей из динамики короткопериодического продольного движения ЛА

Динамическая сущность летательного аппарата, неопределенность и нестационарность его параметров и внешней среды усложняют задачу экспериментального определения балансировочных зависимостей, например, между отклонением рулей высоты и изменением вертикальной перегрузки. В большинстве случаев, особенно для высокоманевренных ЛА, вообще не существует режима с неизменными значениями входных-выходных переменных. В таких ситуациях классический подход [3] предполагает описание нелинейной динамики моделью Гаммерштейна:

$$a_2 \frac{d^2 y}{dt^2} + a_1 \frac{dy}{dt} + y(t) = f(U), \quad (7)$$

где y – перегрузка n_y ; U – перемещение ручки управления рулями высоты, искомая нелинейность $y = f(u)$; a_1, a_2 – неизвестные коэффициенты динамики ЛА.

Нелинейность $f(U)$ задают аналитически в виде степенного ряда степени m :

$$\hat{f}(U) = \sum_{i=0}^m b_i U^i \quad (8)$$

или в базисе ортогональных функций $\varphi_i(U)$:

$$\hat{f}(U) = \sum_{i=0}^m b_i \varphi_i(U). \quad (9)$$

Далее из условия минимума среднего квадрата ошибки

$$\varepsilon(t) = y(t) - \hat{f}(U) - a_2 \frac{d^2 y}{dt^2} - a_1 \frac{dy}{dt} \quad (10)$$

отыскивают МНК-оценки $m+2$ неизвестных b_i, a_1, a_2 , предварительно прогладив данные и определив производные по времени от $y(t)$. Неточность переменных (особенно их производных) и большая размерность неизвестных параметров приводят к некорректности задачи их оценивания. Для преодоления этой проблемы воспользуемся априори известным свойством гладкости зависимости $f(U)$.

Будем оценивать коэффициенты a_1, a_2 уравнения (7) не из условия минимума среднего квадрата ошибки (10), а из условия гладкости зависимости $f(U)$:

$$(a_1, a_2) = \arg \min_{(a_1, a_2)} \sum_{k=1}^N \left(\frac{d^r y_{ск}(t_k)}{dU^r} \right)^2, \quad (11)$$

где r характеризует степень гладкости $f(U)$;

$y_{ск}(t_k) = y(t_k) - a_1 \frac{dy(t_k)}{dt} - a_2 \frac{d^2 y(t_k)}{dt^2}$ – скомпенсированное по динамике значение $y(t_k)$.

Практически в (11) вместо производных берутся соответствующего порядка разности, которые вы-

числяются по предварительно сглаженным с помощью сплайнов и упорядоченным по возрастанию U массивам данных. В тестовом примере идентификации электродвигателя в качестве $f(U)$ взята зависимость

$$f(U) = 3U - 60 \sin(0,065U), \quad (12)$$

входное воздействие $U(t)$ – последовательность ступенек

$$U(t) = U_{\max} \left[-1 + \frac{1}{8} \sum_{k=1}^{16} 1(t - k\Delta t) \right]. \quad (13)$$

На $y(t)$ наложен 20%-ный “белый шум”. Результаты совместного МНК-оценивания коэффициентов b_i (8) и a_1, a_2 (7) представлены на рис. 1.

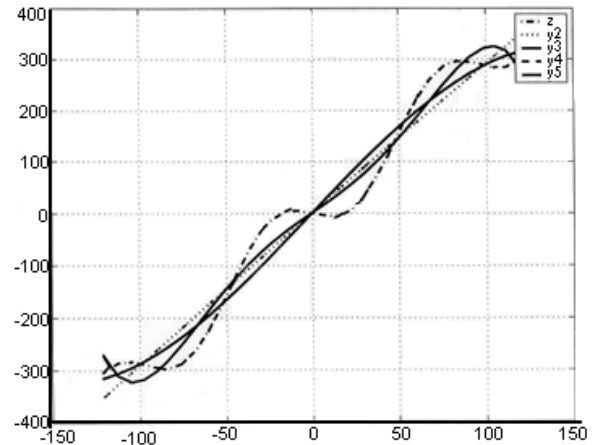


Рис. 1. МНК-оценка нелинейности (8) для $m = 2, 3, 4, 5$

Результат непараметрического оценивания нелинейности (12) из условия (11) гладкости $f(u)$ при $r = 1, 2, 3$ представлен на рис. 2.

Как видно из сопоставления рисунков 1 и 2, непараметрическая оценка $\hat{f}(u)$ с коррекцией динамики из условия (11) существенно ближе к истинной $f(U)$, чем параметрическая МНК-оценка при совместном оценивании коэффициентов линейной и нелинейной части модели Гаммерштейна (7).

Как пример практического применения, на рис. 3 приведена одна из балансировочных зависимостей для самолета М-17, полученная из условия (11)

(кривая 1) и аппроксимированная прямой (линия 2), а также упорядоченная по n_y зависимость, построенная без компенсации динамики (ломаная 3).

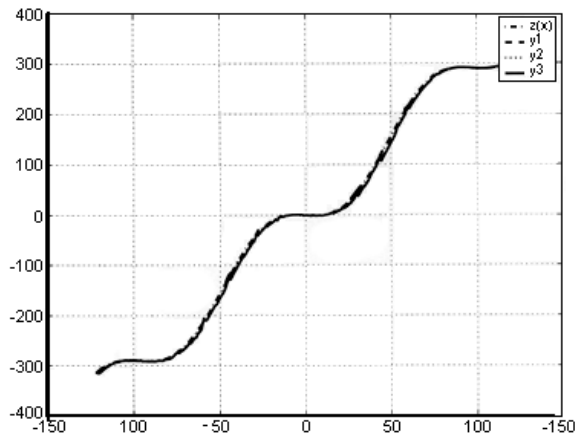


Рис. 2. Оценка нелинейности $f(U)$ из условия ее гладкости

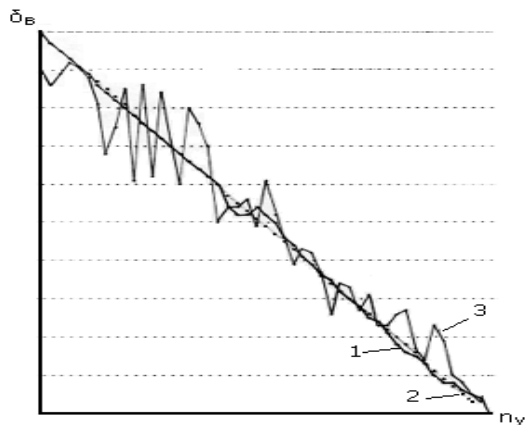


Рис. 3. Балансировочная зависимость рулей высоты (δ_B) от вертикальной перегрузки n_y для одного из режимов полета М-17

3. Восстановление по экспериментальным данным сложных аэродинамических зависимостей

Специфика летных и стендовых испытаний ЛА в аэродинамических трубах состоит в том, что отсутствие информации о структуре нелинейной многомерной зависимости $y(x_1, \dots, x_n)$ не дает возможности применить методику оптимального планирования эксперимента. Как правило, снимаются частные сечения $y(x_i)$ при постоянных x_j ($j = \overline{1, n-1}$,

$j \neq i$). Как и раньше, воспользовавшись свойством гладкости $y(x)$, представим эту зависимость рядом Тейлора или его степенным эквивалентом

$$y(x) = \beta_0 + \sum_{i=1}^n \beta_i x_i + \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n \beta_{ij} x_i x_j + \dots \quad (14)$$

Для частного k -го сечения $y(x_k)$ при $x_i = \text{const}$, $i = \overline{1, n-1}$, $i \neq k$, из выражения (14) получим одномерную зависимость

$$y(x_k) = \beta_{0k} + \beta_k x_k + \beta_{kk} x_k^2 + \dots \quad (15)$$

Структура и параметры β_{0k} , β_k , β_{kk} , ... находятся по МНК для (15) при различных, но фиксированных значениях остальных переменных. Далее коэффициенты частных моделей последовательно аппроксимируются как функции этих переменных. Так, на рис. 4 представлены экспериментальные (пунктир) высотно-скоростные характеристики турбовинтового авиадвигателя АИ-20М (зависимость тяги y от высоты x_1 , скорости x_2 и управляющего воздействия x_3).

Математическая модель (сплошные линии) получена из локальных моделей сечений $y(x_3)$ (при $x_1 = c_i$, $x_2 = c_j$):

$$y(x_3) = \beta_0'' + \beta_1'' \cdot x_3 \quad (16)$$

путём МНК-аппроксимации её коэффициентов квадратичной моделью:

$$\begin{aligned} \beta_0'' &= \beta_0' + \beta_{01}' \cdot x_2 + \beta_{02}' \cdot x_2^2; \\ \beta_1'' &= \beta_1' + \beta_{11}' \cdot x_2 + \beta_{12}' \cdot x_2^2 \end{aligned} \quad (17)$$

и далее аппроксимации статистически значимых коэффициентов моделей (17) квадратичной моделью по x_1 :

$$\beta_i' = \beta_{i0} + \beta_{i1} \cdot x_1 + \beta_{i2} \cdot x_1^2, \quad i = 0, 1 \quad (18)$$

В результате полная модель имеет вид

$$\begin{aligned} y &= (\beta_0 + \beta_{01} \cdot x_1 + \beta_{02} \cdot x_1^2) + \\ &+ (\beta_1 + \beta_{11} \cdot x_1 + \beta_{12} \cdot x_1^2) \cdot x_2 + \\ &+ (\beta_2 + \beta_{21} \cdot x_1 + \beta_{22} \cdot x_1^2) \cdot x_3 + \\ &+ (\beta_3 + \beta_{31} \cdot x_1 + \beta_{32} \cdot x_1^2) \cdot x_2 \cdot x_3 + \\ &+ (\beta_4 + \beta_{41} \cdot x_1 + \beta_{42} \cdot x_1^2) \cdot x_2^2. \end{aligned} \quad (19)$$

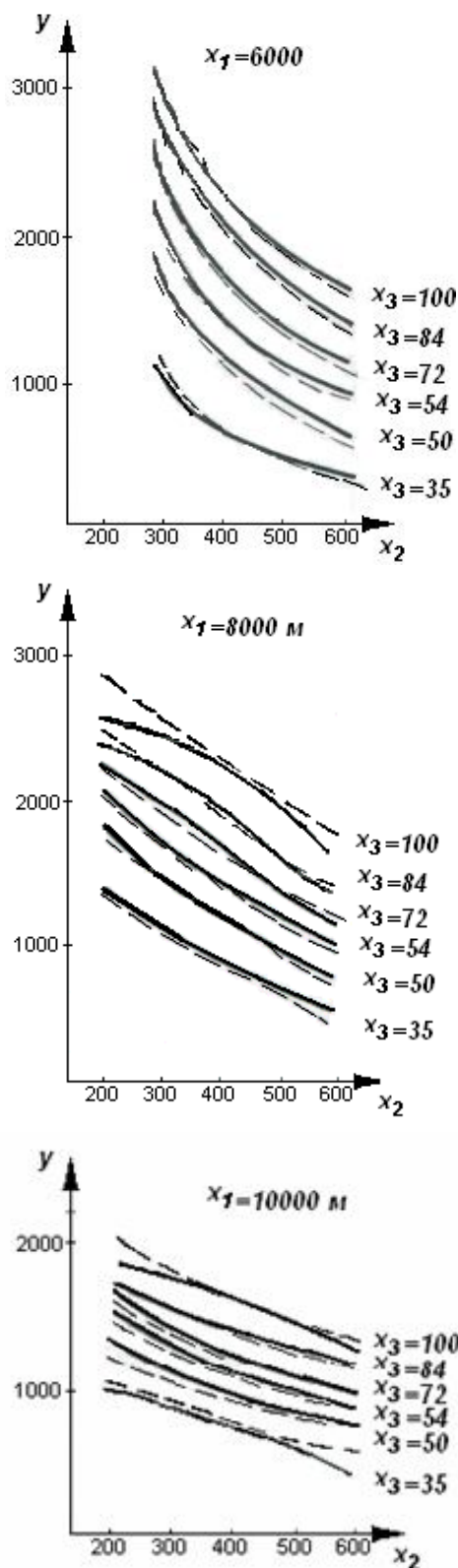


Рис. 4. Измеренные (пунктир) и полученные на модели (линии) высокоскоростные характеристики двигателя

Максимальная ошибка аппроксимации составила 10% от $y_{\max}$.

Практически совпали (рис. 5) продувочные данные с моделью для аэродинамической поправки y в функции угла атаки x_1 и положения закрылок x_2 самолёта ТУ-144.

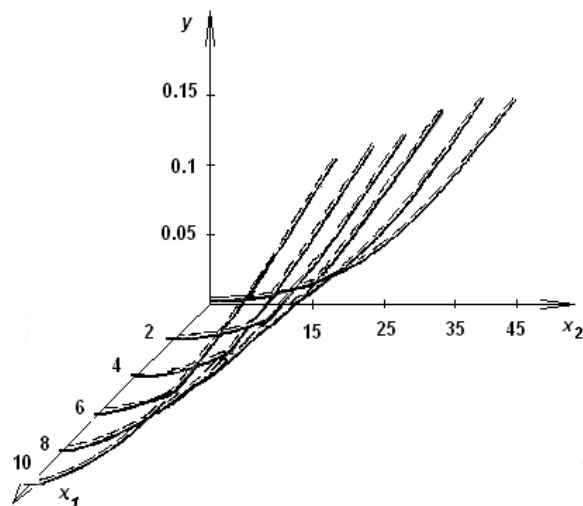


Рис. 5. Измеренная (пунктир) и полученная на модели (линии) зависимость $y(x_1, x_2)$

Из локальных моделей

$$y(x_2) = \beta'_{i1} \cdot x_2 + \beta'_{i2} \cdot x_2^2$$

при

$$x_1(i) = \text{const}, i = \overline{1, 6}, \quad (20)$$

линейной по x_1 аппроксимацией коэффициентов модели (20):

$$\begin{aligned} \beta'_{i1}(x_1) &= \beta_1 + \beta_2 \cdot x_1; \\ \beta'_{i2}(x_1) &= \beta_3 + \beta_4 \cdot x_1 \end{aligned} \quad (21)$$

получена полная модель

$$y = \beta_1 x_2 + \beta_2 x_1 x_2 + \beta_3 x_2^2 + \beta_4 x_1 x_2^2. \quad (22)$$

Ошибка аппроксимации составила 2% от $y_{\max}$.

4. Определение малых параметров нелинейности и тепловой инерционности резисторного датчика в системе бортовой автоматики

Рассматривается задача уточнения тарифовочной зависимости напряжения y на резисторе, через который проходит измеряемый по напряжению y

ток x . При прохождении тока x резистор нагревается, что приводит к изменению его параметра R – электрического сопротивления. Тогда между выходным сигналом y и входным сигналом x линейная зависимость нарушается:

$$y = R(x) \cdot x, \quad (23)$$

где

$$R(x) \approx R_0(1 + \beta x^2);$$

$$\beta = \frac{\alpha R_0}{K_{mo} \cdot S_{ox}};$$

α – тепловой коэффициент сопротивления R_0 ; K_{mo} – коэффициент теплоотдачи с поверхности S_{ox} охлаждения резистора.

Справедливость (23) и его составляющих вытекает:

– из уравнений баланса электрической и тепловой мощностей

$$K_{mo} S_{ox} \Delta \theta^0 = x^2 \cdot R;$$

– зависимости R от температуры θ^0 :

$$R(\theta^0) = R(\theta_0^0) \cdot [1 + \alpha(\theta^0 - \theta_0^0)];$$

– условия, что $\beta x^2 \ll 1$.

Тарировочная зависимость

$$y(x) = R_0 \cdot x + \beta R_0 \cdot x^2 \quad (24)$$

будет задана, если известны R_0 и β .

МНК-определение β непосредственно из эксперимента проблематично, так как $R_0 \gg \beta \cdot R_0$. Для раздельного оценивания R_0 и β построим эксперимент следующим образом.

1. Для $y_{\max}(x_{\max})$ найдём значение $R_0 + \beta R_0 x_{\max} = y_{\max} / x_{\max}$.

2. Тогда разница между линейной и нелинейной (24) зависимостями будет иметь вид

$$\max_x \Delta y = y_l - y = \beta R_0 (x_{\max}^2 - x^2) \cdot x. \quad (25)$$

3. Найдём значение x_* , при котором разница (25) максимальна:

$$x_* = x_{\max} / \sqrt{3}.$$

4. Вычислим β независимо от R_0 :

$$\beta = \frac{y_l(x_*) - y(x_*)}{(x_{\max}^2 - x_*^2) \cdot x_*} = \frac{3[y(x_{\max}) - \sqrt{3}y(x_*)]}{2x_{\max}^3}.$$

5. Находим R_0 :

$$R_0 = \frac{3\sqrt{3}y(x_*) - y(x_{\max})}{2x_{\max}}.$$

На рис. 6 показана зависимость $y(x)$ линейной и нелинейной тарировок, а также точка x_* их максимального расхождения.

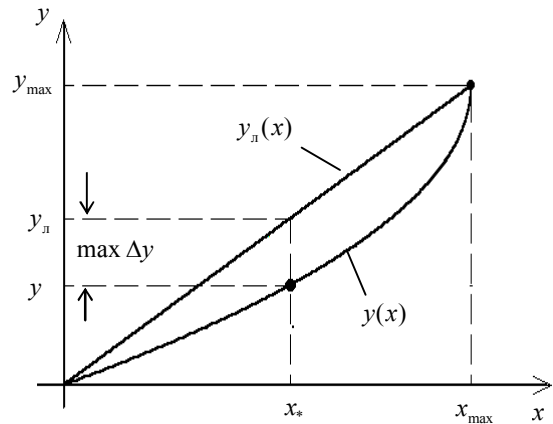


Рис. 6. Линейная и уточнённая нелинейная тарировочные зависимости датчика тока

Эксперименты повторяются в точках $x_{\max}$ и x_* оптимального плана необходимое количество раз для получения оценок β и R_0 с заданной точностью. Чем меньше нелинейность (параметр β), тем больше число повторений.

Наличие тепловой инерционности, связанной с ненулевой массой m и теплоёмкостью c материала резистора, превращает его из статического в динамический объект. Действительно, из уравнения термодинамики

$$dQ = P \cdot dt = cmd\theta^0 + K_{mo} \cdot S_{ox} \cdot \Delta\theta^0 dt,$$

при

$$P \approx const = K_{mo} S_{ox} \Delta\theta^0(\infty)$$

следует, что

$$P = K_{mo} S_{ox} \Delta\theta^0(\infty) = cm \frac{d\Delta\theta^0}{dt} + K_{mo} S_{ox} \Delta\theta^0,$$

или
$$\tau_T \frac{d\Delta\theta^0}{dt} + \Delta\theta^0 = \Delta\theta^0(\infty), \quad (26)$$

где $\tau_T = \frac{cm}{K_{m0} \cdot S_{ox}}$.

Тогда, с учётом линейной зависимости $R(\theta^\circ)$ и экспоненты (рис. 7) решения уравнения (26), а также малости изменения $R(\theta^\circ)$, получим, что

$$x(t) = x(0) \cdot \left[1 - \alpha \Delta\theta^0(\infty) \cdot \left(1 - e^{-\frac{t}{\tau_T}} \right) \right].$$

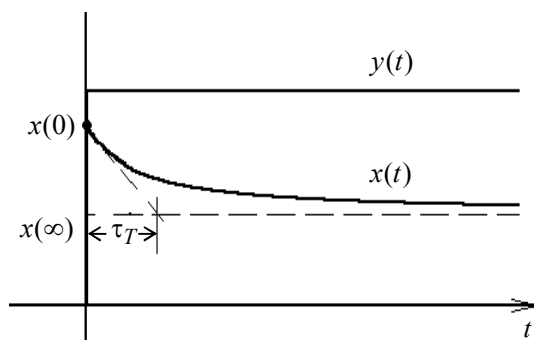


Рис. 7. Зависимость $x(t)$, $y(t)$

Этой зависимости соответствует схема замещения реостатного датчика (рис. 8), где $R_1 = \frac{R_0 R_\infty}{R_\infty - R_0}$,

$$c = \frac{cm(R_\infty - R_0)}{K_{m0} \cdot S_{ox} \cdot R_0 \cdot R_\infty}.$$

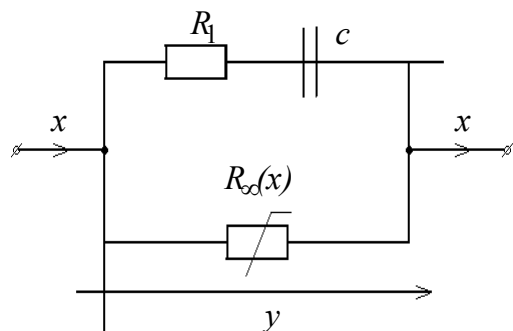


Рис. 8. Схема замещения

Таким образом, при более точном представлении реостатный датчик тока является слабо-нелинейным динамическим звеном бортовой измерительной системы.

Заключение

В статье на конкретных примерах показана эффективность применения предлагаемых методов для:

- определения аэродинамических коэффициентов ЛА;
- построения нелинейных балансирующих зависимостей из динамики движения ЛА;
- аналитического описания многомерных нелинейных зависимостей, представленных таблично (результатов продувки в аэродинамической трубе);
- определения малых нелинейных и динамических параметров квазистатических измерительных преобразователей бортовых систем ЛА.

Дальнейшее развитие работы предполагается в направлении:

- более строгой математической формулировки;
- применения статистически оптимальных решений;
- создания современных программных продуктов для широкого применения представленных методов.

Литература

1. Бюжгенс Г.С., Студнев Р.В. Аэродинамика самолёта. – М.: Машиностроение, 1979. – 350 с.
2. Гаусс К.Ф. Способ наименьших квадратов. Избранные геодезические сочинения. Т.1. – М.: Геодезиздат, 1957. – 137 с.
3. Льюнг Л. Идентификация систем. – М.: Наука, 1991. – 432 с.
4. Сильвестров А.Н. Два альтернативных подхода к идентификации реальных объектов // Проблемы управления и информатики. – 1996. – № 6. – С. 54–65.

Поступила в редакцию 23.12.2004

Рецензенты: д-р техн. наук, проф. Н.Д. Кошевой, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков; д-р техн. наук, проф. П.И. Бидюк, Институт проблем системного анализа НТУУ «КПИ» и НАНУ, Киев.

УДК 621.396.67:629.7.028.6.001.4

И.М. ПРИХОДЬКО, В.Н. БЫКОВ, А.М. ГРИЧАНЮК, С.В. ОРЛОВ

Объединенный научный исследовательский институт Вооруженных Сил, Украина

МОДЕЛЬ ФОРМИРОВАНИЯ ИЗОБРАЖЕНИЙ В РАДИОМЕТРИЧЕСКИХ МАТРИЧНЫХ КОРРЕЛЯЦИОННО-ЭКСТРЕМАЛЬНЫХ СИСТЕМАХ НАВИГАЦИИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ, УЧИТЫВАЮЩАЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ НАГРЕВ ОБТЕКАТЕЛЯ АНТЕННЫ

Предлагается усовершенствованная модель формирования изображений в радиометрических системах дистанционного зондирования Земли миллиметрового диапазона волн, отличающаяся возможностью компенсации искажений диаграммы направленности антенны, вызываемых аэродинамическим нагревом антенного обтекателя.

формирование изображений, угловые ошибки, обтекатель, диаграмма направленности антенны, аэродинамический нагрев, система координат

1. Формулировка проблемы

Радиопрозрачные обтекатели антенн, используемых в корреляционно-экстремальных системах навигации (КЭСН) летательных аппаратов (ЛА) в процессе полета подвергаются аэродинамическому нагреву. Это приводит к двумерной неоднородности в электродинамическом смысле материала стенки обтекателя и вызывает различные угловые ошибки положения парциальных диаграмм направленности антенны (ДНА), искажающих формируемое системой навигации изображение земной поверхности.

Анализ литературы. Общепринятой методикой компенсации систематических угловых ошибок обтекателя антенны является профилирование толщины стенок обтекателя для каждого сечения. В [1] такой же подход предлагается для минимизации дополнительных угловых ошибок, возникающих вследствие аэродинамического нагрева. Однако, в случае, когда дальность и скорость ЛА может изменяться в широких пределах, спрофилировать толщину стенки с учетом разброса всех возможных значений величины нагрева обтекателя антенны не представляется возможным.

Цель работы заключается в минимизации суммарной систематической ошибки определения ко-

ординат объектов геодезической привязки, возникающих вследствие нагрева обтекателя антенны для всего диапазона скоростей и траекторий движения летательного аппарата.

2. Решение проблемы

Учет дополнительных угловых ошибок, возникающих вследствие неравномерного нагрева по толщине и образующей обтекателя антенны ЛА можно произвести путем ввода в алгоритмы формирования текущего изображения соответствующих поправок. Воспользуемся одной из возможных моделей формирования изображений корреляционно-экстремальных систем навигации, изложенной в [2]. Для этого, рассчитав температурное поле обтекателя антенны в течение полета и соответствующие ему значения диэлектрических свойств материала, определим величину предполагаемой систематической дополнительной угловой ошибки в определении направления на объект геодезической привязки по каждому направлению сканирования. Результаты расчетов позволят ввести соответствующие поправки в модель формирования изображений и компенсировать влияние аэродинамического нагрева при определении текущего местоположения летательно-

правленности антенны по строкам

$$\Delta M_{i\Sigma} = \Delta M_{i_1} + \Delta M_{i_2} + \Delta M_{i_3};$$

ΔA_j – дополнительная угловая поправка к j -му лучу парциальной диаграммы направленности антенны по столбцам

$$\Delta A_{j\Sigma} = \Delta A_{j_1} + \Delta A_{j_2} + \Delta A_{j_3},$$

являющиеся суммарными дополнительными угловыми ошибками вследствие нагрева обтекателя антенны по i (j)-му направлению с учетом градиента температуры по толщине.

Используя соотношения, приведенные в [2], получим выражение для антенной температуры сигнала, принимаемого по ij -му каналу:

$$T_{ij} = \int_{-\pi-\pi}^{\pi} \int_{-\pi-\pi}^{\pi} G_{ij}(\theta, \varphi) T((x'_{ij} + \Delta x'_{ij}), (y'_{ij} + \Delta y'_{ij})) d\theta d\varphi, \quad (5)$$

$$i \in \overline{1, N_1}, \quad j \in \overline{1, N_2},$$

где $(x_{ij} + \Delta x_{ij})$, $(y_{ij} + \Delta y_{ij})$ – пересчитанные значения координат точки пересечения плоскости $z = 0$ и прямой, проходящей через точку (x_0, y_0, z_0) в направлении вектора $\mathbf{d}^{ij}$.

С целью исследования влияния нагретого обтекателя на вероятность локализации объектов геодезической привязки были проведены статистические испытания алгоритмов локализации. Методика проведения статистических испытаний аналогична методике, описанной в работе [3].

Известно [4], что температура и ее градиент по толщине и образующей обтекателя антенны при различных режимах полета летательного аппарата (равномерном, ускоренном) могут изменяться в широких пределах, причем с ростом величины градиента растут и дополнительные угловые ошибки местоположения парциальной диаграммы направленности антенны (см. рис. 1 работы [4]). При проведении оценки вероятности локализации объектов геодезической привязки для расчета суммарной дополнительной угловой ошибки применялась параболическая

аппроксимация соотношений, приведенных в работе [4], в соответствии с выражением:

$$\Delta M_{i\Sigma}(M_i) = 1,025 - 0,1e - M_i + 0,57e - 4M_i^2. \quad (6)$$

На рис. 2 представлены результаты статистических испытаний, полученные для следующего ряда исходных данных:

- размеры ЭИ $M_1 = M_2 = 20$;
- размеры ТИ $N_1 = N_2 = 10$;
- высота визирования $H = 1000$ м,
- количество итераций $D = 5000$;
- ширина парциальной диаграммы направленности антенны $\Psi_{0,5} = 2^\circ$;
- шаг лучей $\Delta\Omega = 2^\circ$.

Разработанная модель позволяет сформировать радиометрическое изображение с учетом наличия искажений диаграммы направленности антенны, обусловленных аэродинамическим нагревом обтекателя антенны (рис. 2).

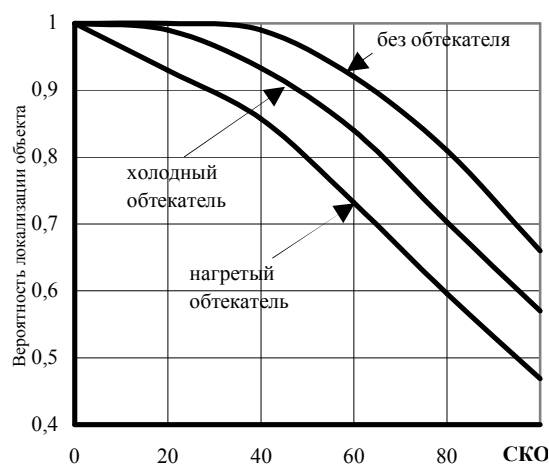


Рис. 2. Влияние нагрева обтекателя на вероятность локализации объекта

Результаты моделирования могут быть использованы в реальных корреляционно-экстремальных системах навигации для компенсации возникающих искажений текущих изображений путем аппроксимации значений радиояркостности по соседним элементам изображения с учетом рассчитанных угловых поправок.

Выводы

Таким образом, полученная в результате усовершенствованная модель формирования радиометрических изображений отличается от известных тем, что направляющие векторы парциальных составляющих диаграммы направленности антенны вычисляются в связанной системы координат с учетом угловых ошибок, вносимых нагретым обтекателем, что позволило оценить влияние этих ошибок на вероятность совмещения изображения в корреляционно-экстремальных системах навигации.

Литература

1. Михайлов В.Ф. Прогнозирование эксплуатационных характеристик антенн с теплозащитой. – С.-Пб.: Судостроение, 1994. – С. 25 – 31.
2. Антюфеев В.И., Быков В.Н., Гричанюк А.М., Черепнев А.С. Модель формирования изображений в радиометрических матричных корреляционно-экстремальных системах навигации // Системы обработки інформації. – Х.: НАНУ, ПАНМ, ХВУ. – 2002. – Вип. 6 (22). – С. 307 – 313.
3. Антюфеев В.И., Быков В.Н., Вильчинский А.С., Прилепский Е.Д. Моделирование процесса формирования изображений в радиометрических корреляционно-экстремальных системах навигации миллиметрового диапазона волн // Системы обработки

інформації. – Х.: НАНУ, ПАНМ, ХВУ. – 2002. – Вип. 2 (18). – С. 70 – 75.

4. Антюфеев В.И., Быков В.Н., Шокин М.Г. Оптимальное быстродействие двухуровневого корреляционного алгоритма привязки изображений в двухмерных корреляционно-экстремальных системах навигации // Системы обработки інформації. – Х.: ХВУ. – 2003. – Вип. 6 (28). – С. 118 – 124.

5. Антюфеев В.И., Бакулин И.Е., Быков В.Н., Гричанюк А.М., Мирошник-Быкова Т.В. Повышение точности местоопределения радиометрических корреляционно-экстремальных систем навигации путем использования методов приближения решающей функции (сообщение 1) // Радиотехника. – 2002. – Вып. 124. – С. 84 – 89.

6. Орлов С.В. Математическая модель навигации летательных аппаратов, включающая парирование дополнительных угловых ошибок вносимых остроконечным антенным обтекателем, обусловленных аэродинамическим нагревом // Радіоелектронні і комп'ютерні системи. – 2004. – № 3(7). – С. 77 – 80.

Поступила в редакцию 10.01.2005

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.Е. Гайдачук, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

УДК 389.14

О.М. ПАПЧЕНКО

*Национальный транспортный университет, Украина***ОЦЕНКА СУММАРНОЙ ОШИБКИ ИЗМЕРИТЕЛЬНОГО КАНАЛА**

Исследованы характеристики датчиков как линейных систем и проанализированы погрешности измерений на основе модели измерительного канала. Для однозначности восстановления входного сигнала необходимо иметь априорную информацию, которая позволит ограничить класс возможных функций и её целесообразно использовать для устранения неопределенности решения.

летные испытания, измерительный канал, линейная система, погрешность измерения, апостериорная информация, восстановление сигнала, однозначность решения, повышение точности

Введение

Надежность оценки характеристик летательных аппаратов (ЛА) зависит от качества работы измерительной системы.

Физической сущностью измерительного преобразования является преобразование и передача энергии, в частности преобразование одного вида энергии в другой. В процессе преобразований входной сигнал претерпевает различного рода искажения, вносимые реальными приборами.

1. Формулирование проблемы

Эффективным способом устранения искажений является аналитическое восстановление сигнала, т.е. апостериорный способ устранения искажений.

Под восстановлением сигнала понимается такая обработка отклика на выходе измерительного канала, которая позволяет получить наиболее близкую (по определенному критерию) функцию к входному сигналу. При этом реальные явления, вызывающие искажения, заменяются их математической моделью (ММ).

Общие соотношения. В соответствии с принятой в математической физике терминологией процесс определения отклика $y(t)$ по информации о входном сигнале $x(t)$ составляет содержание прямой задачи. Основным закон функционирования рассматриваемых систем выражается дифференциальным уравнением с постоянными коэффициентами

$$y(t) = a_0 + a_1 \dot{x}(t) + \dots + a_n x^{(n)}(t).$$

Основное интегральное уравнение является уравнением типа свертки. Интеграл свертки, который является основой для решения многих практических задач, можно выразить в двух формах:

$$y(t) = \int_0^t x(\tau)h(t-\tau)d\tau \text{ или } y(t) = \int_0^t h(\tau)x(t-\tau)d\tau, \quad (1)$$

где $h(\tau)$ – импульсная характеристика звена.

Интеграл свертки часто удобно представлять в виде интеграла Дюамеля через переходную характеристику звена $h_1(t)$: $h_1(t) = \int h(t)dt$.

**2. Решение проблемы.
Измерительный канал**

В случае анализа характеристик ЛА по результатам измерений интерес представляет задача восстановления сигнала по информации об отклике, т.е. обратная задача. При решении обратных задач возникают следующие вопросы: существует ли решение основного интегрального уравнения, является ли оно единственным, устойчиво ли решение (т.е. приводят ли малые изменения исходных данных к малым изменениям решения). Существование решения зависит от того, к каким классам функций по сути задачи относятся сигнал и отклик.

В практических задачах восстановления сигналов должна быть уверенность в существовании функции $x(\tau)$, стоящей под интегралом в уравнении свертки (1). Отсутствие решения в таких задачах

может объясняться лишь неадекватностью ММ реальному функционированию систем. Для однозначности восстановления входного сигнала необходимы принципы отбора, основанные на дополнительной априорной информации о сигнале, которая позволит как-то ограничить класс возможных функций и которую можно использовать для устранения неоднозначности решения.

При проведении экспериментальных исследований ошибки измерения неизбежны и вместо уравнения (1) с точно известной левой частью приходится решать уравнение с приближенной левой частью, известной с некоторой точностью. Сколь угодно малая погрешность в определении левой части уравнения может привести к большой ошибке в решении.

Если в практических задачах восстановления сигналов мы обычно уверены в существовании решения основного интегрального уравнения (причем единственность решения часто тоже может присутствовать), то неустойчивость решения является неотъемлемым свойством таких задач, делающим их некорректно поставленными. Решать их трудно из-за неизбежных ошибок регистрации наблюдаемого отклика.

Под измерительным каналом (ИК) понимается последовательная цепь измерительных преобразователей (ИП) – устройств, в которых реализуется с известной точностью однозначная функциональная связь между двумя физическими величинами: сигналом и откликом (рис. 1).

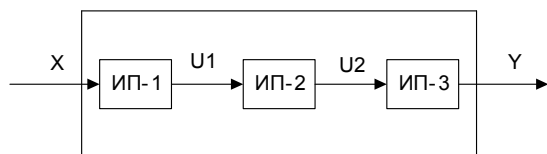


Рис. 1. Блок-схема измерительного канала

В состав ИК входят: ИП-1 – датчик, осуществляющий преобразование измеряемого физического параметра X в сигнал U_1 , пригодный для передачи и сохранения измерительной информации (например, напряжение или ток); ИП-2 – согласующее устройство (СУ), выполняющее непрерывное преобразование сигнала U_1 в сигнал U_2 (масштабирование, приведение к стандартной номенклатуре аналоговых сигна-

лов и т.п.); ИП-3 – аналого-цифровой преобразователь (АЦП), осуществляющий квантование аналогового сигнала по уровню и дискретизацию по времени [1].

2.1. Линейная модель измерительного канала

В общем случае при анализе погрешности данных, снимаемых с выхода ИК, его следует описывать моделью в виде нелинейной динамической системы. Нелинейность модели обуславливается, в частности, наличием в тракте ИК такого типично нелинейного элемента как АЦП (ИП-3). Выполняемое в тракте ИК нелинейное преобразование аналогового сигнала U_2 при его квантовании и дискретизации по времени можно рассматривать эквивалентным влиянию некоторой помехи ξ . Точка приложения этой помехи соответствует месту включения ИП-3 в тракт ИК, а вероятностные характеристики аналогичны характеристикам нелинейных искажений, вносимых в сигнал U_2 нелинейным преобразователем ИП-3.

Погрешность аналого-цифрового преобразователя [2] при достаточно общих предположениях о характеристиках сигнала U_2 описывается моделью в виде некоррелируемого стационарного процесса с одномерной плотностью вероятности, соответствующей равномерному закону с нулевым математическим ожиданием и дисперсией $(\sigma_\xi)^2 = (\Delta_U)^2/12$, где Δ_U – шаг квантования сигнала U_2 по уровню. Следовательно, если нелинейные свойства тракта ИК обусловлены только наличием операции квантования сигнала по уровню и его дискретизации по времени, нелинейную часть тракта ИК оказывается возможным представить линейной моделью с аддитивно приложенной помехой ξ .

Учитывая, что инерционность электронных преобразователей, каковыми по конструктивному исполнению являются ИП-2 и ИП-3, пренебрежительно мала по сравнению с инерционностью электро-механических элементов датчика (ИП-1), последовательность этих преобразователей можно описать безинерционным усилителем (БУ) с коэффициентом передачи $K = K_2 \cdot K_3$, где K_2 и K_3 – коэффициенты передачи ИП-2 и ИП-3.

Пересчитав помеху ξ по входу этого усилителя путем умножения текущего значения ξ на коэффициент $(1 : K_2)$, получим модель ИК (рис. 2) в виде последовательного соединения двух звеньев и включенного между ними сумматора, на который подается помеха $E = (\xi : K_2)$.

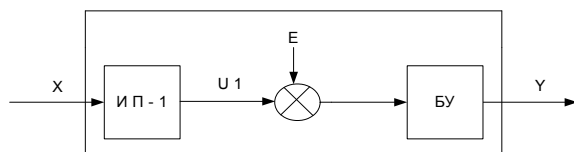


Рис. 2. Модель измерительного канала

Иногда оказывается более удобным пересчитать помеху ξ к выходу ИК, умножив её текущее значение на коэффициент передачи преобразователя ИП-3:

$$E_1 = K_3 \cdot \xi = (K \cdot \xi) : K_2.$$

Выход ИК – последовательность кодовых комбинаций, которые в идеале соответствуют поступающим на вход аналого-цифрового преобразователя (ИП-3) мгновенным значениям напряжения (или тока) U_2 в моменты времени $t_i = i \cdot \Delta_t$, где $i = 1, 2, \dots, n$; Δ_t – шаг дискретизации сигнала U_2 по времени.

2.2. Обратный оператор

Для получения результатов измерений эти кодовые комбинации необходимо пересчитать в значения измеряемой физической величины. Чтобы практически реализовать операцию пересчета, необходимо, исходя из модели ИК, найти оператор F , определяющий преобразование мгновенных значений физической величины X , действующей на входе датчика, в кодовые комбинации Y на выходе ИК, а затем построить обратный оператор F^{-1} . При “абсолютно точном” задании оператора F^{-1} получаем

$$\tilde{x} = F^{-1} \cdot [F(x) + E_1] = F^{-1}(y).$$

В случае линейности оператора F_n^{-1} имеем

$$\tilde{x} = F_n^{-1} \cdot F(x) + F_n^{-1} \cdot (E_1) = x + F_n^{-1} \cdot (E_1).$$

Таким образом, даже при “абсолютно точно” заданном операторе F_n^{-1} результаты пересчета инфор-

мации, получаемой на выходе ИК, содержат в значении измеряемой физической величины погрешность измерения $F_n^{-1} \cdot (E_1)$, обусловленную наличием нелинейных преобразований (дискретизация и квантование) в тракте ИК. На практике сведения о структуре и параметрах ИК, необходимые для построения обратного оператора F^{-1} , неизвестны полностью или частично. Недостающая информация оценивается по результатам экспериментальных исследований ИК. Наличие неизбежных ошибок оценивания приводит к тому, что реально реализуемый обратный оператор $\tilde{F}^{-1}$ отличается от истинного F^{-1} , обуславливая появление дополнительных погрешностей в результатах измерения. Если введем понятие разностного оператора $F_\Delta = \tilde{F}^{-1} - F^{-1}$, то:

$$\begin{aligned} \tilde{x} &= \tilde{F}_n^{-1} \cdot [F(x) + E_1] = F_n^{-1} \cdot F(x) + \\ &+ F_{\Delta n} \cdot F(x) + \tilde{F}_n^{-1} \cdot (E_1) = x + F_{\Delta n} \cdot F(x) + \tilde{F}_n^{-1} \cdot (E_1), \\ \text{т.е. ошибка измерения равна } \varepsilon_x &= \tilde{x} - x = \\ &= \tilde{F}_n^{-1} \cdot [F(x) + (E_1)] - x = F_{\Delta n} \cdot F(x) + \tilde{F}_n^{-1} \cdot (E_1). \end{aligned}$$

Заключение

Результаты исследования динамических характеристик датчиков, как линейных систем, обеспечивают повышение информативности и точности бортовых систем измерений, что позволяет получать достоверную информацию на неустановившихся режимах полета летательного аппарата и, таким образом, увеличить производительность испытательных полетов.

Литература

1. Вострокнутов Н.Г., Евтихеев Н.Н. Информационно-измерительная техника. – М.: Высш. шк., 1977. – 232 с.
2. Бескерский В.А. Цифровые автоматические системы. – М.: Наука, 1976. – 575 с.

Поступила в редакцию 12.01.2005

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Н.Н. Дмитриев, Национальный транспортный университет, Киев.

УДК 629.7.5 (075.8)

А.М. СУББОТА, В.Ф. СИМОНОВ*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

ИЗМЕРИТЕЛЬ УГЛОВЫХ УСКОРЕНИЙ

Рассматривается один из возможных вариантов создания малогабаритных акселерометров угловых ускорений, построенный на базе тора, заполненного жидкостью, и частотно-информационного выходного преобразователя автогенераторного типа, обладающий высокой чувствительностью и линейной статической характеристикой.

тороидальный корпус, жидкостная сейсмическая масса, плоскопараллельные пластины, автогенераторы, угловое ускорение, частота колебаний

Введение

В целях управления летальными аппаратами широкое применение получили метод инерциальной навигации и инерциальные навигационные системы (ИНС). Из всех навигационных систем ИНС являются единственными, которые наилучшим образом удовлетворяют целому комплексу таких важных требований как универсальность, полная автономность, помехозащищенность, а также скрытность работы, т.е. невозможность обнаружения этой системы с помощью средств наблюдения и обнаружения, расположенных вне объекта. Вместе с тем, при соответствующем уровне развития техники эти системы могут обеспечить достаточно высокую точность навигации, которая ограничивается практически только точностью приборов, регистрирующих положение ЛА в пространстве, и будет повышаться по мере их совершенствования.

Современные инерциальные навигационные системы представляют собой сложные автоматические устройства, объединяющие целый комплекс разнообразной аппаратуры и функциональных элементов. Одними из них являются приборы первичной информации о вращательном движении базовых направлений – датчики угла, угловой скорости и углового ускорения (акселерометры угловых ускорений – АУУ).

1. Формулирование проблемы

В настоящее время известно много разнообразных вариантов акселерометров угловых ускорений. Однако, широкое распространение получили однократно и двукратно интегрирующие АУУ, созданные на базе гироскопических приборов (датчики угловой скорости (ДУС), трехстепенные гироскопы). Сложившиеся к настоящему времени технические традиции создания преобразователей первичной информации о вращательном движении базовых направлений на основе гироскопических приборов не могли не сказаться на их развитии. В связи с этим, несмотря на значительную аналогию простых линейных и угловых акселерометров и их важнейшую особенность при использовании в системах управления летательными аппаратами, заключающуюся в непосредственном измерении сил и, соответственно, моментов, действующих на ЛА, АУУ из-за их больших габаритов и низкой чувствительности до сих пор не получили должного применения. Практически одним из первых применений простых АУУ являются акселерометры, используемые на баллистических ракетах класса «Минитмен».

Проблема измерения углового ускорения достаточно остро стоит для космических летательных аппаратов. Так, например, вращение спутника с угловым ускорением $\varepsilon = 0,78 \cdot 10^{-6}$ 1/с в течение 9 ми-

нут вызовет его поворот на 6° [1]. Таким образом, с течением времени при незначительных угловых ускорениях спутник может потерять требуемую ориентацию.

Очевидно, что применение в данном случае гироскопических измерителей, обладающих даже скоростью ухода порядка 10^{-2} град/ч, при длительных орбитальных полетах с течением времени приведет к большим ошибкам. В связи с этим заслуживает внимания вопрос применимости АУУ в системах управления ЛА и их преимуществ перед гироскопическими ДУС.

На большинстве космических ЛА для обеспечения системы углового отсчета в системе управления (СУ) или же для коррекции ИНС используются астроследящие устройства. Поэтому практически целесообразно осуществить замену гироскопов акселерометрами угловых ускорений для получения в течение коротких периодов времени информации об угловой ориентации с применением периодической коррекции от астроследящих устройств. Малое потребление энергии, высокая надежность и чувствительность при незначительных габаритно-массовых характеристиках обеспечивают должный интерес к АУУ при проектировании систем управления космических объектов.

2. Решение проблемы

На рис. 1 представлен один из возможных вариантов построения акселерометра угловых ускорений, удовлетворяющий требованиям их использования на космических ЛА.

Корпус 1 акселерометра имеет форму тора, внутренний объем которого заполнен рабочей жидкостью 2, представляющей собой сейсмическую массу. С целью исключения влияния объемных расширений жидкости на конструктивные элементы прибора, вследствие изменения температуры окружающей среды, к корпусу прикреплен сильфон 3. В середине тора в диаметрально противоположных его

сторонах размещены по два плоскопараллельных электрода 4 и 5.

Электроды 4 являются неподвижными. Между подвижными электродами 5 и неподвижными 4 размещены упругие элементы 6. Электроды изолированы от корпуса 1 и друг от друга и выполняют роль обкладок плоскопараллельного конденсатора. Каждая пара электродов соответствующим образом подключена ко входам автогенераторов 7 и 8, выходные сигналы которых поступают на блок цифровой обработки информации 9. Для регулирования динамических характеристик акселерометра предусмотрено устройство 10. Данное устройство представляет собой канал с регулируемым проходным сечением, за счет чего обеспечивается необходимая для демпфирования скорость перетекания жидкости из одной части корпуса, находящейся, например, над электродами, в другую его часть, которая находится под ними.

Основные направления перетекания жидкости на рис. 1, а показаны стрелками. При этом предполагается, что вектор ускорения $\overline{\varepsilon_x}$ объекта совпадает с осью чувствительности акселерометра ОХ (рис. 1, б).

При вращении объекта с угловым ускорением ε_x к чувствительному элементу – рабочей жидкости, прикладывается инерционный момент

$$M_u = J_x \varepsilon_x, \quad (1)$$

где J_x – момент инерции рабочей жидкости относительно оси ОХ.

Под действием момента M_u возникает сила давления на подвижные пластины, которые совместно с неподвижными образуют конденсаторы C_1 и C_2 (рис. 1, а). При этом начальное расстояние d_0 между подвижными и неподвижными пластинами изменится и, соответственно, для выбранного положительного направления углового ускорения, становится равным:

$$\begin{aligned} d_1 &= d_0 - x; \\ d_2 &= d_0 + x, \end{aligned} \quad (2)$$

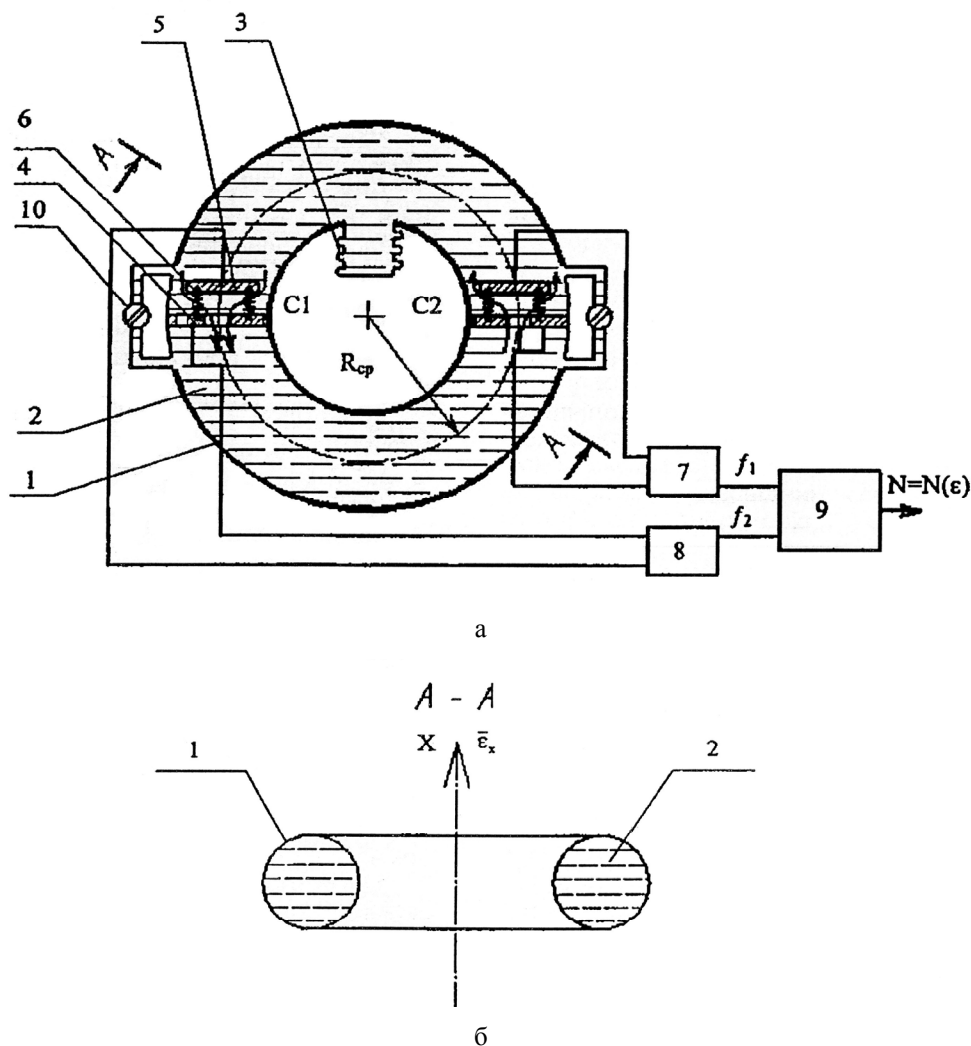


Рис. 1. Акселерометр угловых ускорений

где x – смещение пластин относительно исходного положения.

Пластины конденсаторов C_1 и C_2 в данном случае выполняют функции емкостного преобразователя. С целью преобразования текущего значения емкости каждого конденсатора в частоту их пластины включены соответствующим образом в колебательные контуры автогенераторов 7 и 8. При этом зависимости частот f_1 и f_2 колебаний выходных сигналов автогенераторов имеют следующий вид:

$$\begin{aligned} f_1 &= \frac{1}{2\pi\sqrt{L_{k0}C_{k1}}}; \\ f_2 &= \frac{1}{2\pi\sqrt{L_{k0}C_{k2}}}, \end{aligned} \quad (3)$$

где L_{k0} – индуктивность контуров;

C_{k1}, C_{k2} – текущие значения ёмкостей контуров.

При условии $C_{k1} = C_{k2} = C_{k0}$ автогенераторы генерируют одинаковые частоты $f_1 = f_2 = f_0$. Таким образом, значению $\varepsilon_x = 0$ соответствует разность частот $f_1 - f_2$, также равная нулю.

При $\varepsilon_x \neq 0$ значения емкостей преобразователей могут быть представлены в следующем виде:

$$\begin{aligned} C_{k1} &= \frac{C_{k0}}{1 - \frac{x}{d_0}}; \\ C_{k2} &= \frac{C_{k0}}{1 + \frac{x}{d_0}}, \end{aligned} \quad (4)$$

где $C_{K0} = \frac{\varepsilon \varepsilon_U S}{d_0}$ – начальная емкость конденсаторов

C_1 и C_2 при $\varepsilon_X = 0$;

ε – диэлектрическая проницаемость жидкости;

ε_U – электрическая постоянная;

S – площадь пластин конденсаторов C_1 и C_2 .

Введем обозначение $\alpha = x/d_0$.

Тогда выражения (3) могут быть записаны таким образом:

$$\begin{aligned} f_1 &= \frac{1}{2\pi\sqrt{L_{K0}\frac{C_{K0}}{1-\alpha}}}; \\ f_2 &= \frac{1}{2\pi\sqrt{L_{K0}\frac{C_{K0}}{1+\alpha}}}, \end{aligned} \quad (5)$$

откуда находим

$$f_2^2 - f_1^2 = \frac{\alpha}{2\pi^2 L_{K0} C_{K0}}. \quad (6)$$

Для автогенераторов с линейными выходными характеристиками текущие значения частот равна:

$$\begin{aligned} f_1 &= f_0 \mp \Delta f; \\ f_2 &= f_0 \pm \Delta f. \end{aligned} \quad (7)$$

Тогда левая часть выражения (6) с учетом (7) принимает вид

$$\begin{aligned} (f_2^2 - f_1^2) &= [(f_0 + \Delta f) - (f_0 - \Delta f)] \times \\ &\times [(f_0 + \Delta f) + (f_0 - \Delta f)] = 4f_0 \cdot \Delta f, \end{aligned} \quad (8)$$

где f_0 – начальная частота колебаний автогенераторов;

$$\Delta f = \frac{f_2 - f_1}{2} \text{ – разностная частота преобразования.}$$

ния.

На основании выражений (6) и (8) имеем

$$\Delta f = \frac{\alpha}{8\pi^2 L_{K0} C_{K0} f_0} = \frac{f_0}{2} \alpha. \quad (9)$$

Под действием инерционного момента M_H жидкость перемещается, что приводит к появлению гидравлического давления на подвижные пластины C_1 и C_2 . В равновесном состоянии

$$J_X \varepsilon_X = P R_{cp}, \quad (10)$$

где P – сила гидравлического давления жидкости на пластины конденсаторов;

R_{cp} – среднее расстояние от оси чувствительности до центра давления.

Из (10) следует, что сила гидравлического давления прямо пропорциональна измеряемому ускорению

$$P = \frac{J_X}{R_{CP}} \varepsilon_X. \quad (11)$$

В результате действия силы P осуществляется деформация упругих элементов. Для установившегося режима сила P уравнивается противодействующей силой F упругости пружин

$$P = F$$

$$\text{или} \quad \frac{J_X \varepsilon_X}{R_{CP}} = K_{y,x}, \quad (12)$$

где $K_{y,x}$ – соответственно коэффициенты жесткости и деформации упругих элементов.

Из (12) следует, что перемещение пластин конденсатора равно

$$x = \frac{J_X \varepsilon_X}{K_y R_{CP}}. \quad (13)$$

Учитывая выражения (9), (13), а также, то, что $x = \alpha \cdot d_0$, окончательно имеем выражение для статической характеристики акселерометра

$$\Delta f = \frac{J_X f_0}{2d_0 K_y R_{CP}} \varepsilon_X$$

$$\text{или} \quad \Delta f = K \varepsilon_X, \quad (14)$$

где $K = \frac{J_X f_0}{2d_0 R_{CP} K_y}$ – коэффициент, определяющий

чувствительность акселерометра.

Как видно из выражения (14), выходная характеристика акселерометра с дифференциальным включением емкостных преобразователей является линейной, что и требуется от таких приборов при их использовании в системах управления летательными аппаратами.

Пример. Предположим, что рассматриваемый акселерометр угловых ускорений имеет следующие конструктивные параметры:

- объемная плотность рабочей жидкости

$$\rho_v = 1,26 \cdot 10^3 \text{ кг/м}^3;$$

- момент инерции чувствительного элемента

$$J_x = 3,2 \cdot 10^{-5} \text{ кг} \cdot \text{м}^2;$$

- начальная частота колебаний автогенераторов

$$f_0 = 21 \text{ МГц};$$

- коэффициент упругости упругих элементов

$$K_y = 24,5 \text{ Н/м};$$

- начальное расстояние между пластинами конденсаторов

$$d_0 = 5 \cdot 10^{-3} \text{ м};$$

- средний радиус корпуса, выполненного в виде тора

$$R_{cp} = 20 \cdot 10^{-3} \text{ м}.$$

Тогда чувствительность такого акселерометра

$$K = 0,1371 \cdot 10^6 \text{ Гц/рад} \cdot \text{с}^{-2};$$

частота собственных недемпфированных колебаний

$$\omega_0 = 875 \text{ рад/с};$$

коэффициент динамической восприимчивости (при частоте изменения углового ускорения 0...5 Гц и степени затухания $\xi = 0,707$):

$$\lambda = 0,99995,$$

что обеспечивает динамическую погрешность прибора $\gamma < 0,01\%$.

Заключение

Таким образом, расчетные параметры показывают, что предложенный акселерометр угловых ускорений полностью соответствует требованиям, предъявляемым к такого рода приборам при их использовании в системах управления космическими аппаратами.

Литература

1. Лей А. Применение углового акселерометра с жидким ротором для стабилизации и управления // Вопросы ракетной техники. – 1970. – № 2. – С. 80 – 83.
2. Пат. 3238787 США, МКИ G01P9/02. Angular accelerometer equipped with mercury filled rotor / Riordan H.E. (США).
3. Субботин В.М., Кузнецов Ю.И. Гидравлический датчик угловых ускорений // Известия ВУЗов «Приборостроение». – 1967. – № 8, том X. – С. 21 – 27.
4. Пат. 61579А України; МПК 7 G01P15/125. Вимірювач кутових прискорень. / Кулік А.С., Субота А.М., Бандура І.М., Симонов В.Ф.; Х.: Нац. аэрокосм. ун-т „Харьк. авиац. ин-т”. – № 2003032005; заявлено 06.03.03; опубл. 17.11.03; Бюл. № 11. – 4 с.

Поступила в редакцию 14.01.2005

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Н.Д. Кошевой, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

УДК 621.396.6

В.Е. САВАНЕВИЧ*Объединенный научно-исследовательский институт Вооруженных Сил, Украина***РЕШАЮЩЕЕ ПРАВИЛО ОБНАРУЖЕНИЯ
ДЕТЕРМИНИРОВАННОЙ ТРАЕКТОРИИ**

Получены решающие правила обнаружения детерминированной траектории космического объекта с известной и неизвестной ЭПР при наличии и отсутствии порогов в устройствах первичной обработки (УПО). На основе результатов статистического моделирования делается вывод о возможности использования в качестве достаточной статистики суммы квадратов амплитуд отметок при высоких порогах в УПО и малом числе обзоров.

радиолокационные станции, обнаружение детерминированной траектории космического объекта, пороги в устройствах первичной обработки

Введение

В настоящее время в полной мере проявилось противоречие между перспективами развития космических объектов (КО) как объектов локации и локационных средств. С одной стороны продолжают уменьшаться габариты КО. С другой – практически исчерпаны возможности по наращиванию количественных характеристик (потенциала) локационных средств. Разрешение указанного противоречия возможно исключительно за счет разработки алгоритмов обработки локационной информации максимально свободных от ее потерь.

В работах [1, 2] для повышения показателей качества обнаружения траекторий КО предлагалось использовать послепороговое некогерентное накопление. При этом предполагалось, что статистикой обнаружителя траектории КО является сумма квадратов амплитуд отметок (сигналов, превысивших порог в устройствах первичной обработки). Использование указанной выше статистики обосновывалось ее использованием в обнаружителях, основанных на некогерентном накоплении. Соответствующее решающее правило (РП) не синтезировалось, оптимальная статистика не определялась. Показатели качества соответствующих обнаружителей рассматривались при условии, что статистика задана.

Целью статьи является синтез решающего правила обнаружителя траектории.

Постановка задачи

Космический объект находится в зоне обзора (ЗО) T обзоров. На каждом обзоре для анализа отбирается по одному элементарному объему разрешения (ЭОР). При наличии объекта в ЗО на каждом обзоре имеет место отраженный от него сигнал. Рассматривается случай сигнала, флуктуирующего со случайными амплитудой и начальной фазой с амплитудным множителем, распределенным по закону Релея [3].

Флуктуации амплитуд относятся к классу медленных, не искажающих структуру сигнала [3]. Сигналы на разных обзорах независимы. Предполагается, что обнаружение таких сигналов (на каждом обзоре) производится путем сравнения с порогом значения модуля корреляционного интеграла [3], которое вычисляется квадратурным детектором. Модуль корреляционного интеграла A на выходе квадратурного детектора распределен по закону Релея с дисперсиями 1 и $1 + 0,5q^2$ при наличии и отсутствии объекта соответственно:

$$P_{y/0}(A) = A \exp(-A^2/2);$$

$$P_{y/\theta_m}(A) = \frac{A}{1 + 0,5q^2} \exp\left(-\frac{A^2}{2 + q^2}\right), \quad (2)$$

где $q^2 = \frac{2\mathcal{E}}{N_0}$ – отношение сигнал/шум (ОСШ) сигнала по мощности; $\mathcal{E}$ – энергия сигнала; N_0 – спектральная плотность шума.

ОСШ сигнала t -го обзора определяется выражением

$$q_t^2 = P_{РЛС}(\varepsilon, \gamma) \frac{\sigma_u}{(d_t/d_0)^4}, \quad (3)$$

где $P_{РЛС}(\varepsilon, \gamma)$ – потенциал радиолокационной станции (РЛС), зависящий от азимута ε и угла места γ объекта, вычисленный на дальности d_0 ; σ_u – эффективная площадь рассеивания (ЭПР) объекта; d_t – дальность до объекта на t -м обзоре.

С учетом того, что логарифм отношения правдоподобия, соответствующий выражениям (1), (2) и используемый в обнаружителе сигнала, пропорционален квадрату модуля корреляционного интеграла, предполагается, что он является одним из параметров отметки и называется квадратом ее амплитуды.

Существует N_{lm} диапазонов дальности, на каждом из которых установлено свое значение порога в устройствах первичной обработки (УПО). Условная вероятность формирования на t -м обзоре отметки равна [3]:

$$D_t = F_t^{1/(1+0,5q_t^2)}, \quad (4)$$

где F_t – условная вероятность ложной тревоги в ЭОР на дальности d_t .

Необходимо синтезировать правило, в соответствии с которым принимается решение о наличии (отсутствии) объекта в ЗО в соответствии с одним из критериев байесовской группы, либо по критерию Неймана-Пирсона [4].

Решающее правило может быть синтезировано в предположении о наличии либо отсутствии порога в УПО; в предположении о том, что объект движется (ОСШ от обзора к обзору изменяется) либо находится в одном и том же ЭОР ($q_t = q$ для $t = \overline{1, T}$); в

предположении о том, что ЭПР объекта σ_u известна (известна совокупность значений q_t) либо не известна. В ряде случаев допустим отход от оптимальных правил в пользу реализуемости обнаружителя.

Решающее правило обнаружения неподвижного объекта при отсутствии порогов в УПО [3] имеет вид

$$\sum_{t=1}^T A_t^2 \geq \Pi_1, \quad (5)$$

$$\Pi_1 = \frac{4 + 2q^2}{q^2} (\ln \Pi_0 + T \ln(1 + 0,5q^2)), \quad (6)$$

а Π_0 – порог, определяемый исходя из заданного критерия обнаружения [4].

В РП (5) в качестве статистики используется сумма квадратов амплитуд отметок, сформированных на T обзорах, причем при использовании критерия Неймана-Пирсона отпадает необходимость знания ОСШ и, как следствие, ЭПР объекта.

Решающее правило обнаружения движущегося объекта с известной ЭПР при отсутствии порогов в УПО. Так как пороги в УПО отсутствуют, то $F_t = 1$, $D_t = 1$. Однако ОСШ сигнала на t -м обзоре определяется выражением (3) и зависит от дальности d_t . Логарифм отношения правдоподобия по данным T обзоров можно представить выражением

$$\ln l = \sum_{t=1}^T \ln(1 + 0,5q_t^2) + \sum_{t=1}^T \frac{q_t^2}{4 + 2q_t^2} A_t^2. \quad (7)$$

Соответствующее (7) решающее правило имеет следующий вид:

$$\sum_{t=1}^T \lambda_t A_t^2 > \Pi_2, \quad (8)$$

где λ_t – весовой множитель t -го обзора, равный

$$\lambda_t = \frac{q_t^2}{4 + 2q_t^2}; \quad (9)$$

$$\Pi_2 = \ln \Pi_0 + \ln \prod_{t=1}^T (1 + 0,5q_t^2). \quad (10)$$

Следовательно, решающее правило обнаружения движущегося объекта с известной ЭПР при от-

существовании порогов в УПО (8) предписывает использовать в качестве решающей статистики взвешенную сумму квадратов амплитуд отсчетов. Причем весовые множители на обзорах определяются ОСП соответствующих сигналов (дальностями объектов на различных обзорах). Значение весовых множителей (9) тем больше, чем меньше дальность объекта на данном обзоре. Выражение (9) с учетом выражения (3) можно записать в виде

$$\lambda_t = \frac{\Pi_{PLC}(\varepsilon, \gamma) \sigma_u}{4(d_t / d_0)^4 + 2\Pi_{PLC}(\varepsilon, \gamma) \sigma_u}.$$

Таким образом, для использования решающего правила обнаружения движущегося объекта с известной ЭПР при отсутствии порогов в УПО (8) необходимо знать ЭПР объекта (предполагается, что дальности известны, так как отметка содержит код дальности с достаточной для реализации (8) точностью). Данное требование на практике является достаточно жестким. Однако в ряде случаев известна ЭПР обнаруживаемого объекта.

Решающие правила обнаружения движущегося и неподвижного объекта с известной ЭПР при наличии порогов в УПО. За T зондирований из-за наличия порогов в УПО только K раз будет сформирована отметка ($K \leq T$). Перенумеруем обзоры (зондирования) так, что порог в УПО превышен на K первых из них. Выражения для вероятности формирования K отметок на определенных обзорах, при условии наличия и отсутствия объекта имеют вид:

$$P_{y/\theta_m}^{(УПО)} = \prod_{i=1}^K D_{t(i)} \prod_{i=K+1}^T (1 - D_{t(i)});$$

$$P_{y/0}^{(УПО)} = \prod_{i=1}^K F_{t(i)} \prod_{i=K+1}^T (1 - F_{t(i)}).$$
(11)

Закон распределения кода амплитуды отметки при наличии и отсутствии объекта согласно (1), (2) определяется выражением

$$P_{y/\theta_m}(A_t) = \frac{1}{D_t} l(A_t - \Pi_{УПО Ft}) \frac{A_t}{1 + 0,5q_t^2} \exp\left(-\frac{A_t^2}{2 + q_t^2}\right),$$

$$P_{y/0}(A_t) = \frac{1}{F_t} l(A_t - \Pi_{УПО Ft}) A_t \exp\left(-\frac{A_t^2}{2}\right), \quad (12)$$

$$\text{где } l(x - y) = \begin{cases} 1, & \text{при } x \geq y; \\ 0, & \text{при } x < y; \end{cases}$$

$\Pi_{УПО Ft} = \sqrt{-2 \ln F_t}$ – значение порога в УПО на t -м обзоре.

Теперь можно записать выражение для совместного закона распределения формирования K отметок на определенных обзорах с соответствующими амплитудами:

$$P_{y/\theta_m} = \prod_{i=1}^K D_{t(i)} \frac{1}{D_{t(i)}} l(A_{t(i)} - \Pi_{УПО Ft(i)}) \times$$

$$\times \frac{A_{t(i)}}{1 + 0,5q_{t(i)}^2} \exp\left(\frac{-A_{t(i)}^2}{2 + q_{t(i)}^2}\right) \prod_{i=K+1}^T (1 - D_{t(i)}); \quad (13)$$

$$P_{y/0} = \prod_{i=1}^K F_{t(i)} \frac{1}{F_{t(i)}} l(A_{t(i)} - \Pi_{УПО Ft(i)}) A_{t(i)} \times$$

$$\times \exp\left(-\frac{A_{t(i)}^2}{2}\right) \prod_{i=K+1}^T (1 - F_{t(i)}) \quad (14)$$

Условие $A_{t(i)} \geq \Pi_{УПО Ft(i)}$ для амплитуды отметки выполняется всегда, поэтому единичную функцию $l(A_{t(i)} - \Pi_{УПО Ft(i)})$ в дальнейшем можно опустить.

На основе выражений (13), (14) можно записать выражение для логарифма отношения правдоподобия

$$\ln l = -\sum_{i=1}^K \ln(1 + 0,5q_{t(i)}^2) + \sum_{i=1}^K \frac{q_{t(i)}^2}{4 + 2q_{t(i)}^2} A_{t(i)}^2 +$$

$$+ \sum_{i=K+1}^T \ln \frac{1 - D_{t(i)}}{1 - F_{t(i)}}.$$
(15)

При этом решающее правило обнаружения движущегося объекта с известной ЭПР при наличии порогов в УПО имеет вид

$$\sum_{i=1}^K \lambda_{t(i)} A_{t(i)}^2 \geq \ln \Pi_0 + \sum_{i=1}^K \ln(1 + 0,5q_{t(i)}^2) -$$

$$- \sum_{i=K+1}^T \ln \frac{1 - D_{t(i)}}{1 - F_{t(i)}}, \quad (16)$$

где $\lambda_{t(i)}$ определяется выражением (9).

В частном случае неподвижного объекта РП (16) примет вид

$$\sum_{i=1}^K A_{t(i)}^2 \geq \frac{4 + 2q^2}{q^2} \times \left(\ln \Pi_0 + K \ln(1 + 0,5q^2) - (T - K) \ln \frac{1 - D}{1 - F} \right). \quad (17)$$

Решающие правила (16), (17), синтезированные с учетом наличия порога в УПО, имеют статистики, соответствующие решающим правилам (8), (5), синтезированным в предположении об его отсутствии. В качестве данных статистик используется либо взвешенная сумма квадратов амплитуд отметок (движущийся объект), либо их простая сумма (неподвижный объект). Однако теперь данные статистики необходимо сравнивать с переменным порогом, который зависит от количества сформированных отметок (числа сигналов, статистики которых превысили порог в УПО). Данный порог тем меньше, чем меньше было сформировано отметок, и тем больше, чем больше условная вероятность правильного обнаружения сигнала, или в более общем случае (следуя (4), (3)) – чем больше ЭПР объекта.

Общий вид решающего правила обнаружения объекта с неизвестной ЭПР. При неизвестной ЭПР должно быть использовано правило совместного обнаружения-оценивания [5], называемое в прикладной статистике подстановочным [6] и являющееся субоптимальным [7].

Идея подстановочного РП заключается в том, что в РП, полученное для случая известной ЭПР, подставляют оценки $\hat{q}_t(\hat{\sigma}_u)$. Подстановочное решающее правило, с учетом того, что описание выборки при отсутствии объекта не зависит от ЭПР, имеет вид [4, 5]:

$$\max_{\hat{\sigma}_u} \ln l(\sigma_u) \geq \ln \Pi_0$$

или

$$\ln l(\hat{\sigma}_u) \geq \ln \Pi_0, \quad (18)$$

где

$$\hat{\sigma}_u = \arg \max_{\sigma_u} \ln l(\sigma_u). \quad (19)$$

Оценка ЭПР объекта. Для нахождения оценки ЭПР объекта $\hat{\sigma}_u$ необходимо взять производную от

логарифма отношения правдоподобия по ЭПР σ_u и приравнять ее к нулю. В случае движущегося объекта и наличия порогов в УПО производная от логарифма отношения правдоподобия по ЭПР объекта определяется выражением

$$\begin{aligned} \frac{\partial \ln l}{\partial \sigma_u} = & \sum_{i=1}^K \left(\frac{2P_{PLC}(\varepsilon, \gamma) A_{t(i)}^2 (2(d_{t(i)} / d_0)^4}{4(2(d_{t(i)} / d_0)^4 + P_{PLC}(\varepsilon, \gamma) \sigma_u)^2} + \right. \\ & \left. \frac{P_{PLC}(\varepsilon, \gamma) \sigma_u - 2P_{PLC}^2(\varepsilon, \gamma) \sigma_u A_{t(i)}^2}{4(2(d_{t(i)} / d_0)^4 + P_{PLC}(\varepsilon, \gamma) \sigma_u)^2} \right) - \\ & - \sum_{i=1}^K \left(\frac{2(d_{t(i)} / d_0)^4}{2(d_{t(i)} / d_0)^4 + P_{PLC}(\varepsilon, \gamma) \sigma_u} \times \right. \\ & \left. \times \frac{2P_{PLC}(\varepsilon, \gamma) (d_{t(i)} / d_0)^4}{4(d_{t(i)} / d_0)^4} \right) + \\ & + \sum_{i=K+1}^T \frac{-1}{1 - F_{t(i)}} \times \left(\frac{2(d_{t(i)} / d_0)^4}{2(d_{t(i)} / d_0)^4 + P_{PLC}(\varepsilon, \gamma) \sigma_u} \right) \times \\ & \times (\ln F_{t(i)}) F_{t(i)} \left(\frac{2(d_{t(i)} / d_0)^4}{2(d_{t(i)} / d_0)^4 + P_{PLC}(\varepsilon, \gamma) \sigma_u} \right) (-1) \times \\ & \times \frac{2(d_{t(i)} / d_0)^4 P_{PLC}(\varepsilon, \gamma)}{(2(d_{t(i)} / d_0)^4 + P_{PLC}(\varepsilon, \gamma) \sigma_u)^2} = \\ & = \sum_{i=1}^K \frac{P_{PLC}(\varepsilon, \gamma) A_{t(i)}^2 (d_{t(i)} / d_0)^4}{(2(d_{t(i)} / d_0)^4 + P_{PLC}(\varepsilon, \gamma) \sigma_u)^2} - \\ & - \sum_{i=1}^K \frac{P_{PLC}(\varepsilon, \gamma)}{2(d_{t(i)} / d_0)^4 + P_{PLC}(\varepsilon, \gamma) \sigma_u} + P_{PLC}(\varepsilon, \gamma) H, \end{aligned} \quad (20)$$

где

$$\begin{aligned} H = & 2 \sum_{i=K+1}^T \ln F_{t(i)} \frac{F_{t(i)}^{h_{t(i)}}}{1 - F_{t(i)}^{h_{t(i)}}} \times \\ & \times \frac{(d_{t(i)} / d_0)^4}{(2(d_{t(i)} / d_0)^4 + P_{PLC}(\varepsilon, \gamma) \sigma_u)^2}; \\ h_{t(i)} = & \frac{2(d_{t(i)} / d_0)^4}{2(d_{t(i)} / d_0)^4 + P_{PLC}(\varepsilon, \gamma) \sigma_u}. \end{aligned}$$

В предположении, что $P_{PLC}(\varepsilon, \gamma) \neq 0$ после объединения первых двух сумм (20) в одну и приведения

подобных можно записать уравнение максимального правдоподобия для нахождения ЭПР объекта

$$\begin{aligned} \Pi_{PLC}(\varepsilon, \gamma) \sigma_u \sum_{i=1}^K \frac{1}{(2(d_{t(i)} / d_0)^4 + \Pi_{PLC}(\varepsilon, \gamma) \sigma_u)^2} = \\ = H + \sum_{i=1}^K \frac{(d_{t(i)} / d_0)^4}{(2(d_{t(i)} / d_0)^4 + \Pi_{PLC}(\varepsilon, \gamma) \sigma_u)^2} (A_{t(i)}^2 - 2). \end{aligned} \quad (21)$$

Уравнение (21) можно решить методом последовательных приближений [8], для чего его удобно переписать в виде

$$\begin{aligned} \hat{\sigma}_u = \frac{1}{\Pi_{PLC}(\varepsilon, \gamma)} \times \\ \times \frac{\sum_{i=1}^K \frac{(d_{t(i)} / d_0)^4 (A_{t(i)}^2 - 2)}{(2(d_{t(i)} / d_0)^4 + \Pi_{PLC}(\varepsilon, \gamma) \sigma_u)^2} + H}{\sum_{i=1}^K \frac{1}{(2(d_{t(i)} / d_0)^4 + \Pi_{PLC}(\varepsilon, \gamma) \sigma_u)^2}}. \end{aligned} \quad (22)$$

В случае неподвижного объекта и наличия порогов в УПО соответствующее уравнение максимального правдоподобия принимает вид

$$\hat{q}^2 = \frac{1}{K} \sum_{i=1}^K A_{t(i)}^2 - 2 + 2 \frac{T-K}{K} \ln F \frac{F^{1/(1+0,5q^2)}}{1 - F^{1/(1+0,5q^2)}}. \quad (23)$$

При отсутствии порогов в УПО уравнение максимального правдоподобия для нахождения ЭПР движущегося объекта, аналогичное (22), имеет вид

$$\hat{\sigma}_u = \frac{1}{\Pi_{PLC}(\varepsilon, \gamma)} \frac{\sum_{t=1}^T \frac{(d_t / d_0)^4 (A_t^2 - 2)}{(2(d_t / d_0)^4 + \Pi_{PLC}(\varepsilon, \gamma) \hat{\sigma}_u)^2}}{\sum_{t=1}^T \frac{1}{(2(d_t / d_0)^4 + \Pi_{PLC}(\varepsilon, \gamma) \hat{\sigma}_u)^2}}. \quad (24)$$

Так как на практике

$$(2(d_t / d_0)^4 + \Pi_{PLC}(\varepsilon, \gamma) \sigma_u)^2 \approx (\Pi_{PLC}(\varepsilon, \gamma) \sigma_u)^2,$$

то уравнение (24) существенно упрощается:

$$\hat{\sigma}_u = \frac{1}{T \Pi_{PLC}(\varepsilon, \gamma)} \sum_{t=1}^T (d_t / d_0)^4 (A_t^2 - 2). \quad (25)$$

В случае обнаружения неподвижного объекта при отсутствии порогов в УПО оценка (25) с учетом (3) заменяется оценкой ОСШ

$$\hat{q}^2 = \frac{1}{T} \sum_{t=1}^T A_t^2 - 2. \quad (26)$$

Оценки (25) и (26) являются аналогами оценок (22) и (23) в предположении об отсутствии порога в УПО. Их использование при наличии порога в УПО приводит к существенным ошибкам в оценках. Так, уравнение (23) при $K = T$ преобразуется в уравнение (26). Так как $\ln F \ll 0$, третье слагаемое (23) всегда отрицательное. Поэтому использование в качестве оценки только первых двух слагаемых (23), т.е. использование оценки (26) на основе K отметок ($K \leq T$), приводит к завышенной оценке ОСШ в серии обзоров. Использование оценки (25), не учитывающей наличие порогов в УПО, по K сформированным отметкам, вместо оценки (22), также приводит к существенному завышению ЭПР объекта. Последнее вытекает из отрицательной определенности слагаемого H , стоящего в знаменателе (22).

Решающее правило обнаружения объекта с неизвестной ЭПР. РП (18) обнаружения неподвижного объекта с неизвестной ЭПР при отсутствии порогов в УПО имеет вид (5). Причем порог Π_1 определяется выражением (6) с учетом замены в нем значения отношения сигнал/шум q^2 его оценкой $\hat{q}^2$, полученной согласно (26).

РП (18) обнаружения неподвижного объекта с известной ЭРП при наличии порогов в УПО в процедуре совместного обнаружения-оценивания имеет вид РП обнаружения при известном ОСШ сигналов (17). Однако вместо q и D в нем используются их оценки: (23) и $\hat{D} = F^{1/(1+0,5\hat{q}^2)}$ соответственно.

РП (18) обнаружения движущегося объекта без учета порогов в УПО имеет вид РП (8), при этом значения λ_t и Π_2 определяются на основе оценки $\hat{\sigma}_u$, полученной из решения уравнения максимального правдоподобия (25):

$$\lambda_t = \frac{g}{4T(d_t / d_0)^4 + 2g}; \quad (27)$$

$$\Pi_2 = \ln \Pi_0 + \ln \prod_{t=1}^T \left(1 + \frac{g}{2T(d_t / d_0)^4} \right), \quad (28)$$

где $g = \sum_{t=1}^T (d_t / d_0)^4 (A_t^2 - 2)$.

В свою очередь правило обнаружения движущегося объекта с неизвестной ЭПР при наличии порогов в УПО является подстановочным аналогом правила (16), использующим оценку ЭПР (22).

Локально оптимальные РП. Для использования критерия Неймана-Пирсона в условиях неизвестной ЭПР объекта можно применить локально оптимальные РП [9]. Их использование оптимально при конкретном значении ЭПР объекта. Их применение для других значений ЭПР обосновано монотонной зависимостью отношения правдоподобия от ЭПР (ОСШ). При использовании локально оптимальных РП отсутствует необходимость оценки ЭПР объекта с помощью процедур (22) – (26), что приводит к существенному упрощению правил обнаружения движущихся объектов.

Анализ результатов статистического моделирования. Прежде всего, по результатам статистического моделирования было выявлено, что при $q_t = q$ правило, использующее простую сумму квадратов амплитуд отметок, выигрыша практически не дает. Относительно использования при обнаружении движущихся объектов весовых коэффициентов λ_t , во-первых, согласно определения (9) при $q_t \geq 4$ весовые множители λ_t не зависят от отношения сигнал/шум сигналов (не зависят от ЭПР объекта и дальности до него) $\lambda_t = \lambda = 0,5$ для $t = \overline{1, T}$. Во-вторых, из результатов статистического моделирования следует вывод о том, что использование весовых множителей при наличии порога в УПО, соответствующем $F \leq 10^{-3}$ выигрыша не дает. При $F = 1 \dots 10^{-2}$ имеет место небольшой выигрыш в показателях качества обнаружения (рис. 1 – 3). Он тем больше, чем быстрее движется объект (ср. рис. 1 и 2) и чем больше циклов накопления (рис. 3). Все приведенные кривые обнаружения соответствуют условной вероятности ложного обнаружения траектории 10^{-6} ; поро-

гу в УПО, соответствующему условной вероятности ложной тревоги $F_t = 10^{-1}$; потенциалу на дальности $d_0 = 100$, равному 1; линейной траектории с начальным положением x_0 и приращением координаты объекта за цикл обзора Δx . На всех рисунках левой кривой соответствует подстановочный аналог правила (16), а правой – правила, использующего в качестве статистики сумму квадратов амплитуд отметок без учета числа сформированных за T обзоров отметок [1, 2].

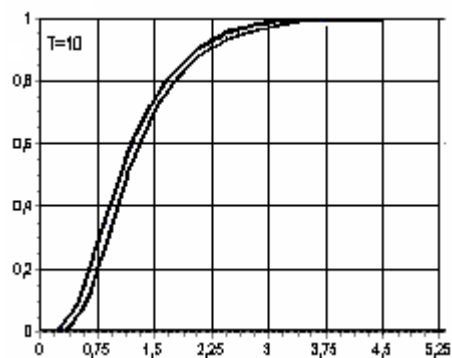


Рис. 1. Кривые обнаружения объекта с параметрами $x_0 = 105$, $\Delta x = 5$

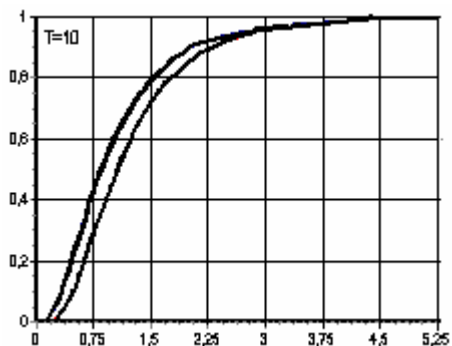


Рис. 2. Кривые обнаружения объекта с параметрами $x_0 = 140$, $\Delta x = 10$

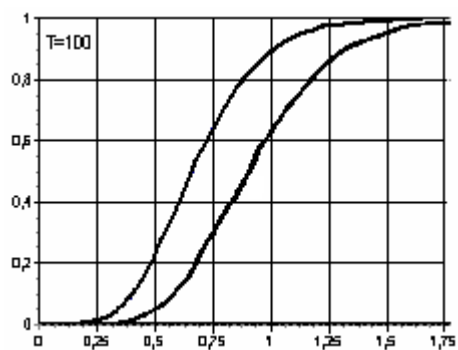


Рис. 3. Кривые обнаружения объекта с параметрами $x_0 = 149$, $\Delta x = 1$

Выводы

В работе получены решающие правила обнаружения детерминированной траектории с известной и неизвестной ЭПР при наличии и отсутствии порогов в УПО. При этом было выяснено, что достаточными статистиками являются количество сформированных на T обзорах отметок и взвешенная сумма квадратов их амплитуд. Анализ результатов статистического моделирования свидетельствует, что при высоких порогах в УПО и малом числе обзоров даже для быстро движущихся объектов в качестве статистики достаточно использовать сумму квадратов амплитуд отметок, что и было сделано в работах [1, 2]. По-прежнему нерешенной остается задача разработки решающих правил обнаружения неизвестного числа близких малоразмерных объектов, на чем целесообразно сконцентрировать дальнейшие исследования.

Литература

1. Деденок В.П., Писаренко Г.Г., Саваневич В.Е. Обнаружение объектов с локально неизменными параметрами движения // Збірник наукових праць міжнародного симпозиуму «Імовірнісні моделі та обробка випадкових сигналів і полів». – Т. 2, ч. 1 / Під ред. Я. Драгана. – Львів – Харків – Тернопіль. – 1993. – С. 98 – 104.
2. Саваневич В.Є., Пугач А.В., Рибачук О.І. Показники якості післяпорогового некогерентного виявлення в області // Збірник наукових праць ХВУ. – Х.: ХВУ. – 2001. – Вип. 2 (32). – С. 50 – 52.
3. Ширман Я.Д., Лосев Ю.И., Минервин Н.Н. Радиозлектронные системы: основы построения и теории. Справочник / Под ред. Я.Д. Ширмана. – М.: МАКВИС, 1998. – 828 с.
4. Левин Б.Р. Теоретические основы статистической радиотехники. – М.: Радио и связь, 1989. – 656 с.
5. Трифонов А.П., Шинаков Ю.С. Совместное различение сигналов и оценка их параметров на фоне помех. – М.: Радио и связь, 1986. – 264 с.
6. Айвазян С.А., Бухштабер В.М., Енюков И.С., Мешалкин Л.Д. Прикладная статистика: Классификация и снижение размерности. – М.: Финансы и статистика, 1989. – 607 с.
7. Гупал А.М., Пашко С.В., Сергиенко И.В. Эффективность байесовской процедуры классификации объектов // Кибернетика и системный анализ. – 1995. – № 4. – С. 76 – 89.
8. Демидович Б.П., Марон И.А. Основы вычислительной математики. – М.: Наука, 1970. – 664 с.
9. Леман Э. Проверка статистических гипотез: Пер. с англ. / Под ред. Ю.В. Прохорова. – М.: Наука, 1979. – 408 с.

Поступила 6.01.2005

Рецензент: д-р техн. наук, проф. О.И. Сухаревский, Объединенный научно-исследовательский институт Вооруженных Сил, Харьков.

УДК 621.396.96

И.А. ЕВСЕЕВ*Харьковский университет Воздушных Сил, Украина*

ОСНОВНЫЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ СООТНОШЕНИЯ В МНОГОПОЗИЦИОННЫХ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ СИСТЕМАХ С СИНТЕЗИРОВАНИЕМ АПЕРТУРЫ АНТЕННЫ

Выведены и проанализированы основные геометрические соотношения для многопозиционных систем с синтезированием апертуры антенны авиационно-космического базирования. Особое внимание уделено исследованию постоянной составляющей времени задержки, которая определяет связь между сечениями функций неопределенности вдоль линий равного запаздывания и функцией неопределенности по времени для излучаемого радиолокационного сигнала.

дистанционное зондирование поверхности, многопозиционные и бистатистические системы, синтезирование апертуры антенны

Введение

В последнее время активно проводятся исследования возможностей построения многопозиционных систем с синтезированием апертуры антенны (МПРСА) авиационно-космического базирования.

Пространственное разнесение передающих и приемных антенн дает несколько существенных преимуществ, таких как возможность оперативного мониторинга земной поверхности, повышение качества радиолокационных изображений (РЛИ), надежности и гибкости выполнения задач [1, 2]. Бистатистические данные могут также объединяться с моностатистическими данными для многоугловых наблюдений, что повысит информативность полученных изображений.

В зависимости от необходимости решения той или иной задачи МПРСА может изменять свою пространственную/сигнальную конфигурацию для обеспечения тех или иных режимов работы или для обеспечения требуемых результатов оценки электрофизических параметров поверхности.

1. Формулирование проблемы

Практически все задачи радиолокационного наблюдения, как в однопозиционных, так и многопозиционных системах можно решать и анализиро-

вать, исследуя функции неопределенности (ФН) применяемых сигналов с учетом особенностей структуры многопозиционной системы.

При решении задач картографирования целесообразно формировать ФН как зависимости от расстояния до цели относительно приемной позиции и от скорости движения цели. Такое представление ФН позволяет более объективно оценить разрешающую способность системы по дальности и скорости целей, определять возможность обнаружения целей на фоне мешающих отражений от земли.

Другое возможное представление ФН в двухпозиционной системе – это определение линии постоянной скорости движения целей и линии постоянной дальности на плоскости «продольная и поперечная дальность» относительно приемной позиции.

Исследования в данной области позволяют выявить возможные неоднозначности измерений и оптимизировать МПРСА по виду обзора.

При исследовании систем радиолокационного наблюдения необходимо, прежде всего, определить модели уравнения наблюдения полезного сигнала, отраженного от произвольной точки поверхности, энергетические характеристики и функционал правдоподобия наблюдаемого процесса.

Рассмотрение данных вопросов проводилось в работах [3, 4], в которых приведены конечные вы-

ражения для конкретной конфигурации многопозиционной системы и не уделено должного внимания особенностям формирования поля постоянных времен запаздывания на подстилающей поверхности.

2. Постановка задачи

При синтезе апертуры основное значение имеет поведение доплеровской частоты как пространственно-временной функции времени.

Целью статьи является вывод геометрических соотношений в многопозиционных РСА и исследование постоянной составляющей времени задержки, которая определяется средним расстоянием на пути распространения сигнала, определяет изменение фазы сигнала, и, соответственно, поведение доплеровской частоты как пространственно-временной функции.

3. Модель полезного сигнала в бистатической и многопозиционной РСА

Уравнение наблюдения (модель принимаемого сигнала на выходе приемной антенны) является исходным при определении оптимальных алгоритмов выделения полезной информации на основании регистрации физических полей в измерительных системах и комплексах. В соответствии с общепринятой практикой [5, 6], зададим уравнение наблюдения путем разделения принимаемого процесса на входе антенны на полезный сигнал $S(t)$ и помеху $n(t)$ в общем виде и с учетом зависимости полезного сигнала от параметров поверхности:

$$u(t) = U\{S(t), n(t)\}; \quad (1)$$

$$u(t) = U\{S_D[\dot{F}\{t, \vec{r}, \vec{p}(t, \vec{r})\}, \dot{S}_P(t, \vec{r})], n(t)\}, \quad (2)$$

где $S_D\{\}$ – сигнал, отраженный от области D ; $\dot{F}[t, \vec{r}, \vec{p}(\vec{r})]$ – комплексный коэффициент отражения элемента $\vec{r}$; $\vec{\lambda}(t, \vec{r})$ – вектор электрофизических

параметров; $\dot{S}_P(t, \vec{r})$ – сигнал, отраженный от элементарного отражателя (точечный сигнал); $n(t)$ – помеха.

Рассмотрим процесс формирования полезного сигнала на входе приемной антенны в бистатических системах активного дистанционного зондирования с синтезированием апертуры. Для этого выделим произвольную бистатическую пару i -й приемник – k -й передатчик, которые, в общем случае, разнесены в пространстве и движутся по собственным траекториям (рис. 1).

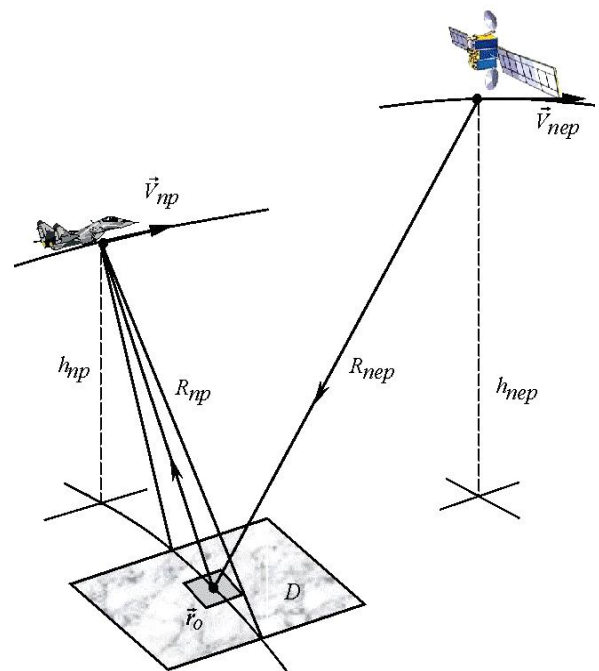


Рис. 1. Процесс дистанционного зондирования с синтезированием апертуры

На этом рисунке $\vec{V}$ – вектор скорости носителя; D – область обзора; R – расстояние между точкой поверхности $\vec{r}$ и носителем (функция времени и пространственных координат); h – высота носителя над земной поверхностью; точка поверхности наблюдается в течение времени T_C – времени синтезирования апертуры антенны.

Излучаемый сигнал представим в виде:

$$\begin{aligned} \dot{S}_k(t) &= \dot{S}_{0k}(t) \exp\{j\omega_{0k}t\} = \\ &= S_{0k}(t) \exp\{j\Theta_k(t)\} \exp\{j\omega_{0k}t\}, \end{aligned} \quad (3)$$

где $\dot{S}_{0k}$ – комплексная огибающая; $\Theta_k(t)$ – закон модуляции фазы огибающей; $\omega_{0k} = 2\pi f_{0k}$ – несущая частота излучаемого сигнала k -го передатчика.

Отраженный от элемента поверхности сигнал запишем следующим образом:

$$\dot{S}_k(t, \vec{r}) = \dot{G}_k(t, \vec{r}) \dot{K}_k[t, \tau_k(t, \vec{r})] \dot{F}_{ik}[t, \tau_k(t, \vec{r}), \vec{\lambda}(t, \vec{r})] \times \times \dot{S}_0[t - \tau_k(t, \vec{r})] \exp\{j\omega_{0k}[t - \tau_k(t, \vec{r})]\}, \quad (4)$$

где $\dot{G}_k(t, \vec{r})$ – комплексная функция, учитывающая диаграмму направленности передающей антенны; $\dot{K}[t, \tau_k(t, \vec{r})]$ – коэффициент, учитывающий искажения сигнала при распространении его через атмосферу от передающей антенны к точке поверхности; $\dot{F}_{ik}[t, \tau_k(t, \vec{r}), \vec{\lambda}(t, \vec{r})]$ – комплексный коэффициент отражения элемента $\vec{r}$, в общем случае зависит от взаимного пространственного положения k -го передатчика, точки поверхности и приемника [7]; $\tau_k(t, \vec{r})$ – время запаздывания, связанное с прохождением сигнала от передающей антенны к точке поверхности с координатами $\vec{r}$;

$$\dot{S}_0[t - \tau_k(t, \vec{r})] =$$

$$= S_0[t - \tau_k(t, \vec{r})] \times \exp\{j\Theta[t - \tau_k(t, \vec{r})]\} -$$

комплексная огибающая излучаемого сигнала с учетом времени задержки.

Принимаемый i -й антенной сигнал, после отражения от точки поверхности с координатами $\vec{r}$, в общем случае определяется выражением:

$$\dot{S}_{ik}^P(t, \vec{r}) = \dot{K}_k(t, \vec{r}) \dot{K}_i(t, \tau_k(t, \vec{r}), \vec{r}) \dot{G}_k(t, \vec{r}) \dot{G}_i(t, \tau_k(t, \vec{r}), \vec{r}) \times \times \dot{F}_{ik}[t, \vec{r}, \vec{\lambda}(\vec{r})] \times \dot{S}_{0k}[t - \tau_k(t, \vec{r}) - \tau_i(t, \vec{r})] \times \quad (5)$$

$$\times \exp\{j\omega_{0k}[t - \tau_k(t, \vec{r}) - \tau_i(t, \vec{r})]\} = \dot{F}_{ik}[t, \vec{r}, \vec{\lambda}(\vec{r})] \dot{S}_{ik}(t, \vec{r}),$$

где $\tau_i(t, \vec{r})$ – время запаздывания, связанное с прохождением сигнала от точки поверхности к антенне (в общем случае к приемной антенне); $\dot{K}_i(t, \tau_k(t, \vec{r}), \vec{r})$ – коэффициент, учитывающий искажения (в том числе и уменьшение амплитуды) сигнала при распространении его через атмосферу от точки поверхности до приемной антенны;

$\dot{G}_i[t, \tau_k(t, \vec{r}), \tau_i(t, \vec{r})]$ – комплексная переменная, учитывающая диаграмму направленности приемной антенны.

При синтезировании апертуры антенны время запаздывания, связанное с распространением сигнала от момента передачи до момента приема определяется решением нелинейного уравнения

$$\tau_{ik}(t, \vec{r}) = \tau_k(t, \vec{r}) + \tau_i(t, \vec{r}) = \frac{R_k(t, \vec{r}) + R_i[t - \tau_k(t, \vec{r})]}{c}.$$

Обычно используют несколько приближенных выражений для определения общего времени запаздывания сигнала [8]:

$$\tau_{ik}(t, \vec{r}) = \frac{R_k(t) + R_i(t - \frac{\tau_{ik}(t, \vec{r})}{2})}{c}; \quad (6)$$

$$\tau_3(t, \vec{r}) = \frac{R_{ik}(t, \vec{r})}{c}. \quad (7)$$

Полученное выражение (5) для полезного сигнала, отраженного от точки $\vec{r} \in D$, описывает наиболее общий случай дистанционного зондирования, однако на практике часто используют упрощенные выражения. Пренебрежем изменением функций $\dot{G}(t, \vec{r})$ и $\dot{K}(t, \vec{r})$ за время распространения импульса; электрофизические параметры и их статистические характеристики, и, соответственно, зависящие от них функции будем считать постоянными на интервале наблюдения $\dot{F}[t, \tau_{ik}(t, \vec{r}), \vec{\lambda}(t, \vec{r})] = \dot{F}[\vec{r}, \vec{\lambda}(\vec{r})]$; в качестве выражения, определяющего время задержки, используем (7). С учетом этих упрощений, сигнал, отраженный от элемента поверхности с координатами $\vec{r}$, может быть представлен в виде:

$$\dot{S}_{ik}^P(t, \vec{r}) = \dot{K}_k(t, \vec{r}) \dot{K}_i(t, \vec{r}) \dot{G}_k(t, \vec{r}) \tilde{\dot{G}}_i(t, \vec{r}) \dot{F}_{ik}[\vec{r}, \vec{\lambda}(\vec{r})] \times \times \dot{S}_{0k}[t - \tau_{ik}(t, \vec{r})] \exp\{j\omega_{0k}[t - \tau_{ik}(t, \vec{r})]\}, \quad (8)$$

где τ_{ik} – полное время задержки на распространение сигнала (от момента излучения антенной до момента приема отраженного от точки с координатами $\vec{r}$).

Если излучаемый сигнал представляет собой последовательность импульсов, то выражение (8) удобно записать следующим образом:

$$\begin{aligned} \dot{S}_{ik}^P(t, \vec{r}) = & \dot{A}_k(t) \dot{K}_k(t, \vec{r}) \dot{K}_i(t, \vec{r}) \dot{G}_k(t, \vec{r}) \tilde{G}_i(t, \vec{r}) \times \\ & \times \dot{F}_{ik}[\vec{r}, \tilde{\lambda}(\vec{r})] \times \sum_{m=-\infty \dots \infty} \dot{S}_{0k}[t - mT_0 - \tau_{ik}(t, \vec{r})] \times \\ & \times \exp\{j\omega_{0k}[t - mT_0 - \tau_{ik}(t, \vec{r})]\}, \end{aligned} \quad (9)$$

где $\dot{A}_k(t)$ – комплексная огибающая, характеризующая модуляцию последовательности импульсов в течение времени наблюдения точки поверхности (времени синтеза апертуры); T_0 – период повторения зондирующих импульсов.

Сигнал, отраженный от зондируемой поверхности, $S_{Dik}(t)$, будет представлять собой предельное значение суммы (интеграл по поверхности обзора) сигналов, отраженных от ее отдельных элементов $\dot{S}_{ik}^P(t, \vec{r})$. Выражения для полезного сигнала при использовании моделей (8) и (9) будут равны соответственно:

$$\begin{aligned} S_{Dik}(t) = & \operatorname{Re} \int_D \dot{F}_{ik}[\vec{r}, \tilde{\lambda}(\vec{r})] \dot{K}_k(t, \vec{r}) \dot{K}_i(t, \vec{r}) \dot{G}_k(t, \vec{r}) \tilde{G}_i(t, \vec{r}) \times \\ & \times \dot{S}_{0k}[t - \tau_{ik}(t, \vec{r})] \exp\{j\omega_{0k}[t - \tau_{ik}(t, \vec{r})]\} d\vec{r} = \\ & = \operatorname{Re} \int_D \dot{F}_{ik}[\vec{r}, \tilde{\lambda}(\vec{r})] \dot{K}_{ik}(t, \vec{r}) \dot{G}_{ik}(t, \vec{r}) \times \\ & \times \dot{S}_{0k}[t - \tau_{ik}(t, \vec{r})] \exp\{j\omega_{0k}[t - \tau_{ik}(t, \vec{r})]\} d\vec{r}; \\ S_{Dik}(t) = & \operatorname{Re} \dot{A}_k(t) \int_D \dot{F}_{ik}[\vec{r}, \tilde{\lambda}(\vec{r})] \dot{K}_k(t, \vec{r}) \dot{K}_i(t, \vec{r}) \times \\ & \times \dot{G}_k(t, \vec{r}) \tilde{G}_i(t, \vec{r}) \sum_{m=-\infty \dots \infty} \dot{S}_{0k}[t - mT_0 - \tau_{ik}(t, \vec{r})] \times \\ & \times \exp\{j\omega_{0k}[t - mT_0 - \tau_{ik}(t, \vec{r})]\} d\vec{r} = \\ & = \operatorname{Re} \dot{A}_k(t) \int_D \dot{F}_{ik}[\vec{r}, \tilde{\lambda}(\vec{r})] \dot{K}_{ik}(t, \vec{r}) \dot{G}_{ik}(t, \vec{r}) \times \\ & \times \sum_{m=-\infty \dots \infty} \dot{S}_{0k}[t - mT_0 - \tau_{ik}(t, \vec{r})] \times \\ & \times \exp\{j\omega_{0k}[t - mT_0 - \tau_{ik}(t, \vec{r})]\} d\vec{r}. \end{aligned} \quad (11)$$

В многопозиционной системе на основании теоремы суперпозиции полезный сигнал в i -м приемнике представляет собой сумму сигналов, принятых во всем возможным бистатистическим парам

$$\dot{S}_{Di}(t) = \sum_{k=1 \dots j} \operatorname{Re} \int_D \dot{K}_{ik}(t, \vec{r}) \dot{F}_{ik}[\vec{r}, \tilde{\lambda}(\vec{r})] \dot{S}_{ik}(t, \vec{r}) d\vec{r}, \quad (12)$$

где j – число передатчиков, для которых

$$G_k \cap G_i \neq 0.$$

Модели сигнала (10) – (12) позволяют установить связь между регистрируемыми полями на раскрыве приемной антенны и электрофизическими параметрами поверхности.

Для дальнейшего исследования вида полезного сигнала от пространственного расположения элементов многопозиционной системы необходимо рассмотреть геометрические соотношения.

4. Основные геометрические соотношения для бистатистических и многопозиционных систем с синтезом апертуры антенны

Введем декартову систему координат следующим образом: ось OX направлена в сторону движения приемника, ось OZ направлена по нормали к подстилающей поверхности, ось OY дополняет систему координат до правой тройки векторов. Начало координат совпадает с проекцией положения приемника на область D (рис. 2).

Метод обзора определим в зависимости от угла между вектором скорости приемника и проекцией на ось XOY направления фазового центра его антенны. При $\varphi = 0^\circ$ – боковой обзор; при $\varphi = 90^\circ$ – передний обзор; при $0^\circ < \varphi < 90^\circ$ – переднебоковой обзор; при $-90^\circ < \varphi < 0^\circ$ – заднебоковой обзор.

Расстояния i -й передатчик Tr_i – точка поверхности $R_i(t, \vec{r})$ и k -й приемник – точка поверхности $R_k(t, \vec{r})$ с учетом разделения на зависящие и не зависящие от времени компоненты запишем так:

$$\begin{aligned} R_i(t, \vec{r}) = & \|\vec{r}_i(t) - \vec{r}\| = \|\vec{r}_i + \Delta\vec{r}_i(t) - \vec{r}\|; \\ R_k(t, \vec{r}) = & \|\vec{r}_k(t) - \vec{r}\| = \|\vec{r}_k + \Delta\vec{r}_k(t) - \vec{r}\|, \end{aligned} \quad (13)$$

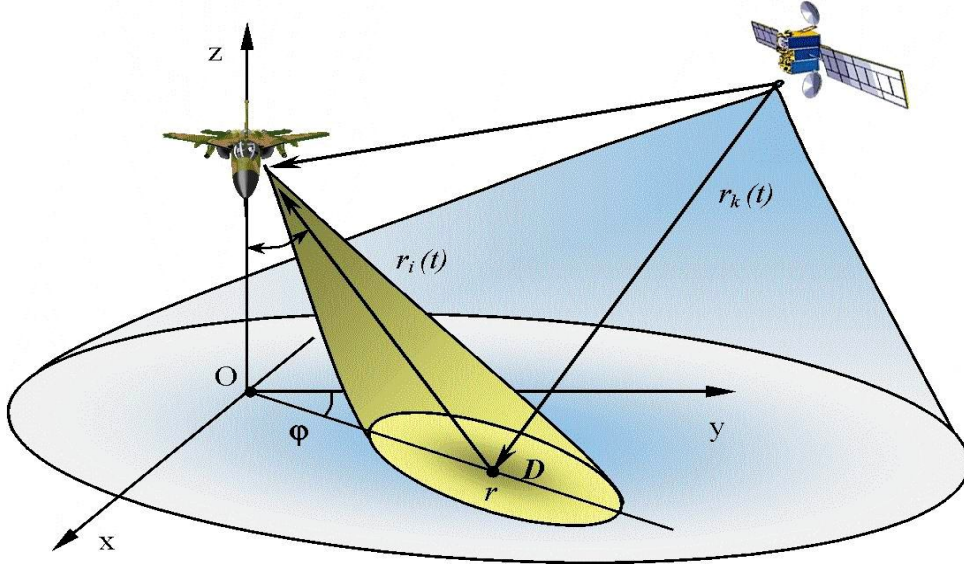


Рис. 2. Геометрические соотношения в МПРСА

где $\|\cdot\|$ – знак нормы; $\vec{r}_i(t, \vec{r})$, $\vec{r}_k(t, \vec{r})$; $\vec{r}$ – координаты передатчика, приемника и точки поверхности; $\vec{r}_i$, $\Delta\vec{r}_i(t)$ – постоянная и изменяющаяся во времени компоненты векторов пространственного положения. Расстояния $R_i(t, \vec{r})$ и $R_k(t, \vec{r})$ определяются следующими выражениями:

$$\begin{aligned} \|\vec{r}_i(t, \vec{r}) - \vec{r}\| &= R_{i0}(\vec{r}) \sqrt{1 + \frac{\Delta R_i^2(t, \vec{r})}{R_{i0}^2(\vec{r})}}; \\ \|\vec{r}_k(t, \vec{r}) - \vec{r}\| &= R_{k0}(\vec{r}) \sqrt{1 + \frac{\Delta R_k^2(t, \vec{r})}{R_{k0}^2(\vec{r})}}. \end{aligned} \quad (14)$$

Разложим $\|\vec{r}_i(t) - \vec{r}\|$ и $\|\vec{r}_k(t) - \vec{r}\|$ в ряд Тейлора, полагая, что $\frac{\Delta R_k^2(t, \vec{r})}{R_{k0}^2(\vec{r})}$ и $\frac{\Delta R_i^2(t, \vec{r})}{R_{i0}^2(\vec{r})}$ являются малыми величинами на интервале синтеза апертуры, и ограничимся линейными слагаемыми.

В результате этих преобразований общее время запаздывания сигнала $\tau_{ik}(t, \vec{r})$ запишем в следующем виде:

$$\tau_{ik}(t, \vec{r}) \cong \frac{1}{c} \left[R_{i0}(\vec{r}) + R_{k0}(\vec{r}) + \frac{\Delta R_i^2(t, \vec{r})}{2R_{i0}(\vec{r})} + \frac{\Delta R_k^2(t, \vec{r})}{2R_{k0}(\vec{r})} \right], \quad (15)$$

где c – скорость света; $R_{i0}(\vec{r})$, $R_{k0}(\vec{r})$ – начальные

расстояния; $\Delta R_i^2(t, \vec{r})$, $\Delta R_k^2(t, \vec{r})$ – изменение расстояний в процессе движения приемника и передатчика.

В декартовой системе координат эти величины определим, исходя из выражения

$$\begin{aligned} \|r_j(t) - r\| &= \left[(x_{j0} - x)^2 + (y_{j0} - y)^2 + (z_{j0} - z)^2 + \right. \\ &\quad \left. + 2(x_{j0} - x)x_j(t) + x_j^2(t) + 2(y_{j0} - y)y_j(t) + y_j^2(t) + \right. \\ &\quad \left. + 2(z_{j0} - z)z_j(t) + z_j^2(t) \right]^{\frac{1}{2}}, \end{aligned} \quad (16)$$

в котором движение носителя по каждой из осей разделены на постоянную (статическую) и переменную (динамическую) во времени компоненты:

$$R_{j0}(\vec{r}) = \sqrt{(x_{j0} - x)^2 + (y_{j0} - y)^2 + (z_{j0} - z)^2}; \quad (17)$$

$$\begin{aligned} \Delta R_j^2(t, \vec{r}) &= 2(x_{j0} - x)x_j(t) + \\ &\quad + x_j^2(t) + 2(y_{j0} - y)y_j(t) + \\ &\quad + y_j^2(t) + 2(z_{j0} - z)z_j(t) + z_j^2(t). \end{aligned} \quad (18)$$

С учетом этих преобразований общее время запаздывания можно представить в виде суммы постоянной и переменной (во временной области) компонент:

$$\tau_{ik}(t, \vec{r}) = \tau_{0ik}(\vec{r}) + \tau_{\Delta ik}(t, \vec{r}); \quad (19)$$

$$\tau_{0ik}(\vec{r}) = \frac{1}{c} [R_{i0}(\vec{r}) + R_{k0}(\vec{r})]; \quad (20)$$

$$\begin{aligned} \tau_{\Delta ik}(t, \vec{r}) &= \frac{1}{c} \left[\frac{\Delta R_i^2(t, \vec{r})}{2R_{i0}(\vec{r})} + \frac{\Delta R_k^2(t, \vec{r})}{2R_{k0}(\vec{r})} \right] = \\ &= \frac{1}{c} [\tau_{\Delta i}(t, \vec{r}) + \tau_{\Delta k}(t, \vec{r})]. \end{aligned} \quad (21)$$

Анализируя приведенные выше соотношения можно отметить, что постоянная составляющая времени задержки определяется средним расстоянием по трассе передатчик – точка поверхности – приемник; составляющая $\tau_{\Delta ik}(t, \vec{r})$ определяет изменение фазы сигнала, и соответственно поведение доплеровской частоты как пространственно-временной функции:

$$F_{Dik}(t, \vec{r}) = \frac{d}{dt} j\omega_0 \tau_{\Delta ik}(t, \vec{r}).$$

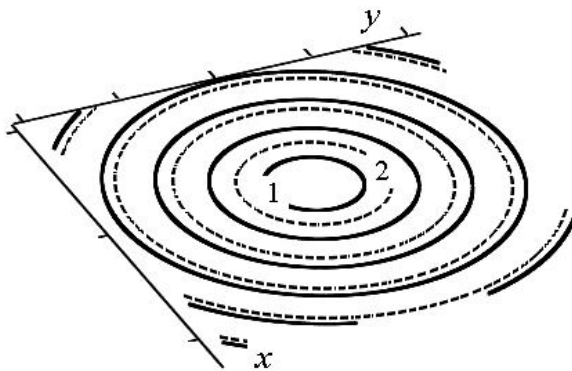


Рис. 3. Вид линий равных запаздываний для бистатической РСА: приемник и передатчик расположены в одной точке пространства (1) и смещены по оси ОZ (2)

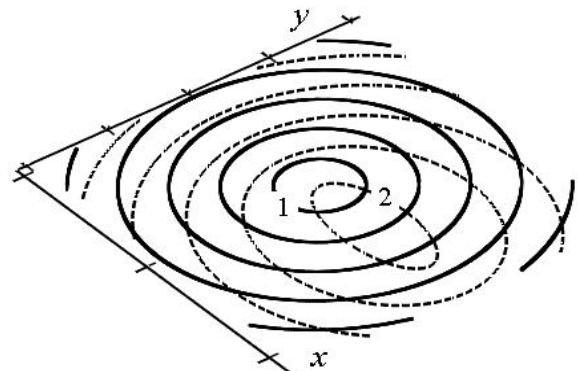


Рис. 4. Вид линий равных запаздываний для бистатической РСА: приемник и передатчик смещены по оси ОХ на небольшое (1) и большое (2) расстояние

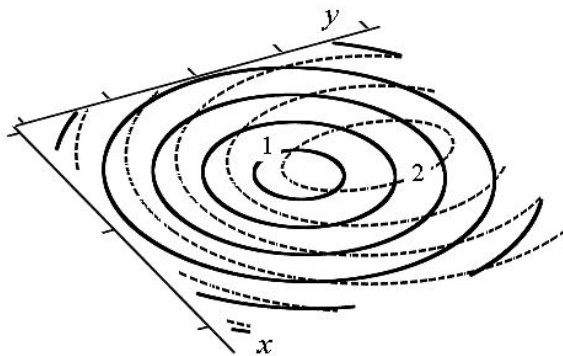


Рис. 5. Вид линий равных запаздываний для бистатической РСА: приемник и передатчик смещены по оси ОУ на небольшое (1) и большое (2) расстояние

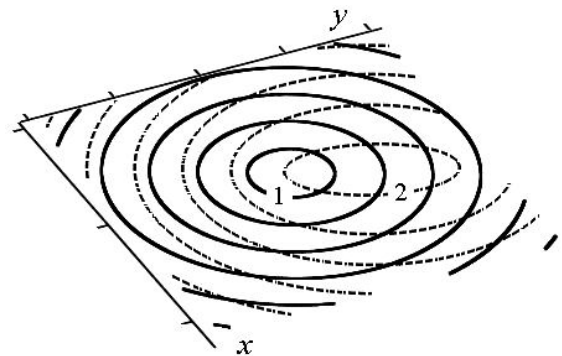


Рис. 6. Вид линий равных запаздываний для бистатической РСА: приемник и передатчик смещены по осям ОХ и ОУ на небольшое (1) и большое (2) расстояние

5. Особенности формирования поля постоянных времени запаздывания

В реальных условиях функционирования радиолокационных систем с синтезированием апертуры антенны постоянная составляющая времени запаздывания на подстилающей поверхности позволяет определить связь между сечениями функций неопределенности вдоль линий $\tau_{0ik}(\vec{r}) = \text{const}$ (линий равного запаздывания) и функцией неопределенности по времени для излучаемого радиолокационного сигнала [9].

Для исследования вида линий равного запаздывания для наиболее характерных случаев дистанционного зондирования бистатическими системами было выполнено моделирование, результаты которого представлены на рис. 3 – 6.

Заключение

В результате проведенного исследования установлены следующие закономерности поведения линий равного запаздывания:

- при смещении передатчика и приемника по оси OZ вид линий равного запаздывания практически не изменяется относительно традиционного (моностатического) случая дистанционного зондирования и эти линии представляют собой окружности;

- при небольших относительных смещениях передатчика и приемника по осям OY, OX происходит смещение линий равных запаздываний в сторону смещения носителя, эти линии достаточно хорошо аппроксимируются окружностями;

- при небольших относительных смещениях передатчика и приемника по осям OY, OX происходит смещение линий равных запаздываний, которые являются проекциями линий равных уровней эллипсоидов;

- в дальней зоне линии равного запаздывания с достаточно высокой точностью можно аппроксимировать прямыми линиями.

Результаты могут быть использованы для решения задач обеспечения однозначности измерений и оптимизации многопозиционных радиолокационных систем с синтезированием апертуры по виду обзора.

Литература

1. Волосюк В.К., Ксендзук А.В., Евсеев И.А. Анализ возможностей многопозиционных РСА и комплексирование измерений // Вестник Харьковского университета. – 2004. – № 646. – С. 121 – 129.

2. Волосюк В.К., Ксендзук А.В., Евсеев И.А. Многопозиционная РЛС с синтезированной апертурой // Радіоелектронні і комп'ютерні системи. – Х.: ХАІ. – 2003. – Вип. 4. – С. 74 – 78.

3. Ксендзук А.В., Волосюк В.К. Влияние положения НС на функции неопределенности МПРСА // Тезисы докладов III-й научно-практической конференции «Применение спутниковых радионавигационных систем (GNSS) в Украине». – Х. – 2002. – С. 116 – 120.

4. Ksendzук A.V. Optimisation transmitter-receiver location in bistatic SAR // Microwave and Telecommunication Technology, 2003. CriMiCo 2003. 13th International Crimean Conference. – 8-12 Sept. 2003. – P. 763 – 766.

5. Бакут. В.А., Большаков. И.А., Герасимов. Б. М. Вопросы статистической теории радиолокации. Т. 2. – М.: Сов. радио, 1984. – 1080 с.

6. Дулевич.В.Е. Теоретические основы радиолокации. – М.: Сов. радио, 1978. – 608 с.

7. Волосюк В.К. Физические основы дистанционного зондирования природных сред радиотехническими средствами аэрокосмического базирования. – Х.: ХАИ, 1997. – 98 с.

8. Фалькович С.Е., Волосюк В.К., Горбуненко О.А. Радиотехнические системы дистанционного зондирования. – Х.: ХАИ, 2000. – 156 с.

9. Ксендзук А.В. Исследование функций неопределенности в радиосистемах с синтезированием апертуры // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: ХАИ. – 2000. – Вып. 21. – С. 148 – 152.

Поступила в редакцию 22.12.2004

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.К. Волосюк, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

УДК 621.396.96+537.874.4

А.В. КСЕНДЗУК

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

АЛГОРИТМЫ КОГЕРЕНТНОЙ ОБРАБОТКИ В МНОГОПОЗИЦИОННЫХ И БИСТАТИЧЕСКИХ РСА

В статье рассмотрен алгоритм обеспечения когерентного режима приема для систем дистанционного зондирования авиационного и космического базирования с синтезированием апертуры антенны в условиях, когда приемник и передатчик разнесены в пространстве и движутся по собственным траекториям; предложены различные методы формирования опорных сигналов, рассмотрены результаты оптимальной обработки и выполнено моделирование процессов формирования РЛИ в таких РСА.

многопозиционная РСА, когерентная обработка, дистанционное зондирование

Введение

В системах дистанционного зондирования (ДЗ) поверхности авиационного и космического базирования в случае использования высокочастотных периодических сигналов со случайными начальными фазами возможно использование когерентных или некогерентных приемных устройств [1]. Выбор того или иного метода обработки основывается на целесообразности увеличения отношения сигнал/помеха за счет усложнения схемы приемного устройства при заданных энергетических характеристиках.

В связи с особенностями функционирования радиолокационных систем с синтезированием апертуры антенны (РСА) наибольшее распространение получили когерентные схемы приема. Особенности построения таких приемников, а также исследование влияния различных помех и нестабильностей (фазовых и частотных искажений сигнала, неконтролируемых колебаний траектории носителя) на результат обработки в таких системах изучены достаточно хорошо [2 – 3].

1. Постановка задачи, ее связь с практическими задачами, цель

Вместе с тем, развитие бистатических и многопозиционных систем дистанционного зондирования предполагает модификацию алгоритмов обработки с целью обеспечения когерентного приема в условиях,

когда передатчик и приемник разнесены в пространстве и движутся по независимым траекториям. Для существующих в настоящее время проектов [4, 5] данному вопросу не уделяется существенного внимания.

Цель данной работы – разработка и исследование алгоритма когерентной обработки сигналов в бистатических системах с синтезированием апертуры антенны для произвольных векторов состояния передатчика и приемника.

2. Синтез алгоритма когерентной обработки сигналов

Рассмотрим бистатическую РСА (рис. 1).

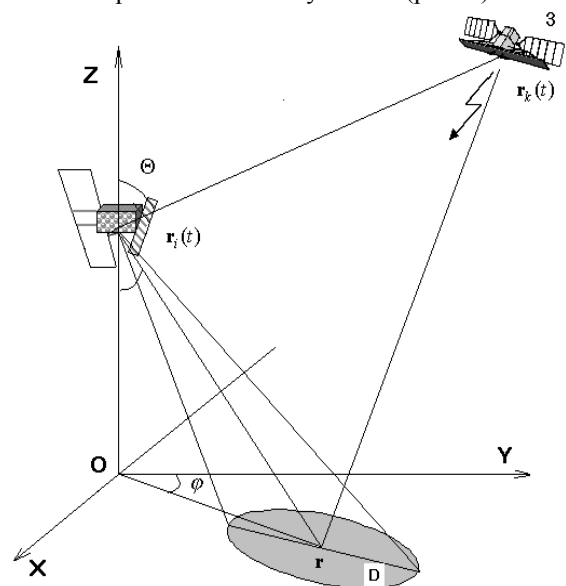


Рис. 1. Бистатическая РСА

Сигнал, излучаемый передатчиком

$$\dot{S}_k(t) = \dot{S}_{0k}(t) \exp\{j\omega_{0k}t + \varphi_k\}, \quad (1)$$

где $\dot{S}_{0k}(t)$ – комплексная огибающая; $\omega_{0k} = 2\pi f_k$ – несущая частота, φ_k – фаза, которая в общем случае может быть функцией времени.

Для наглядности представим излучаемый сигнал в виде последовательности импульсов:

$$\begin{aligned} \dot{S}_k(t, \varphi_{km}) = \\ = \sum_{m=1 \dots \infty} \dot{S}_{0k}(t + t_0 - mT_R) e^{j\omega_{0k}(t + t_0 - mT_R) + \varphi_{km}}, \end{aligned} \quad (2)$$

где t_0 – начальный отсчет; T_R – интервал повторения импульсов.

Запись (2) позволяет выделить начальную фазу излучаемого сигнала в m -м периоде повторения φ_{km} , которая в общем случае может быть случайной величиной. В дальнейшем, без ограничения общности результатов, положим, что $t_0 = 0$.

Сигнал, отраженный от точки поверхности $\mathbf{r} \in D$ запишем так:

$$\begin{aligned} \dot{S}_{Rik}(t, \mathbf{r}) = \dot{F}_{ik}[\mathbf{r}, \mathbf{p}(\mathbf{r})] \sum_{m=1 \dots \infty} \dot{S}_{0ik}[t - mT_R - \tau_{ik}(t, \mathbf{r})] \times \\ \times \exp\{j\omega_{0k}(t - mT_R - \tau(t, \mathbf{r}, \mathbf{r}_k, \mathbf{r}_i)) + \varphi_m\}, \end{aligned} \quad (3)$$

где $\dot{F}_{ik}[\mathbf{r}, \mathbf{p}(\mathbf{r})]$ – комплексный коэффициент отражения элемента $\mathbf{r}$ с вектором электрофизических параметров $\mathbf{p}(\mathbf{r})$; $\tau(t, \mathbf{r}, \mathbf{r}_k, \mathbf{r}_i)$ – полное время задержки сигнала на трассе распространения.

Оптимальная обработка принимаемого сигнала сводится к формированию корреляционного интеграла, значение которого для отдельной точки при использовании модели (3) и предположении об использовании опорного сигнала со случайной (для каждого периода) начальной фазой φ_{im} будет

$$\begin{aligned} \dot{Y}_{Rik}(t, \mathbf{r}) = \dot{F}_{ik}[\mathbf{r}, \mathbf{p}(\mathbf{r})] \sum_{m=1 \dots \infty} \exp\{j[\varphi_{km} - \varphi_{im}]\} \int_0^T \dot{S}_{0ik}[t - \\ - mT_R - \tau(t, \mathbf{r}, \mathbf{r}_k, \mathbf{r}_i)] \dot{S}_{0ik}^*[t - mT_R - \tau(t, \mathbf{r}, \mathbf{r}_k, \mathbf{r}_i)] dt, \end{aligned} \quad (4)$$

суммой оптимальных выходных эффектов внутри каждого периода повторения $\dot{Y}_m(r)$, умноженных на случайный комплексный вектор, зависящий от

разности начальных фаз приемника и передатчика для m -го периода.

Если используется генератор с постоянной начальной фазой φ_{i0} , последнее выражение будет

$$\begin{aligned} \dot{Y}_{Rik}(t, \mathbf{r}) = \dot{F}_{ik}[\mathbf{r}, \mathbf{p}(\mathbf{r})] \sum_{m=1 \dots \infty} \exp\{j[\varphi_{km} - \varphi_{i0}]\} \times \\ \times \int_0^T \dot{S}_{0ik}[t - mT_R - \tau(t, \mathbf{r}, \mathbf{r}_k, \mathbf{r}_i)] \times \\ \times \dot{S}_{0ik}^*[t - mT_R - \tau(t, \mathbf{r}, \mathbf{r}_k, \mathbf{r}_i)] dt. \end{aligned} \quad (5)$$

Из приведенных выше выражений видно, что для периодического сигнала со случайной начальной фазой обеспечить когерентный прием полезного сигнала без дополнительной информации невозможно.

Для обеспечения когерентного режима работы РСА предлагается использовать информацию, содержащуюся в прямом сигнале; под прямым сигналом понимается сигнал, излученный передатчиком и принятый приемником, задержанный на $\tau(t, \mathbf{r}_k, \mathbf{r}_i)$:

$$\begin{aligned} \dot{S}_{ik}^d(t) = \sum_{m=1 \dots \infty} \dot{S}_{0ik}[t - mT_R - \tau(t, \mathbf{r}_k, \mathbf{r}_i)] \times \\ \times \exp\{j\omega_{0k}(t - mT_R - \tau(t, \mathbf{r}_k, \mathbf{r}_i)) + j\varphi_{km}\}. \end{aligned} \quad (6)$$

Для обеспечения когерентного режима обработки предлагается использовать в опорном сигнале результат обработки сигнала $\dot{S}_{ik}^d(t)$ – модифицированный опорный сигнал. При формировании такого модифицированного опорного сигнала можно использовать результат перемножения $\dot{S}_{ik}^d(t)$ на сигнал опорного генератора

$$\begin{aligned} \sum_{m=1 \dots \infty} \dot{S}_{0k}[t - mT_R - \tau(t, \mathbf{r}_k, \mathbf{r}_i)] \times \\ \times \exp\{j[\omega_{0k}(t - mT_R) - \omega_{0i}(t - mT_R)]\} \times \\ \times \exp\{-j\omega_{0k}\tau(t, \mathbf{r}_k, \mathbf{r}_i)\} \exp\{j\varphi_{km} - j\varphi_{i0}\}, \end{aligned} \quad (7)$$

что позволяет на промежуточной (нулевой) частоте выделить функцию $\exp\{j\varphi_{km} - j\varphi_{i0}\}$ и таким образом обеспечить когерентную обработку даже при случайной внутриимпульсной структуре сигнала.

Данный вариант целесообразен для уточнения структуры сигнала (времени задержки и частоты Доплера), оценки коэффициента общих амплитудно-фазовых искажений $\dot{S}_k(t)$ на трассе передатчик-

приемник, а также для обеспечения высокой защищенности функционирования системы дистанционного зондирования при использовании случайных сигналов.

В то же время, при известном (с точностью до начальной фазы) излучаемом сигнале и заданной пространственной конфигурации РСА для обеспечения когерентного режима работы можно использовать результат перемножения $\dot{S}_{ik}^d(t)$ на величину опорного сигнала в прямом канале:

$$\sum_{m=1, \dots, \infty} \left| \dot{S}_{0k}[t - mT_R - \tau(t, \mathbf{r}_k, \mathbf{r}_i)] \right|^2 \exp \{ j[\omega_{0k}(t - mT_R) - \omega_{0i}(t - mT_R)] \} \exp \{ -j[\omega_{0k}\tau(t, \mathbf{r}_k, \mathbf{r}_i) - \omega_{0i}\tau(t, \mathbf{r}_k, \mathbf{r}_i)] \} \exp \{ j\varphi_{km} - j\varphi_{i0} \}. \quad (8)$$

Результатом обработки (7, 8) является процесс, содержащий информацию о разности несущих частот и начальных фаз внутри каждого периода повторения.

Использование результатов обработки прямого сигнала при формировании опорного сигнала для точки $\mathbf{r} \in D$ позволяет обеспечить когерентный режим обработки. Рассмотрим результат оптимальной обработки (оценки комплексного коэффициента отражения) в рамках функционально-детерминированной модели поверхности для произвольной точки $\mathbf{r}$:

$$\dot{Y}_{ik}(\mathbf{r}) = \int_0^T u(t) S_{ik}^*(t, \mathbf{r}) S_{ik}^{Rd}(t) dt = \int_0^T u(t) S_{ik}^M(t, \mathbf{r}) dt, \quad (9)$$

где $S_{ik}^*(t, \mathbf{r})$ – опорный сигнал, комплексно сопряженный с отраженным от поверхности; $S_{ik}^{Rd}(t)$ – результат обработки в прямом канале; $S_{ik}^M(t, \mathbf{r})$ – модифицированный опорный сигнал.

Для аддитивной модели уравнения наблюдения сигнальная составляющая выходного эффекта определяется выражением

$$\dot{Y}_{Sik}(\mathbf{r}_1) = \int_D \dot{F}_{ik}[t, \mathbf{r}, \mathbf{p}(\mathbf{r})] \int_0^T S_{ik}(t, \mathbf{r}) S_{ik}^*(t, \mathbf{r}) S_{ik}^{Rd}(t) dt d\mathbf{r}. \quad (10)$$

Использование подробных аналитических выражений для моделей прямого и отраженного сигналов при формировании опорного сигнала $S_{ik}^{Rd}(t)$

как оценки фазы в прямом канале приводит к следующему результату:

$$\begin{aligned} \dot{Y}_{Sik}(\mathbf{r}_1) = & \int_D \int_0^T \dot{F}_{ik}[t, \mathbf{r}, \mathbf{p}(\mathbf{r})] K_{ik}(t, \mathbf{r}) \times \\ & \times \exp \{ j[\varphi_{ik}^K(t, \mathbf{r}) - \varphi_{ik}^{Kd}(t)] \} G_{ik}(t, \mathbf{r}) \times \\ & \times \exp \{ j[\varphi_{ik}^G(t, \mathbf{r}) - \varphi_{ik}^{Gd}(t)] \} \dot{S}_{0k}[t - \tau_{ik}(t, \mathbf{r})] \times \\ & \times \dot{S}_{0k}^*[t - \tau_{ik}(t, \mathbf{r}_1)] \times \exp \{ -j[\omega_{0k}\tau_{ik}(t, \mathbf{r}) + \\ & + \omega_{0i}\tau_{ik}(t, \mathbf{r}_1)] \} \exp \{ j[\omega_{0k}\tau_{ik}^d(t) - \omega_{0i}\tau_{ik}^d(t)] \} dt d\mathbf{r}. \end{aligned} \quad (11)$$

Из полученных аналитических выражений видно, что использование предложенного алгоритма обработки полезного сигнала в бистатистических РСА позволяет обеспечить когерентный режим и оценить комплексный коэффициент отражения поверхности с точностью до комплексной величины (с точностью до калибровки радиолокационной системы):

$$\begin{aligned} C^{-1}(\mathbf{r}) = & K_{ik}(t, \mathbf{r}) \exp \{ j[\varphi_{ik}^K(t, \mathbf{r}) - \varphi_{ik}^{Kd}(t)] \} \times \\ & \times G_{ik}(t, \mathbf{r}) \exp \{ j[\varphi_{ik}^G(t, \mathbf{r}) - \varphi_{ik}^{Gd}(t)] \}. \end{aligned} \quad (12)$$

Более того, как следует из полученных результатов, предложенный алгоритм, основанный на формировании модифицированного опорного сигнала, позволяет устранить первичные искажения, связанные с нестабильностью и расхождением частот опорных генераторов.

Остаточные искажения, вызванные нестабильностью частоты на периоде повторения, практически совпадают с аналогичными искажениями в однопозиционных системах. Еще одним положительным эффектом является устранение амплитудно-фазовых искажений на трассе передатчик-приемник.

Основные искажения при формировании оптимальных выходных эффектов вызваны неточностью определения времен задержки сигнала в прямом и отраженном каналах $\tau_{ik}(t, \mathbf{r})$, $\tau_{ik}^d(t)$, причем величина этих искажений зависит от расстройки несущих частот приемника и передатчика $\omega_{0k}(t) - \omega_{0i}(t)$. В бистатистической системе величина и поведение функции $\exp \{ -j[\omega_{0k}\tau_{ik}(t, \mathbf{r}) + \omega_{0i}\tau_{ik}(t, \mathbf{r}_1)] \}$ практически та же, что и в однопозиционной с аналогичными характеристиками трасс распространения.

3. Исследование работы алгоритма

Для верификации возможности построения приемных устройств, соответствующих предложенным алгоритмам когерентного приема периодических сигналов со случайными начальными фазами, было выполнено моделирование процессов обработки прямого $S_{ik}^d(t, \mathbf{r}; \varphi_k)$ и отраженного сигнала $S_{ik}(t, \mathbf{r}; \varphi_k)$. Очевидно, что случайная начальная фаза приводит к существенному искажению огибающей отраженного от поверхности сигнала.

Результат оптимальной обработки в бистатической системе с синтезированием апертуры антенны при использовании стандартного и предложенного алгоритмов обработки показаны на рис. 2.

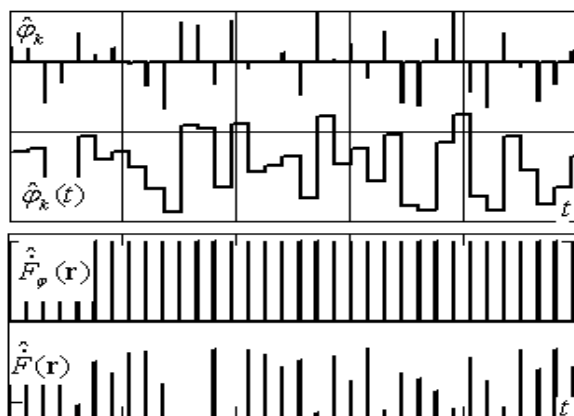


Рис. 2. Результат согласованной фильтрации

На этом рисунке $\hat{\varphi}_k$, $\hat{\varphi}_k(t)$ – результат оценки разности фаз; $\hat{F}_r(\mathbf{r})$, $\hat{F}_\varphi(\mathbf{r})$ – результат оценки реальной части комплексного коэффициента отражения без использования прямого канала оценки фазы и с его использованием.

Заключение

Таким образом, по результатам аналитического и численного исследования предложенных алгоритмов можно сделать вывод о том, что при обработке классическим оптимальным алгоритмом оценки комплексного коэффициента отражения изменяются во времени в соответствии с законом изменения

случайной начальной фазы излучаемого сигнала, что приводит к ошибкам построения комплексных радиолокационных изображений.

Использование предложенного алгоритма обработки позволяет обеспечить когерентный прием в бистатических системах с синтезированием апертуры антенны и построить комплексные радиолокационные изображения поверхности с точностью до калибровочных величин.

Дальнейшим развитием работы является исследование влияния точности определения местоположения носителей и векторов их скоростей на радиолокационные изображения и пространственные функции неопределенности.

Литература

1. Фалькович С.Е., Хомяков Э.Н. Статистическая теория измерительных радиосистем. – М.: Радио и связь, 1981. – 288 с.
2. Богачев А.С., Толстов Е.Ф. Компенсация траекторных искажений сигналов в радиолокационных станциях с синтезированной апертурой антенны // Зарубежная радиоэлектроника. – 1981. – № 3. – С. 140 – 144.
3. Ицхоки Я.С., Сазонов Н.А., Толстов Е.Ф. Основные характеристики PCA при произвольном движении летательного аппарата // Радиотехника и электроника. – 1984. – Т. XXIX, № 11. – С. 2164 – 2172.
4. Weiß M. Time and Frequency Synchronization Aspects for Bistatic SAR Systems // EUSAR 2004. – Ulm, Germany. – 2004. – Vol. 1. – P. 395 – 399.
5. Lynch D. Research Laboratory Space-Time Adaptive Processing Algorithm Development Tool // AFRL Technology Horizons®. – 2004. – Vol. 3. – P. 36 – 37.

Поступила в редакцию 1.12.2004

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.К. Волосюк, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

УДК 681.325

Г.А. КУЧУК, А.А. БОЛЮБАШ

Харьковский университет Воздушных Сил, Украина

МАРШРУТИЗАЦИЯ СЛУЖЕБНОЙ ИНФОРМАЦИИ СИСТЕМЫ КОНТРОЛЯ И АНАЛИЗА КОСМИЧЕСКОЙ ОБСТАНОВКИ

Предлагается метод маршрутизации служебной информации, позволяющий минимизировать ее объем. Тем самым увеличивается время использования сети передачи данных системы контроля и анализа космической обстановки Украины.

система контроля и анализа космической обстановки, сеть передачи данных, центр коммутации пакетов, маршрутизация служебной информации

Постановка проблемы

Система контроля и анализа космической обстановки (СКАКО) Украины предназначена для формирования и доведения до потребителей информации о космической обстановке [1]. В частности, в ближайшее время планируется использование СКАКО для решения задач в интересах обеспечения безопасности полетов летательных аппаратов гражданской авиации [2]. Опыт эксплуатации одной из составляющих СКАКО – подсистемы информационного обеспечения потребителей [2], показал, что наиболее подвержены внешним воздействиям и, соответственно, чаще выходят из строя центры коммутации пакетов (ЦКП) и линии связи сетей передачи данных (СПД) СКАКО. Можно предположить, что в таких условиях работоспособность СПД зависит от организации согласования маршрутных таблиц ЦКП и обнаружения отказов между ЦКП СКАКО [3]. Поэтому задача создания современных сетей передачи данных СКАКО, в частности, для систем обеспечения безопасности полетов летательных аппаратов гражданской авиации, посредством совершенствования методов маршрутизации служебной информации с использованием новейших разработок в данной области, является одной из важнейших задач, которые должны быть решены в процессе развития современных авиационно-космических технологий.

Анализ литературы

Анализ современной литературы показал, что для большинства современных СПД непрерывность интервала времени применения в условиях скачкообразного изменения интенсивности интегральных потоков, обусловленного динамикой изменения воздушной и космической обстановки, и большого числа отказов элементов сети, не является главной характеристикой, т.е. большинство СПД не ориентированы на применение в экстремальных условиях [4 – 6]. С этим связано то, что задачи, связанные с маршрутизацией служебной информации, как правило, рассматриваются в качестве ограничений при решении задачи маршрутизации пользовательской информации [7 – 8], поэтому зависимость возникновения перегрузок маршрутизатора в условиях скачкообразного изменения интенсивности интегральных потоков и большого числа отказов элементов сети от применяемого в СПД метода маршрутизации служебной информации исследована слабо.

Задача маршрутизации служебной информации наиболее актуальна для СПД, поддерживающих качество обслуживания и предназначенных для эксплуатации в экстремальных условиях, а именно, для сетей передачи данных систем обеспечения безопасности полетов летательных аппаратов гражданской авиации.

Цель статьи

Разработать метод маршрутизации служебной информации, позволяющий минимизировать объем служебной информации, циркулирующей в СПД, путем определения рациональных частот распространения служебных сообщений для увеличения непрерывного интервала времени применения СПД систем обеспечения безопасности полетов летательных аппаратов гражданской авиации.

1. Расчет частоты распространения обновляющих сообщений и сообщений об отказах элементов СПД

Для разработки метода маршрутизации служебной информации в качестве базового был выбран

метод, примененный в протоколе OSPF. Заметим, что основа метода остается без изменений, т.е. согласно протоколу OSPF распространяется три вида сообщений: сообщения HELLO, которым маршрутизатор оповещает “соседей” о своей работоспособности, обновляющее сообщение о состоянии каналов связи и сообщение об отказах, которое распространяется в моменты выхода из строя элементов сети. Описание сущности предлагаемого метода приводится ниже.

Создается таблица статистических данных, в которую заносятся моменты возникновения отказов в течение суток.. Пример таблицы статистических данных о возникновении отказов приведен в табл. 1 [9], где $n_{отк}$ – количество отказов, возникших в течение суток.

Таблица 1

Таблица статистических данных о возникновении отказов

№отк	1	2	3	4	..	..	..	15	16	..	20	21	..	$n_{отк}$
$t_{отк_i}$	0.10.16	1.32.45	4.57.03	10.20.14	..	..	..	13.03.25	14.09.01	..	17.10.17	17.45.23	..	23.58.23

На основании накапливаемых статистических данных о возникновении отказов вычисляется средний интервал времени между отказами [9]:

$$t_{отк_{ср}} = \sum_{i=1}^{k_{np}} (t_{отк_{i-1}} - t_{отк_i}) / k_{np}, \quad (1)$$

где $t_{отк_i}$ – моменты времени возникновения отказов, $i = \overline{1, n_{отк}}$; k_{np} – количество отказов на данный момент времени, $k_{np} \in (1; n_{отк})$.

Если вычисленный средний интервал времени между возникновением отказов превышает величину, установленную протоколом OSPF для распространения обновляющего сообщения о состоянии элементов СПД (как правило $\Delta t_{oc1}^{OSPF} = 30$ мин), то распространяется обновляющее сообщение l_{oc} :

$$\left(t_{отк_i} + t_{отк_{ср}} > t_{отк_i} + \Delta t_{oc1}^{OSPF} \right),$$

иначе распространяется сообщение о возникновении отказа l_{oc} :

$$\left(t_{отк_i} + t_{отк_{ср}} \leq t_{отк_i} + \Delta t_{oc1}^{OSPF} \right).$$

Однако, большая часть служебной информации, распространяемой в OSPF, приходится на сообщения HELLO, поэтому исследуем возможность уменьшения частоты их распространения, используя средний интервал времени между возникновением отказов без ухудшения надежностных характеристик.

2. Обоснование возможности уменьшения объема служебной информации

Задача определения выхода из строя элементов сети соседних ЦКП (маршрутизаторов) возложена на сообщения HELLO.

Для расчета частоты распространения сообщений HELLO предположим, что поток отказов на средних интервалах времени между возникновением отказов обладает свойствами ординарности и ограниченного последствия, т.е. адекватен модели системы массового обслуживания $M/*/*$. Вероятность возникновения отказа в пределах интервала $(t_{отк_{i-1}}; t_{отк_i})$ в $M/*/*$ равна [9, 10]:

$$P_{отк}(t \in (t_{отк_{i-1}}; t_{отк_i})) = 1 - \exp^{-\lambda_{отк} t}, \quad (2)$$

где $\lambda_{отк}$ – интенсивность отказов элементов СПД.

Если задана вероятность отказа для СПД в целом, $P_{отк_{задан}}$ то для интервала $(t_{отк_{i-1}}; t_{отк_i})$ возможно регулирование частоты распространения сообщения HELLO, т.е. пока $P_{отк}(t \in (t_{отк_{i-1}}; t_{отк_i})) \leq P_{отк_{задан}}$, можно минимизировать v_{HELLO} .

При достаточно долгом использовании СПД можно предположить, что частота возникновения отказа на интервале $(t_{отк_{i-1}}; t_{отк_i})$ будет равномерно возрастать от 0 до 1 [10].

Рассмотрим аналитические выражения, описывающие модель $M/*/*$ в данных условиях. В момент времени $t_{отк_{i-1}}$ будем считать частоту возникновения отказов близкой к нулю, т.е. $P^*(t_{отк_{i-1}}) \cong 0$ (так как отказ уже произошел), а в момент времени $t_{отк_i}$ предположим, что частота возникновения отказов равна частоте возникновения отказов в момент времени $t_{отк_{i-1}} + t_{отк_{ср}}$, т.е.

$$P^*(t_{отк_i}) \approx P^*(t_{отк_{i-1}} + t_{отк_{ср}}).$$

Частота возникновения отказов в момент времени $t_{отк_i}$ равна [9]:

$$P^*(t_{отк_i}) \approx P^*(t_{отк_{i-1}} + t_{отк_{ср}}) = \frac{\frac{T_{набл}}{t_{отк_{ср}}} - k_{np}}{T_{набл}} \cdot \tau, \quad (3)$$

где $T_{набл}$ – интервал времени сбора статистических данных.

Имея значения частоты возникновения отказов на обеих границах интервала $(t_{отк_{i-1}}; t_{отк_i})$ и учитывая свойства потока отказов, можно рассчитать значения частоты возникновения отказа на элементарных интервалах времени $\tau = 1$ с внутри интервала $(t_{отк_{i-1}}; t_{отк_i})$.

Геометрический способ расчета частоты возникновения отказа на элементарных интервалах времени представлен на рис. 1.

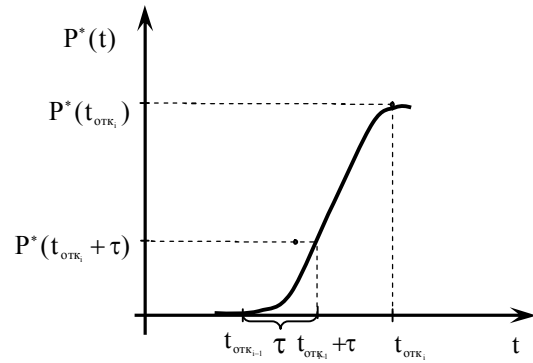


Рис. 1. Расчет частоты возникновения отказа на элементарных интервалах времени

Частота возникновения отказа в момент времени $t_{отк_{i-1}} + s \cdot \tau$ равна

$$P^*(t_{отк_{i-1}} + s \cdot \tau) = \frac{s \cdot \tau \cdot P^*(t_{отк_i})}{t_{отк_i} - t_{отк_{i-1}}}. \quad (4)$$

где s – число элементарных интервалов τ .

Однако, исходя из накопленных статистических данных, можно предположить, что момент наступления следующего отказа равен сумме момента времени наступления текущего отказа и среднего интервала времени возникновения отказа, вычисленного на основе статистических данных, а именно

$$t_{отк_i} = t_{отк_{i-1}} + t_{отк_{ср}}. \quad (7)$$

Тогда, учитывая выражения (4) и (7), получим

$$P^*(t_{отк_{i-1}} + s \cdot \tau) = \frac{s \cdot \tau \cdot \left(\frac{T_{набл}}{t_{отк_{ср}}} - k_{np} \right)}{T_{набл}} =$$

$$= \frac{t_{откр} \cdot s \cdot \tau \cdot \left(\frac{T_{набл}}{t_{откр}} - k_{np} \right)}{T_{набл}}. \quad (5)$$

В методе маршрутизации, который применяется в протоколе OSPF, обычно частота распространения пакетов сообщения HELLO равна 10 с. Необходимо отметить, что после передачи очередного сообщения HELLO и до передачи следующего маршрутизатор не имеет возможности отслеживать состояние соседних маршрутизаторов и, соответственно, сообщать о своем состоянии, т.е. находится в пассивном состоянии. Частота распространения пакетов сообщения HELLO получена разработчиками маршрутизаторов, ориентированных на использование протокола OSPF, в результате длительного сбора и обработки статистических данных о возникновении отказов элементов сети передачи данных в процессе эксплуатации таких сетей как Internet, ARPANET и др. Однако значение частоты распространения пакетов сообщения HELLO может быть изменено в зависимости от требований предъявляемых к конкретной сети, в результате чего возможно уменьшить объем служебной информации, циркулирующей в СПД.

3. Расчет частоты распространения сообщений HELLO

Исходя из вышеизложенного, разобьем интервал времени между отказами $(t_{откр_{i-1}}; t_{откр_i})$ на интервалы по 10 с. Частота события, при котором отказ элемента сети наступит в момент нахождения маршрутизатора в пассивном состоянии, равна

$$P_{cp}^*(0 < s \cdot \tau < T_{HELLO}) = \frac{s \cdot \tau}{T_{HELLO}}, \quad (6)$$

где T_{HELLO} – период распространения пакетов сообщения HELLO.

Число таких интервалов пассивного состояния на интервале $(t_{откр_{i-1}}; t_{откр_i})$ будет равно

$$k_{инт.нас} = (t_{откр_i} - t_{откр_{i-1}}) \cdot \nu_{HELLO}. \quad (7)$$

Тогда средняя частота события, при котором отказ элемента сети наступит в момент нахождения маршрутизатора в пассивном состоянии, равна [9]:

$$P_{cp}^*(0 < s \cdot \tau < T_{HELLO}) = \frac{\sum_{k=1}^{k_{инт.нас}} k_{np} \cdot \frac{s \cdot \tau}{T_{HELLO}}}{k_{инт.нас}}. \quad (8)$$

Средняя частота возникновения отказа на интервале нахождения маршрутизатора в пассивном состоянии внутри интервала $(t_{откр_{i-1}}; t_{откр_i})$ равна

$$\begin{aligned} P_{cp}^*[(0 < s \cdot \tau < T_{HELLO}) \in (t_{откр_{i-1}}; t_{откр_i})] = \\ = \frac{\sum_{s=1}^{t_{откр}} \frac{t_{откр} \cdot s \cdot \tau \cdot \left(\frac{T_{набл}}{t_{откр}} - k_{np} \right)}{T_{набл}}}{t_{откр}} \times \\ \times \frac{\sum_{k=1}^{k_{инт.нас}} T_{HELLO}^{-1} \sum_{j=1}^{T_{HELLO}} k_{np} \cdot \frac{s_j \cdot \tau}{T_{HELLO}}}{k_{инт.нас}}. \end{aligned} \quad (9)$$

Рассчитанное по формуле (9) значение для разработанного метода можно принять в качестве максимально допустимого значения средней частоты возникновения отказа $P_{доп}^*$ на интервале нахождения маршрутизатора в пассивном состоянии внутри интервала $(t_{откр_{i-1}}; t_{откр_i})$, т.е. имеет место следующее условие [11]:

$$P_{cp}^*[(0 < s \cdot \tau < T_{HELLO}) \in (t_{откр_{i-1}}; t_{откр_i})] \leq P_{доп}^*, \quad (10)$$

или

$$\begin{aligned} \frac{\sum_{s=1}^{t_{откр}} \frac{t_{откр} \cdot s \cdot \tau \cdot \left(\frac{T_{набл}}{t_{откр}} - k_{np} \right)}{T_{набл}}}{t_{откр}} \times \\ \times \frac{\sum_{k=1}^{k_{инт.нас}} T_{HELLO}^{-1} \sum_{j=1}^{T_{HELLO}} k_{np} \cdot \frac{s_j \cdot \tau}{T_{HELLO}}}{k_{инт.нас}} \leq P_{доп}^*. \end{aligned} \quad (11)$$

Учитывая выражения (7) – (9), можно увеличить T_{HELLO} , пока будет выполняться условие (11), существенно уменьшить объем служебной информа-

ции, распространяемой маршрутизатором. Исходя из априорных данных, изложенных в [6], предполагается, что в результате применения разработанного метода маршрутизации служебной информации значение непрерывного интервала времени применения СПД увеличится приблизительно в 1,2 – 1,5 раза.

4. Имитационная модель

Для подтверждения теоретических результатов применения разработанного метода маршрутизации служебной информации для увеличения времени применения СПД АСУ было проведено имитационное моделирование процесса функционирования сегмента СПД в экстремальных условиях [11].

Объектом имитационного статистического моделирования является процесс маршрутизации служебной информации.

Цели имитационного статистического моделирования:

- проверка работоспособности разработанного метода маршрутизации служебной информации;
- разработка рекомендаций по усовершенствованию

ванию СПД систем обеспечения безопасности полетов летательных аппаратов гражданской авиации в процессе их расширения.

Для проверки работоспособности и определения преимуществ применения разработанного метода маршрутизации служебной информации в СПД необходимо смоделировать нагрузки, которые возникают в сети в экстремальных условиях.

Для этого проводилось моделирование изменений интенсивности входного потока пакетов, расчет усредненных значений интенсивности входного потока пакетов данных и потока отказов ЦКП СПД с использованием статистических данных об изменении интенсивности потока пользовательских данных во время проведения двухдневных опытных испытаний сегмента СКАКО назначения относительно интенсивности потока пользовательских данных при повседневной деятельности.

На основе исходных данных [11], рассчитаем усредненные значения интенсивности входного потока пакетов данных и потока отказов ЦКП СПД при эксплуатации СПД в экстремальных условиях (рис. 2) [9, 11].

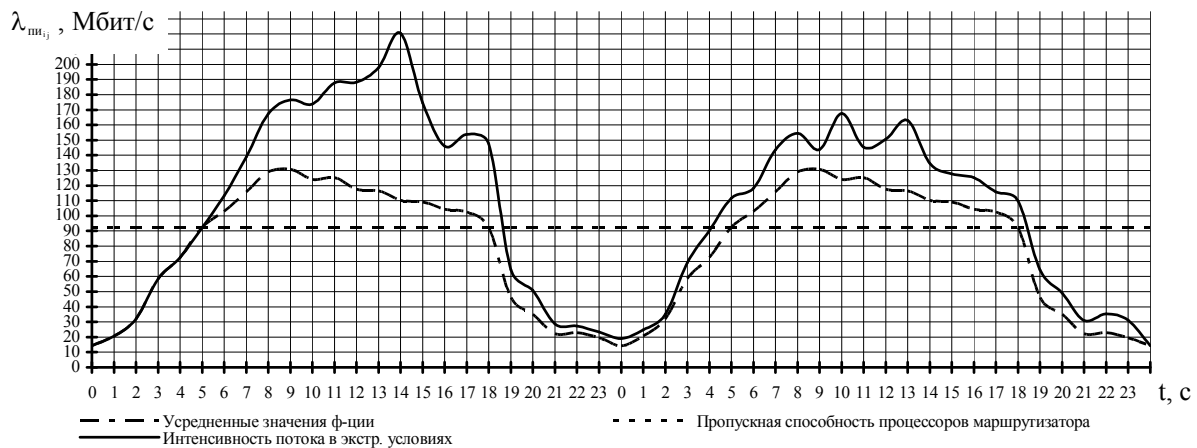


Рис. 2. График изменения интенсивности потока данных СКАКО в экстремальных условиях относительно интенсивности потока при повседневной деятельности

Необходимо отметить, что в ходе моделирования была увеличена интенсивность отказов сетевых устройств. Имитировались полные и частичные выведения из строя ЦКП и каналов связи СПД сегмента СКАКО, поэтому интенсивность возникновения отказов элементов СПД в среднем увеличилась

в 2,3 раза по сравнению с процессом функционирования СПД при повседневной деятельности. Результаты расчетов интенсивности отказов элементов сети передачи данных АСУ критического и двойного назначения в экстремальных условиях представлены на рис. 3.

Используя вышеизложенный материал, в результате расчетов получаем зависимость заполнения буфера маршрутизатора от изменения интенсивности интегрального потока. Результаты расчетов представлены на рис. 4 [9, 11]. Очевидно, что при использовании метода маршрутизации слу-

жебной информации протокола OSPF в момент полной загрузки буфера произойдет отказ маршрутизатора, т.е. пакет данных, поступивший на вход маршрутизатора в данный момент, вследствие отсутствия свободных процессоров и отсутствия свободного места в буфере, будет отвергнут (потерян).

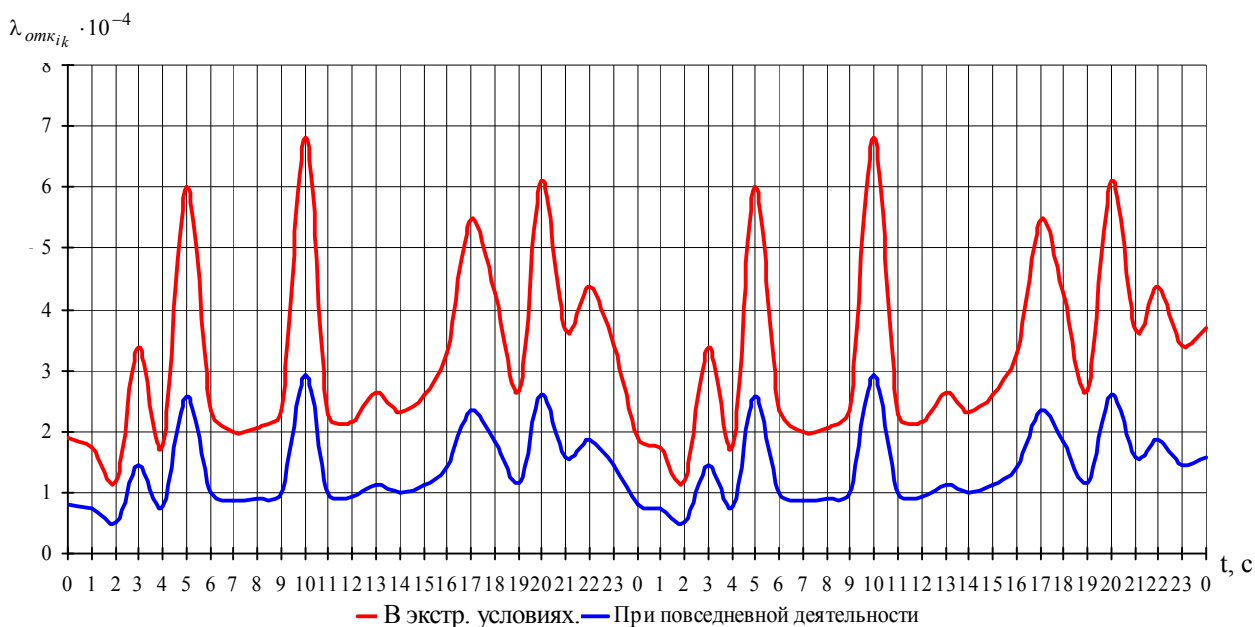


Рис. 3. Интенсивность отказов элементов СПД

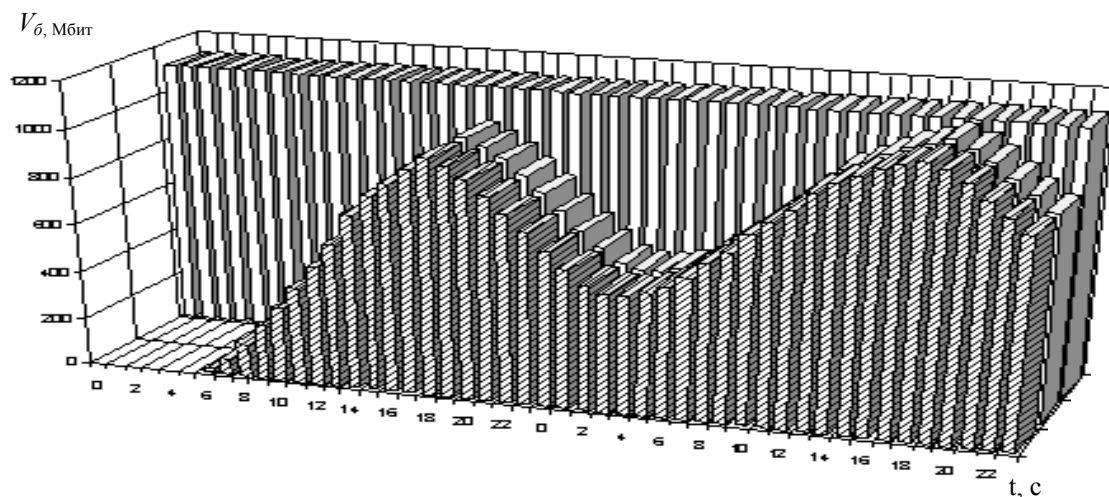


Рис. 4. График заполнения буфера маршрутизатора во время проведения двухдневных испытаний

В моделируемых условиях непрерывный интервал времени применения СПД, в которой использован метод маршрутизации служебной информации, реализованный в протоколе OSPF, будет равен 41 час из наблюдаемых 48 часов. Время применения сети передачи данных, в которой применен разработанный метод маршрутизации служебной ин-

формации, будет равно 48 часам.

Выигрыш, полученный в результате применения разработанного метода маршрутизации служебной информации по сравнению с методом маршрутизации, применяемом в протоколе OSPF, составил 14,6% от общей продолжительности работы сегмента СПД СКАКО в моделируемых условиях.

Необходимо подчеркнуть, что перегрузка маршрутизатора, возникающая при применении метода маршрутизации служебной информации протокола OSPF, является периодической и будет наблюдаться до тех пор, пока интенсивность пользовательской информации не начнет уменьшаться, т.е. в моменты генерации и распространения сообщений HELLO, обновляющих сообщений и сообщений о возникновении отказов поступающие на вход маршрутизатора пакеты будут отвергаться.

Выводы

Разработанный метод маршрутизации служебной информации позволяет:

- 1) определять для СПД систем обеспечения безопасности полетов летательных аппаратов гражданской СКАКО рациональную частоту распространения служебной информации;
- 2) уменьшить объем служебной информации, циркулирующей в СПД систем обеспечения безопасности полетов летательных аппаратов гражданской СКАКО, на 15 – 20%;
- 3) увеличить непрерывный интервал времени использования СПД систем обеспечения безопасности полетов летательных аппаратов гражданской авиации приблизительно в 1,2 – 1,5 раза в условиях скачкообразного изменения интенсивности интегральных потоков и большого числа отказов элементов сети по сравнению с методом, реализованным в протоколе OSPF.

Разработанный метод маршрутизации служебной информации может быть использован при создании новых и совершенствовании находящихся на эксплуатации СПД систем обеспечения безопасности полетов летательных аппаратов гражданской авиации в процессе их расширения, а также для разработки более рационального метода маршрутизации пользовательской информации.

Литература

1. Система космического навигационного обеспечения Украины // Пояснительная записка эскизного проекта по теме «Навигация». АФКЕ.461513.010. – Х.: НИИРИ, 2000. – 264 с.
2. Система навигационного обеспечения и единого времени // Пояснительная записка аванпроекта по теме «Навигация». – АФКЕ. 461513.005. – Х.: НИИРИ, 1998. – 260 с.
3. Олифер В.Г., Олифер Н.А. Компьютерные сети. Принципы, технологии, протоколы. – С.-Пб.: Питер, 2001. – 672 с.
4. Бэкман Д. Системы обмена сообщениями на новом витке развития // Сети и системы связи. – 1999. – № 2. – С. 50 – 60.
5. Галлагер Р.Д., Бертсекас Д. Сети передачи данных: Пер. с англ. / Под ред. Б.С. Цыбакова. – М., 1989. – 544 с.
6. Зайченко Ю.П. Комп'ютерні мережі. – К.: Слово, 2003. – 283 с.
7. Клещев Н.Т. Телекоммуникации. Мир и Россия. Состояние и тенденции развития. – М.: Радио и связь, 1999. – 480 с.
8. Королёв А.В., Кучук Г.А., Пашнев А.А. Управление сетевыми ресурсами. – Х.: ХВУ. – 2004. – 272 с.
9. Болюбаш А.А. Характеристики процесса перегрузок маршрутизатора // Вестник НТУ „ХПИ”. – Х.: НТУ „ХПИ”. – 2003. – Вип. 26. – С. 141 – 146.
10. Медиченко М.П. Основы теории систем и управления. – Х.: ХВВКУ, 1981. – 112 с.
11. Явтушенко А.Н., Болюбаш А.А., Соболев М.А. Расчет усредненных значений интенсивности потока пользовательской информации // Системи обробки інформації. – Х.: ХВУ. – 2004. – Вип. 3. – С. 227 – 232.

Поступила в редакцию 5.01.2005

Рецензент: д-р техн. наук, проф. О.Н. Фоменко, Харьковский университет Воздушных Сил, Харьков.

УДК 621.391

А.А. КУЗНЕЦОВ, А.И. ТИМОЧКО, С.И. ПРИХОДЬКО, А.С. ПОСТОЛЬНЫЙ*Харьковский университет Воздушных Сил, Украина***АЛГЕБРАИЧЕСКИЙ МЕТОД ПОСТРОЕНИЯ РЕКУРСИВНЫХ СВЕРТОЧНЫХ КОДОВ ДЛЯ СТАНДАРТОВ КОСМИЧЕСКОЙ СВЯЗИ**

Предлагается алгебраический метод построения рекурсивных сверточных кодов в несистематическом виде. Получены аналитические выражения, устанавливающие связь между параметрами недвоичных циклических кодов и алгебраически заданных рекурсивных сверточных кодов в несистематическом виде.

рекурсивный сверточный код, порождающий многочлен, циклический код

**1. Постановка проблемы
в общем виде, анализ литературы**

Важным показателем эффективности спутниковых систем связи является помехоустойчивость, т.е. способность системы функционировать в условиях воздействия помех всех видов. Мощным средством борьбы с ошибками в каналах спутниковой связи является помехоустойчивое кодирование. Перспективным направлением в его развитии является разработка и исследование параллельных каскадных схем с рекурсивными сверточными кодами, т.н. турбокодов (ТК).

В настоящее время ТК утверждены несколькими стандартами космической связи [1 – 4]: в 1999 г. американским комитетом CCSDS (Consultative Committee for Space Data Systems) в стандарте передачи телеметрической информации с космических аппаратов [1]; в феврале 2000 г. консорциумом DVB в стандарте DVB-RCS [2 – 4] для передачи информации по обратному спутниковому каналу (Return Channel for Satellite — RCS), т.е. в направлении от спутника к абоненту; в новом стандарте спутниковой системы связи Inmarsat. Кроме того, компанией TurboConcept в партнерстве с европейским спутниковым оператором Eutelsat разработан турбодекодер TC1000 в соответствии со стандартом DVB-RCS. Широкое применение ТК обусловлено их высокой энергетической эффективностью, которая прибли-

жается, в некоторых случаях, к теоретическому пределу [5, 6]. Однако отсутствие регулярных алгебраических алгоритмов построения рекурсивных сверточных кодов с хорошими конструктивными параметрами и большой длиной кодового ограничения сдерживает дальнейшее развитие ТК. Большинство хороших сверточных кодов получено переборным методом [7, 8], сложность которого растет экспоненциально. Следовательно, разработка и исследование алгебраических методов построения рекурсивных сверточных кодов является актуальной научно-технической задачей, имеющей важное научное и прикладное значение для повышения качества спутниковой связи путем совершенствования стандартов и протоколов помехоустойчивого кодирования.

2. Алгебраические методы построения сверточных кодов

Сверточные коды принадлежат подклассу древо-видных линейных кодов и являются в общетеоретическом плане обобщением линейных блочных кодов на случай бесконечной длины. В то же время, в отличие от блочных кодов, развитие которых шло преимущественно с использованием алгебраических методов, большинство хороших сверточных кодов получено переборным методом. В этом смысле сверточные коды относят преимущественно к слу-

чайным непрерывным кодам [7, 8]. Существенным преимуществом сверточных кодов является их энергетическая эффективность, существенно превосходящая энергетический выигрыш от кодирования большинства линейных блочных кодов. Полученные верхние и нижние границы для вероятности ошибки при декодировании методом Витерби показывают, что кодовые характеристики сверточных кодов лучше, чем у блочных кодов той же длины [7 – 10]. Строгое доказательство и вывод границ Витерби приведено в [9, 10].

Недостатком большинства известных методов построения сверточных кодов является быстрый рост сложности переборного алгоритма. Так, для сверточного кода с длиной кодового ограничения v , выходная последовательность зависит от v входных символов, т.е. произвольный сверточный код над $GF(q)$ можно однозначно задать только путем определения логики преобразований входных символов, которая может быть представлена регистром сдвига с v ячейками (рис. 1).

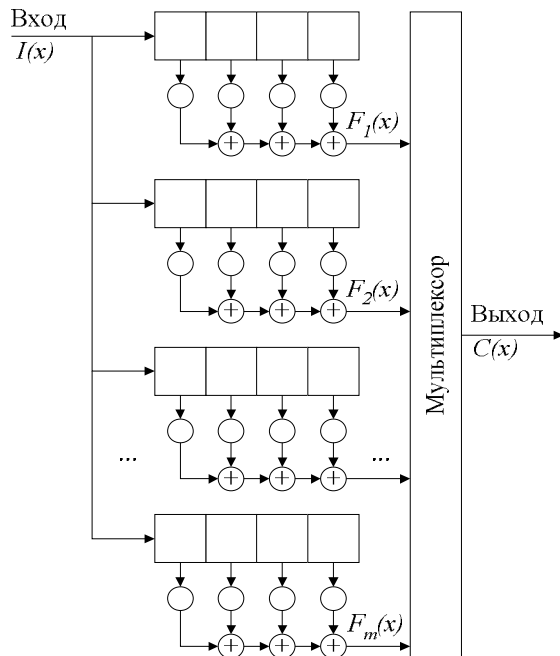


Рис. 1. Несистематический нерекурсивный сверточный кодер

Действительно, если сверточный код представить в полиномиальном виде через порождающие многочлены $g_1(x), g_2(x), \dots, g_m(x)$ следующего вида:

$$g_1(x) = g_{1,r-1}x^{r-1} + g_{1,r-2}x^{r-2} + \dots + g_{1,1}x + g_{1,0};$$

$$g_2(x) = g_{2,r-1}x^{r-1} + g_{2,r-2}x^{r-2} + \dots + g_{2,1}x + g_{2,0}; \quad (1)$$

...

$$g_m(x) = g_{m,r-1}x^{r-1} + g_{m,r-2}x^{r-2} + \dots + g_{m,1}x + g_{m,0},$$

то сверточный кодер (рис. 1) будет представлять собой цепь регистров сдвига с отводами, заданными коэффициентами порождающих многочленов (1). Запишем информационную последовательность в виде многочлена

$$I(x) = I_{r-1}x^{r-1} + I_{r-1}x^{r-1} + \dots + I_1x + I_0, \quad (2)$$

где I_j – информационные кадры, причем $I_j = \{i_1, i_2, \dots, i_{k^0}\}$ и в большинстве случаев $k^0 = 1$.

Кодовое слово $C(x)$ формируется путем последовательного считывания символов при одинаковых степенях многочленов:

$$F_1(x) = I(x)g_1(x); \dots; F_m(x) = I(x)g_m(x).$$

Следовательно, для полного перебора всех возможных сверточных кодов с кодовым ограничением $v = r \cdot k^0$ следует перебрать, как минимум,

$$N = \sum_{i=0}^v (q-1)^i C_v^i = q^v = q^{rk^0}$$

вариантов, где r – максимальная степень порождающих многочленов $g_1(x), g_2(x), \dots, g_m(x)$ сверточного кода; k^0 – длина информационного кадра; q – мощность ансамбля кодовых символов.

Даже для небольших r, k^0 и q сложность переборного алгоритма неприемлемо высока.

Другой подход построения сверточных кодов состоит в использовании мощного математического аппарата циклических кодов и обобщении их до бесконечной длины.

В работах [11 – 14] предложен конструктивный метод алгебраического построения нерекурсивных сверточных кодов в несистематическом виде со скоростью кодирования $R = 1/m$, где m – степень расширения базового поля $GF(q^m)$, над которым фиксируется циклический код. Конструктивные параметры построенного таким образом сверточного кода определяются следующей теоремой.

Теорема 1 [14]. Несистематический сверточный код над $GF(q)$ (рис. 1) с $R = 1/m$ однозначно задается многочленом $g(x)$ над $GF(q^m)$. Если многочлен $g(x)$ задает недвоичный (N, K, D) циклический код над $GF(q^m)$, то он однозначно определяет (n, k) несистематический сверточный код над $GF(q)$ с параметрами: $k^0 = 1$; $n^0 = m$; $v = r \cdot k^0 = r$; $k = r + 1$; $n = (r + 1) \cdot n^0 = k \cdot m$; $R = 1/m$; $d_\infty \geq D$; $C(x) = I(x) \cdot P(x)$.

Теорема 1 дает мощный механизм для алгебраического построения сверточных кодов. Действительно, зная порождающий многочлен

$$g(x) = (g_{1,r-1}, g_{2,r-1}, \dots, g_{m,r-1})x^{r-1} + \dots + (g_{1,0}, g_{2,0}, \dots, g_{m,0})$$

недвоичного (N, K, D) циклического кода над $GF(q^m)$ всегда можно найти порождающие многочлены $g_1(x), g_2(x), \dots, g_m(x)$ нерекурсивного сверточного кода в несистематическом виде. Конструктивные параметры такого кода алгебраически связаны с параметрами исходного циклического (N, K, D) кода над $GF(q^m)$. Недостатком рассмотренного способа является ограничение по скорости кодирования сверточных кодов – результат теоремы 1 позволяет алгебраически задавать сверточные коды только с $R = 1/m \leq 1/2$.

В работах [13, 14] развит математический аппарат алгебраического построения нерекурсивных сверточных кодов в несистематическом виде через порождающий многочлен $g(x)$ недвоичного (N, K, D) циклического кода над $GF(q^m)$ и снято ограничение по скорости кодирования. Основной результат представим следующей теоремой.

Теорема 2 [14]. Зафиксируем конечное множество H элементов поля $GF(q^m)$ причем $\log_q |H| = k^0$, $m \geq k^0$. Тогда произвольный многочлен $g(x)$ степени r с коэффициентами над $GF(q^m)$ полностью определяет несистематический сверточный (n, k) код над $GF(q)$ с информационным кадром длины k^0 . Если многочлен $g(x)$ задает недвоичный (N, K, D) циклический код над $GF(q^m)$, то он однозначно определяет (n, k) несистематический сверточный код над $GF(q)$

с параметрами: $n^0 = m$; $v = r \cdot k^0$; $k = (r+1) \cdot k^0$; $n = k \cdot n^0 / k^0$; $R = k^0 / m$; $m \geq k^0$; $d_\infty \geq D$.

Теорема 2 обобщает результат теоремы 1 на случай $k^0 \geq 1$ и позволяет алгебраически строить нерекурсивные сверточные коды в несистематическом виде с требуемыми параметрами.

В [13, 14] рассмотрены алгоритмы построения сверточных кодов и формирования их порождающих многочленов, предложен конструктивный подход по прогнозированию (уточнению) истинного свободного кодового расстояния d_∞ , алгебраически заданного нерекурсивного сверточного кода в несистематическом виде.

Теоремы 1, 2 оперируют недвоичными нерекурсивными циклическими кодами. Построенные на их основе сверточные коды являются, по сути, обобщением исходного циклического кода на случай бесконечной длины и также являются нерекурсивными схемами. В то же время, как показано в работе [15], применение рекурсивного сверточного кодера с бесконечным импульсным откликом позволяет получить наиболее благоприятную форму дистанционного спектра турбокода для минимизации вероятности ошибочного декодирования, а использование нерекурсивных схем нецелесообразно. Актуальными представляются разработка и исследование алгебраических методов построения рекурсивных сверточных кодов.

3. Разработка алгебраических рекурсивных сверточных кодов

Для построения алгебраических рекурсивных сверточных кодов в несистематическом виде воспользуемся свойствами циклических кодов [7, 8, 16, 17]. Каждый линейный (n, k, d) код над $GF(q)$ является подпространством $GF^k(q)$ пространства $GF^n(q)$. Циклический код является частным случаем подпространства, так как обладает дополнительным свойством цикличности. Каждый вектор из $GF^n(q)$ представим многочленом от формальной перемен-

ной x степени не выше $n - 1$. Компоненты вектора отождествим с коэффициентами многочлена. Множество многочленов обладает структурой векторного пространства, идентичной структуре пространства $GF^n(q)$, а также структурой кольца многочленов $GF(q)[x]/(x^n - 1)$.

В кольце многочленов определено умножение

$$p_1(x) \cdot p_2(x) = R_{x^n-1}[p_1(x) \cdot p_2(x)].$$

Циклический сдвиг запишется в виде выражения

$$x \cdot p(x) = R_{x^n-1}[x \cdot p(x)].$$

Если кодовые слова (n, k, d) кода над $GF(q)$ задаются в виде многочленов, то код является подмножеством кольца $GF(q)[x]/(x^n - 1)$. Код является циклическим, если вместе с кодовым словом $c(x)$ он содержит также многочлен $x \cdot c(x)$.

Любой циклический код можно задать через порождающий многочлен $g(x)$, что доказывает следующая теорема.

Теорема 3 [16]. Единственный приведенный ненулевой многочлен $g(x)$ наименьшей степени $r = n - k$ однозначно задает (n, k, d) циклический код над $GF(q)$ и обозначается порождающим многочленом, причем

$$g(x) = \prod_i (x - \beta^i),$$

где $\beta^i \in GF(q^m)$.

Теорема 3 дает мощный механизм построения циклических кодов. Как показано выше, его использование позволяет эффективно реализовать процедуру кодирования, используя нерекурсивные цифровые фильтры. В то же время циклический код можно однозначно задать другим многочленом – мультипликативно обратным многочлену $g(x)$. Справедлива лемма.

Лемма 1. Единственный многочлен $h(x)$ (проверочный многочлен) – мультипликативно обратный приведенному ненулевому многочлену $g(x)$ однозначно задает (n, k, d) циклический код над $GF(q)$ и обозначается проверочным многочленом, причем, если

$$g(x) = \prod_i (x - \beta^i),$$

то

$$h(x) = \prod_j (x - \beta^j),$$

где $\beta^i, \beta^j \in GF(q^m), j \neq i$.

Доказательство. Многочлен $g(x)$ делит многочлен $x^n - 1$, который, в свою очередь, делит многочлен $x^m - 1$, так что $g(x)$ делит также $x^{q^m-1} - 1$. Пусть α – примитивный элемент поля $GF(q^m)$, пусть $q^m - 1 = n \cdot b$, и пусть $\beta = \alpha^b$. Тогда все корни многочлена $x^n - 1$, как и корни многочлена $g(x)$, исчерпываются степенями элемента β . Простые делители многочлена $x^n - 1$ имеют своими корнями только такие элементы. Следовательно, в кольце многочленов $GF(q)[x]/(x^n - 1)$ существует некоторый многочлен $h(x)$, являющийся сомножителем $g(x)$ в разложении двучлена $x^n - 1$, т.е. существует многочлен $h(x)$ – делитель $x^n - 1$ и корни многочлена $h(x)$ также исчерпываются степенями элемента β . Это означает, что произвольный циклический код можно однозначно задать либо порождающим многочленом $g(x)$, либо мультипликативно обратным ему в кольце $GF(q)[x]/(x^n - 1)$ многочленом $h(x)$, причем, если $g(x) = \prod_i (x - \beta^i)$, то $h(x) = \prod_j (x - \beta^j)$, где $\beta^i, \beta^j \in GF(q^m), j \neq i$.

Следствие. $\deg h(x) = n - \deg g(x) = n - r = k$.

Воспользуемся проверочным многочленом для построения правила циклического кодирования в несистематическом виде. Запишем кодовое слово несистематического циклического кода

$$C(x) = I(x) \cdot g(x).$$

Выразим порождающий многочлен $g(x)$ через проверочный многочлен $h(x)$ и двучлен $x^n - 1$:

$$g(x) = (x^n - 1)/h(x),$$

с операцией деления в кольце многочленов $GF(q)[x]/(x^n - 1)$. После подстановки получим

$$C(x) = I(x)/h(x). \quad (3)$$

Для реализации процедуры деления на многочлен воспользуемся цифровым фильтром с беско-

нечным импульсным откликом (рекурсивным фильтром) [16, 17]. На рис. 2 приведена структурная схема цифрового рекурсивного фильтра.

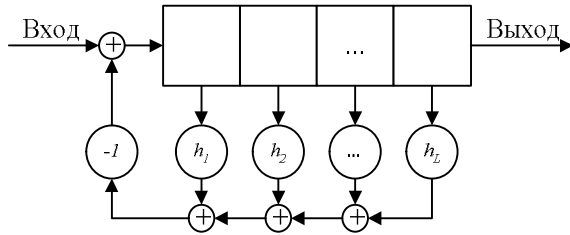


Рис. 2. Цифровой рекурсивный фильтр

Если на вход цифрового рекурсивного фильтра подать последовательность символов $\{i_k, \dots, i_1, \dots, i_0\}$, то считанная с выхода последовательность $\{c_k, \dots, c_1, \dots, c_0\}$ удовлетворяет рекурсии:

$$c_j = -\sum_{i=1}^L h_i i_{j-i} + i_j.$$

Пусть проверочный многочлен задан в виде

$$h(x) = h_0 + h_1 x + h_2 x^2 + \dots + h_k x^k. \quad (4)$$

Тогда несистематический кодер, реализующий правило (3), представим в виде схемы на рис. 2.

Воспользуемся выражением (3) для построения алгебраических рекурсивных сверточных кодов в несистематическом виде. Рассмотрим процедуру сверточного кодирования с $R = 1/m$. Зададим рекурсивный кодер в виде рекурсивного фильтра как на рис. 2. Подадим на вход устройства информационный многочлен (2), в общем случае бесконечной длины. Выходную последовательность с символами из $GF(q^m)$ отобразим в последовательность символов из $GF(q)$. Справедлива следующая теорема.

Теорема 4. Несистематический сверточный код над $GF(q)$ с $R = 1/m$ однозначно задается многочленом $h(x)$ над $GF(q^m)$ вида (4). Если многочлен (4) – проверочный многочлен не двоичного (N, K, D) циклического кода над $GF(q^m)$, то он однозначно определяет (n, k) несистематический рекурсивный сверточный код над $GF(q)$ с правилом кодирования $C(x) = I(x)/h(x)$, длиной кодового ограничения $v = K$ и конструктивными параметрами:

$$\begin{cases} k^0 = 1, n^0 = m; \\ k = K + 1; \\ n = (K + 1) \cdot n^0 = k \cdot m; \\ R = 1/m, d_\infty \geq D. \end{cases} \quad (5)$$

Доказательство. Циклический (N, K, D) код над $GF(q^m)$ с проверочным многочленом $h(x)$ степени K однозначно определяет набор регистров сдвига, соединенных связями (рис. 2), и задает рекуррентное правило кодирования: $C(x) = I(x)/h(x)$. Если на вход устройства подать последовательность символов из $GF(q)$, то считанная с выхода кодовая последовательность длиной N q^m -ичных символов – суть кодовое слово циклического (N, K, D) кода над $GF(q^m)$, а рекурсивный сверточный код – суть обобщение исходного циклического кода на непрерывный случай. Параметры сверточного кода связаны соотношениями: $v = K \cdot k^0 = r$; $k^0 = 1$; $n^0 = m$; $k = K + 1$; $n = (K + 1) \cdot n^0 = k \cdot m$; $R = 1/m$ и два любых кодовых слова будут отличаться, по крайней мере, в D q^m -ичных символах. Отображение элементов поля $GF(q^m)$ в элементы поля $GF(q)$ не уменьшает кодовое расстояние между произвольными q -ичными кодовыми словами, следовательно, $d_K \geq D$. По определению дистанционного профиля непрерывных кодов выполняется равенство $d = d_{K+1} \leq d_{K+2} \leq \dots \leq d_\infty$, откуда $d_\infty \geq d_K$, что и завершает доказательство.

Рассмотрим теперь случай с $R = k^0/m$. Сформулируем и докажем следующую теорему.

Теорема 5. Зафиксируем конечное множество H элементов поля $GF(q^m)$, причем $\log_q |H| = k^0$, $m \geq k^0$. Тогда проверочный многочлен циклического (N, K, D) кода над $GF(q^m)$ полностью определяет несистематический рекурсивный сверточный (n, k, d) код над $GF(q)$ с информационным кадром длины k^0 , длиной кодового ограничения $v = K \cdot k^0$ и параметрами:

$$\begin{cases} n^0 = m; \\ k = (K + 1) \cdot k^0; \\ n = (K + 1) \cdot n^0; \\ R = k^0/m, d_\infty \geq D. \end{cases} \quad (6)$$

Доказательство. Представим информационную последовательность в виде многочлена с коэффициентами над H , т.е. коэффициенты многочлена $I(x)$ представим в виде многочленов над $GF(q)$ степени $m-1$:

$$I_j = z_{m-1}x^{m-1} + \dots + z_{k^0}x^{k^0} + \dots + z_1x + z_0,$$

где $z_i \in GF(q)$, причем $m - k^0$ коэффициентов z_i заданы произвольно. Положим, для определенности, $z_i = 0$ для $i = k^0, \dots, m-1$. Первые k^0 элементов z_i образуют информационный кадр k^0 символов над $GF(q)$. Определенное таким образом отображение символов $GF(q)$ в символы $GF(q^m)$ является однозначным соответствием.

Недвоичный (N, K, D) циклический код над $GF(q^m)$ с проверочным многочленом $h(x)$ однозначно задает рекуррентное правило кодирования: $C(x) = I(x)/h(x)$. При кодировании каждому информационному кадру длиной k^0 символов над $GF(q)$ (или, что эквивалентно, каждому символу из множества H) ставится в соответствие кадр кодовых символов длиной n^0 . Степень K проверочного многочлена $h(x)$ циклического (N, K, D) кода над $GF(q^m)$ задает длину кодирующего регистра и, соответственно, число хранящихся в кодере информационных кадров. Следовательно, длина кодового ограничения v , конструктивные параметры n и k и скорость R сверточного кодирования определяются, соответственно, следующими выражениями: $v = K \cdot k^0$; $k = (K+1) \cdot k^0$; $n = k \cdot n^0 / k^0$; $R = k^0 / m$; $m \geq k^0$.

Если на вход устройства (рис. 2) подать K информационных кадров по k^0 q -ичных символов (что эквивалентно подаче K кадров по одному q^{k^0} -ичному символу), то снятая с выхода кодовая последовательность длиной $N q^m$ -ичных символов – суть кодовое слово циклического (N, K, D) кода над $GF(q^m)$. Следовательно, два любых кодовых блока, соответствующих двум произвольным входным последовательностям длиной $K q^{k^0}$ -ичных символов, будут отличаться, по крайней мере, в $D q^m$ -ичных символах. Отображение элементов поля $GF(q^m)$ в элемен-

ты поля $GF(q)$ не уменьшает кодовое расстояние между произвольными q -ичными кодовыми словами, следовательно, $d_K \geq D$. По определению дистанционного профиля непрерывных кодов выполняется равенство $d = d_{r+1} \leq d_{r+2} \leq \dots \leq d_\infty$, откуда $d_\infty \geq d_K$, что и завершает доказательство.

Теоремы 4, 5 дают мощный механизм для построения алгебраических рекурсивных сверточных кодов в несистематическом виде. Их параметры алгебраически связаны с параметрами недвоичных циклических кодов, что позволяет конструктивно строить рекурсивные сверточные коды с требуемыми свойствами. Общая схема сверточного кодера приведена на рис. 3 с дополнительно включенными входными и выходными буферами для отображения символов из $GF(q^m)$ в $GF(q)$ и обратно. Такой кодер реализует обработку символов из $GF(q^m)$.

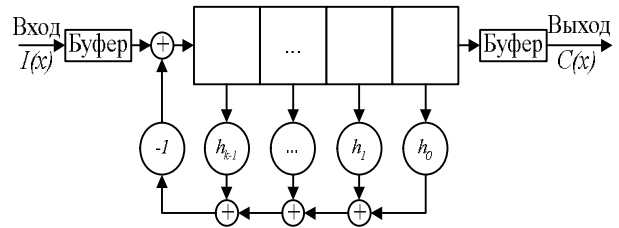


Рис. 3. Несистематический рекурсивный кодер циклического кода через проверочный многочлен

Для построения схемы рекурсивного сверточного кодера с обработкой символов из $GF(q)$ рассмотрим несистематическое кодирование через умножение информационного многочлена на порождающие многочлены $g_1(x), g_2(x), \dots, g_m(x)$. Предположим, что некоторый многочлен $g_i(x)$ является делителем двучлена $x^n - 1$. Тогда многочлен $g_i(x)$ порождает циклический (n, k) код над $GF(q)$. Воспользуемся результатом леммы 1, получим проверочный многочлен $h_i(x)$, который также однозначно задает циклический (n, k) код над $GF(q)$. Зададим его кодер через цифровой рекурсивный фильтр (3). Получим схему рекурсивного сверточного кодера в несистематическом виде с обработкой символов из $GF(q)$, приведенную в общем виде на рис. 4.

Пример. Зафиксируем конечное поле $GF(2^3)$, построенное по кольцу многочленов по модулю многочлена x^3+x+1 : $\alpha^{-\infty}=0$; $\alpha^0=1$; $\alpha^1=x$; $\alpha^2=x^2$; $\alpha^3=x+1$; $\alpha^4=x^2+x$; $\alpha^5=x^2+x+1$; $\alpha^6=x^2+1$. Зафиксируем (7, 3, 5) код Рида-Соломона (РС) над $GF(2^3)$ с порождающим многочленом $g(x) = (x+\alpha^0)(x+\alpha^1)(x+\alpha^2)(x+\alpha^3) = x^4+\alpha^2x^3+\alpha^5x^2+\alpha^5x+\alpha^6$. Мультипликативно обратный многочлену $g(x) = x^4+\alpha^2x^3+\alpha^5x^2+\alpha^5x+\alpha^6$ в кольце $GF(q)[x]/(x^n-1)$ является многочлен $h(x) = x^3+\alpha^2x^2+x+\alpha^2$. Воспользуемся результатами теорем 4, 5 и получим рекурсивные сверточные коды в несистематическом виде с параметрами:

- 1) двоичный сверточный (n, k, d) код с параметрами: $k^0=1$; $n^0=3$; $v=3$; $k=4$; $n=12$; $R=1/3$; $d_{\infty} \geq 5$;
- 2) двоичный сверточный код (n, k, d) код с параметрами: $k^0=2$; $n^0=3$; $v=6$; $k=8$; $n=12$; $R=2/3$; $d_{\infty} \geq 5$.

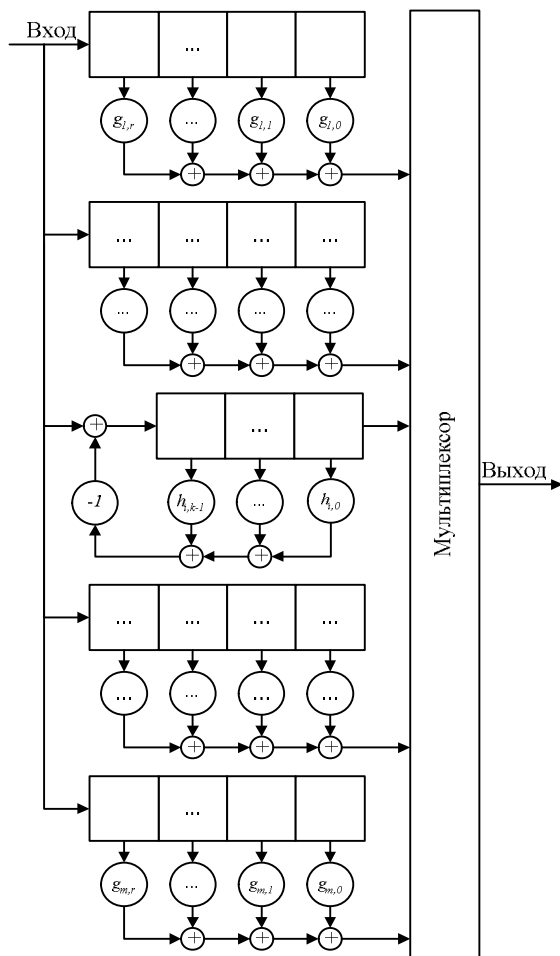


Рис. 4. Несистематический рекурсивный сверточный кодер с обработкой элементов из $GF(q)$

Построим кодер с обработкой элементов из $GF(2^3)$, т.е. пакетами по 3 бита (как на рис. 3). На рис. 5 представлено соответствующее устройство.

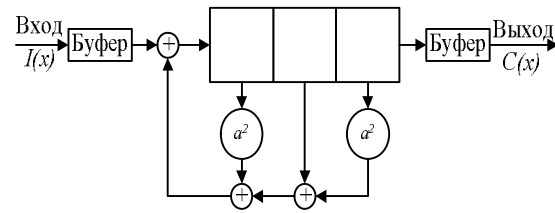


Рис. 5. Несистематический рекурсивный сверточный кодер с обработкой символов из $GF(2^3)$

Для построения кодера с обработкой двоичных символов рассмотрим порождающие многочлены алгебраического сверточного кода, заданного через порождающий многочлен РС кода: $g_1(x) = x^3 + x^2 + x + 1$; $g_2(x) = x^2 + x$; $g_3(x) = x^4 + x^2 + x + 1$.

Многочлен $g_3(x)$ является делителем двучлена $(x^n - 1)$, его мультипликативно обратный элемент в кольце $GF(q)[x]/(x^n - 1)$ является многочлен $h_3(x) = x^3 + x + 1$. Схема соответствующего рекурсивного кодера приведена на рис. 6.

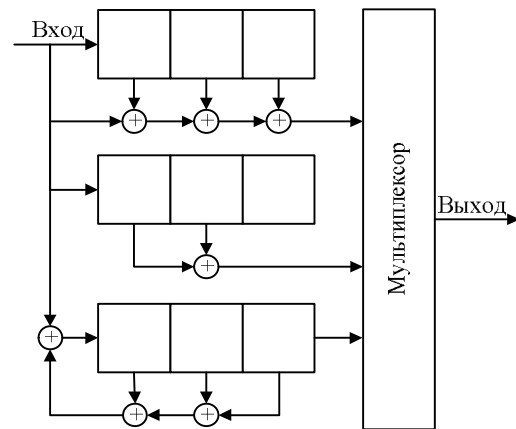


Рис. 6. Несистематический рекурсивный сверточный кодер с обработкой двоичных символов

Выводы

Получили дальнейшее развитие алгебраические методы построения сверточных кодов, отличающиеся от известных представлением сверточного кода через порождающий и/или проверочный многочлен рекурсивного циклического кода, ограниченным на произвольное подполе, что позволяет строить рекурсивные схемы сверточного кодирования в несистема-

тическом виде с требуемыми конструктивными характеристиками. Результаты доказанных теорем 4, 5 позволяют конструктивно определять параметры алгебраически заданных рекурсивных сверточных кодов. Приведенные примеры наглядно демонстрируют конструктивность предложенного подхода.

Перспективным направлением дальнейших исследований является разработка и исследование параллельных каскадных схем (ТК) с алгебраически заданными рекурсивными сверточными кодами, исследование эффективности их использования в каналах космической связи.

Литература

1. CCSDS 101.0-B-4: Telemetry Channel Coding. Blue Book. Issue 4. May 1999. – [Электр. ресурс]. – Режим доступа : <http://www.ccsds.org>.
2. ETSI EN 301 790 V1.2.1 (2000 – 07) Digital Video Broadcasting (DVB); Interaction channel for satellite distribution systems (DVB – RCS). – [Электр. ресурс]. – Режим доступа : www.etsi.org.
3. Douillard C., Jezequel M., Berrou C., Brengarth N., Tusch J., Pham N. The turbo code standard for DVB – RCS // 2nd International Symposium on turbo codes. – Brest, France, Sept. – 2000.
4. Brengarth N., Novello R., Pham N., Piloni V., Tusch J. DVB – RCS turbo code on a commercial OPB statellite payload: Skyplex // 2nd Int'l Symp. on Turbo Codes. – Brest, France, Sept. – 2000.
5. Berrou C., Glavieux A., Thitimajshima P. Near Shannon Limit Error – Correcting Coding and Decoding: Turbo-Codes // Proceedings of ICC'93. – Geneva, Switzerland, May. – 1993. – P. 1064 – 1070.
6. Berrou C., Glavieux A. Near Optimum Error Correcting Coding and Decoding: Turbo-Codes // IEEE Trans. On Comm. – October, 1996. – Vol. 44, №. 10.
7. Касами Т., Токура Н., Ивадари Е., Инагаки Я. Теория кодирования. – М.: Мир, 1978. – 576 с.
8. Блейхут Р. Теория и практика кодов, контролирующих ошибки. – М.: Мир, 1986. – 576 с.
9. Галлагер Р. Простой вывод теоремы кодирования и некоторые применения // Кибернетический сборник. Новая серия. – М.: Мир. – 1966. – Вып. 3. – С. 50 – 90.
10. Витерби А. Границы ошибок для сверточных кодов и асимптотически оптимальный алгоритм декодирования // Некоторые вопросы теории кодирования. – М.: Мир, 1970. – С. 142 – 165.
11. Краснобаев В.А., Приходько С.И., Снисаренко А.Г. Помехоустойчивое кодирование в АСУ. – Х.: ХВВКИУРВ, 1990. – 155 с.
12. Приходько С.И. Алгебраические сверточные коды // Інформаційно-керуючі системи на залізничному транспорті. – Х.: ХарДАЗТ. – 1999. – № 2. – С. 62 – 64.
13. Приходько С.И., Кузнецов А.А., Гусев С.А. Алгебраический метод сверточного кодирования // Современные методы кодирования в электронных системах. Материалы международной НТК. – Сумы: СМКЭС, 2004. – С. 49 – 50.
14. Кузнецов А.А., Приходько С.И., Гусев С.А., Кужель И.Е. Алгебраический метод сверточного кодирования // Комп'ютерні системи та інформаційні технології. – Х.: ХАИ. – 2005. – № 1. – С. 46 – 52.
15. Andersen J.D. Selection of component codes for turbo coding based on convergence properties // Annales des Telecommunications. Special issue on turbo codes. – March – April, 1999. – Vol. 54, № 3 – 4. – [Электр. ресурс]. – Режим доступа: <http://www.tele.dtu.dk/~jda/>.
16. Мак-Вильямс Ф.Дж., Слоэн Н.Дж.А. Теория кодов, исправляющих ошибки. – М.: Связь, 1979. – 744 с.
17. Кларк Дж. мл., Кейн Дж. Кодирование с исправлением ошибок в системах цифровой связи. – М.: Радио и связь, 1987. – 392 с.

Поступила в редакцию 10.01.2005

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Ю.В. Стасев, Харьковский университет Воздушных сил, Харьков.

УДК 539.3

Н.А. ТКАЧУК¹, А.Н. КОВАЛЬЧУК², В.И. КОХАНОВСКИЙ³, Л.С. ЛИПОВЕЦКИЙ³¹Национальный технический университет «ХПИ», Украина²ОАО Харьковский механический завод «Свет шахтера», Украина³Харьковский государственный сервис-центр «СТЭМ», Украина

КОНЦЕПТУАЛЬНЫЕ ОСНОВЫ ИНТЕГРИРОВАННЫХ СИСТЕМ ПРОЕКТИРОВАНИЯ, ИЗГОТОВЛЕНИЯ И ИССЛЕДОВАНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ СЛОЖНЫХ МЕХАНИЧЕСКИХ СИСТЕМ

Предложена новая интегрированная технология создания специализированных систем автоматического проектирования, изготовления и исследования элементов сложных механических систем с целью обеспечения возможности повышения технических характеристик продукции отечественного машиностроения. Разработаны структурные схемы и схемы функционирования системы автоматизированного анализа и синтеза на основе соединения универсальных и специализированных модулей. На основе системного подхода к задаче создания, анализа структуры и схемы функционирования, а также к требованиям, возникающим в процессе эксплуатации системы автоматизированного моделирования формы деталей машиностроительных конструкций, разработаны схема данной системы и общие механизмы ее функционирования и передачи информации в другие модули.

автоматизация проектирования, сложные механические системы, автоматизированный анализ и синтез, технологическая оснастка

1. Актуальность и основные подходы к решению задачи

При рассмотрении проблем автоматизации процесса проектирования, исследования и изготовления элементов сложных механических систем целесообразно использовать системный подход [1 – 3]. Сами механические системы с точки зрения системного подхода имеют специфические исходные источники

создания, а изменяющиеся во времени общественные потребности конкретизируются в технических характеристиках (рис. 1). Агрегаты, механизмы, аппараты на протяжении всего цикла жизни описываются целым рядом параметров (конструктивных, технологических, эксплуатационных и т.п.).

При этом сама машина, представляющая собой сложную разнокомпонентную систему, в процессе

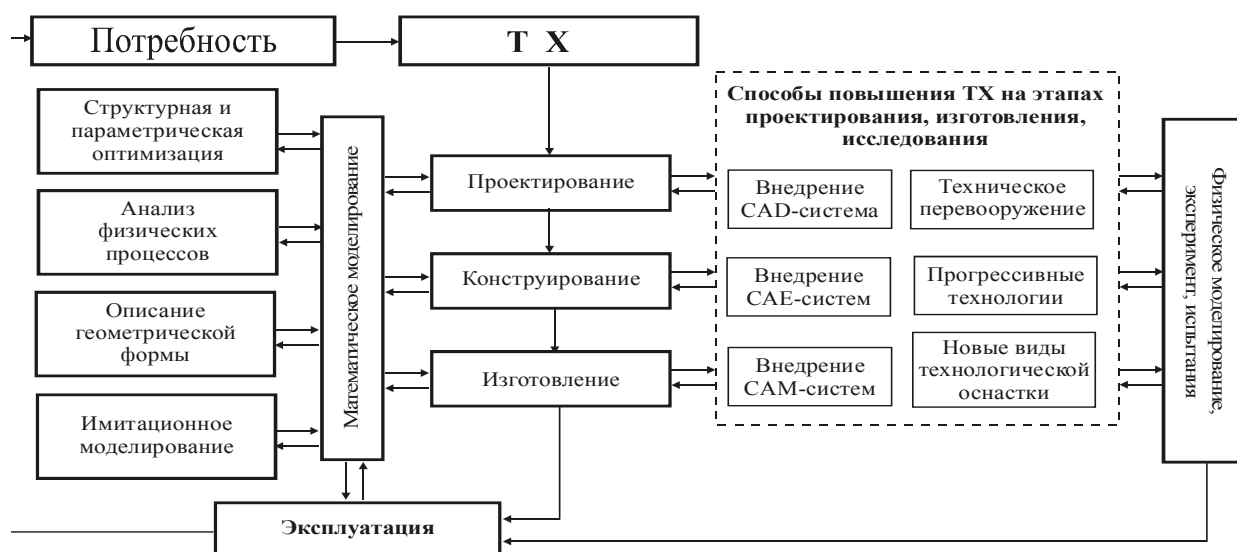


Рис. 1. Структура цикла жизни элементов сложных механических систем

создания требует проведения целого ряда исследований, в том числе определения напряженно-деформированного состояния наиболее нагруженных и ответственных элементов для обоснованного выбора основных конструктивных параметров. Необходимо проведение многовариантных исследований для определения реакции элементов той или иной механической системы на внешние воздействия.

Аналогичные исследования проводятся и при проектировании и исследовании элементов технологической оснастки для производства деталей (рис. 2). Речь в данном случае идет о повышении точности изготовления деталей и обеспечении, соответственно, высоких технических характеристик изделий.

Таким образом, процесс создания и освоения производства новых изделий на машиностроительных предприятиях представляет собой (рис. 2) единый цикл взаимосвязанных этапов. При этом на всех этапах производится интенсивный обмен информацией. Важной особенностью этой информации является ее двунаправленность и итерационный многошаговый характер уточнения на основе решения

глобальных и локальных задач анализа, синтеза, оптимизации и компромиссов. Например, изменение конструкции того или иного узла или детали проектируемого объекта на любом из этапов проектирования влечет необходимость изменения соответствующего элемента технологической оснастки или технологических режимов обработки. И наоборот, любые технологические ограничения на любом из этапов технологической подготовки производства предполагают изменение конструкторской документации на детали проектируемого основного изделия. Для оперативного обеспечения такого типа связей в системах автоматизированного проектирования высокого уровня используются принципы *параметричности* и *ассоциативности*.

В современных условиях процессы проектирования, конструирования, изготовления и исследования в машиностроении представляются совокупностью CAD/CAM/CAE/PDM – систем, интегрированных в той или иной степени в составе единой системы (рис. 3).

При этом тенденция эта является ведущей (примеры: Pro/ENGINEER, UniGraphics, CATIA, SolidWorks).



Рис. 2. Этапы создания изделия и элементов технологической оснастки (ЭТО) для его изготовления

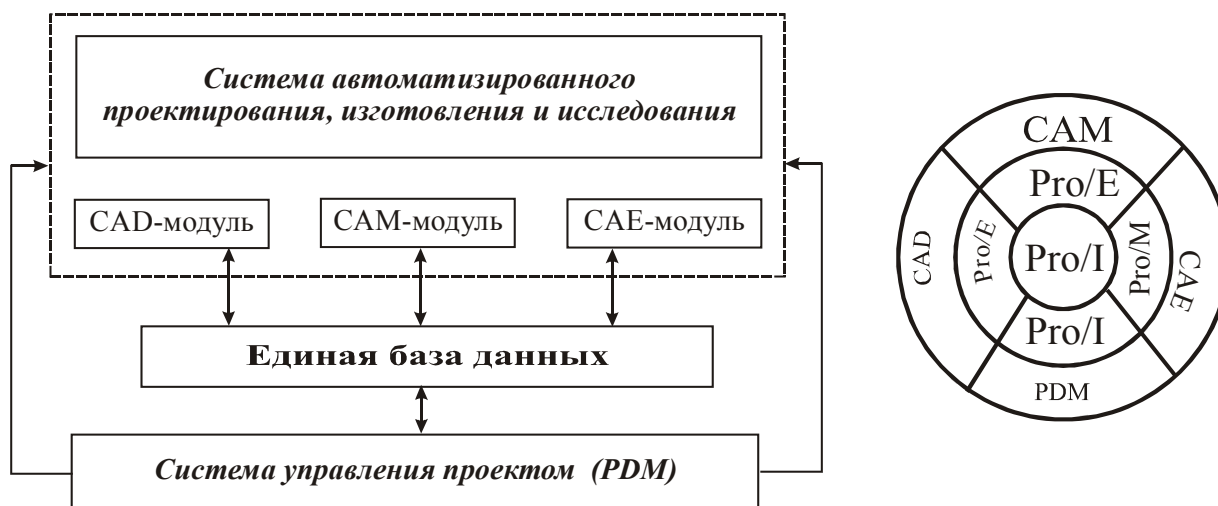


Рис. 3. Схема обмена информацией в единой интегрированной CAD/CAM/CAE/PDM-системе

Данное соединение приносит очевидные преимущества:

- беспрепятственный обмен данными;
- оперативность;
- сквозная параметричность;
- ассоциативность;
- возможность создания внутренних оптимизационных процедур, включая математическое моделирование физических процессов;
- расширение базы параметров (наряду с геометрической частью появляется часть, содержащая негеометрическую:

- температуру,
- нагрузки,
- напряжения,
- технологические параметры и т.д.);

– возможность комплексного решения проблемы создания сквозной автоматизированной системы в цепи “проектирование – конструирование – исследование – изготовление – управление проектом – управление документооборотом”;

– возможность создания (с учетом блочно-модульной структуры и наличия средств интеграции) системы автоматизированного проектирования, исследования, изготовления (САПИИ) с учетом специфических потребностей того или иного предприятия (т.е. “закрывание” потребностей предприятия

с поставкой системы автоматизированного проектирования, исследования, изготовления “под ключ”).

Однако основным недостатком универсальных систем автоматизированного проектирования высокого уровня является *неучет специфики* конструкций машин, свойств конструкционных материалов для их изготовления, технологического оснащения предприятий различных отраслей, а также отсутствие в этих системах средств описания *трудноформализуемой специальной информации*.

В связи с этим возникают следующие задачи:

1) формирование критериев для автоматизированного проектирования изделий и элементов технологической оснастки для их изготовления;

2) разработка технологий автоматизированного проектирования, исследования и изготовления СМС, которые позволяют использовать широкие возможности и инструментарий современных систем автоматизированного проектирования высокого уровня и в то же время избавленных от их основных недостатков;

3) разработка технологии описания трудноформализуемых данных, встраиваемую в существующую технологию проектирования;

4) создание единой технологии и системы автоматизированного анализа и синтеза элементов сложных механических систем.

2. Общий подход к проектированию на основе специализированных интегрированных систем автоматизированного анализа и синтеза производимых машин, механизмов, агрегатов

Как показывает анализ, при создании систем автоматизированного проектирования, исследования и изготовления, которые позволяют использовать широкие возможности и инструментарий современных систем автоматизированного проектирования высокого уровня и избавлены от их основных недостатков, необходимо удовлетворение следующим требованиям:

- оперативность;
- учет специфики конструкции производимых машин, механизмов и агрегатов и элементов технологической оснастки для их изготовления;
- учет специфики технологического оборудования отечественных предприятий;
- низкая стоимость;
- параметричность;
- наличие специальных модулей;
- функциональный интерфейс;
- двусторонняя взаимосвязь и возможность оказывать влияние проектанта на процесс проектирования в любой момент;
- выход на внешний способ верификации используемых при исследованиях расчетных моделей.

С другой стороны, анализ структуры современных САПИИ показывает, что они организованы на основе модульного принципа построения. В данных системах присутствует несколько ключевых элементов, определяющих как возможности той или иной системы в целом, так и эффективность обработки и обмена информацией с другими системами. При этом *центральный звеном* большинства систем является *математическое ядро*, определяющее технологию работы с основной первичной геометрической информацией. *Основная форма* хранения информации задается используемым *форматом хра-*

нения данных в единой БД. Соответственно при генерации расчетных моделей используются те или иные *генераторы сеточных разбиений* и *форматы* хранения *конечно-элементных моделей*.

Для обеспечения автоматизированного компьютерного моделирования элементов сложных механических систем возможны несколько путей:

- 1) полномасштабная разработка *оригинальной* специализированной системы;
- 2) разработка специальных модулей в составе универсальной системы;
- 3) создание автономных специализированных модулей, ориентированных на проектирование того или иного класса конструкций;
- 4) создание специализированных модулей анализа и синтеза, которые могут работать как автономно, так и в режиме интегрирования, причем как со специализированными, так и с универсальными системами.

Последний вариант обладает несомненными преимуществами:

- в отличие от варианта 1 не требует больших затрат материальных, интеллектуальных и временных ресурсов на его создание;
- в отличие от вариантов 2 и 3, в которых системы “привязаны” к определенному классу объектов, обладает возможностью “перенастройки” на тот или иной класс объектов при сохранении таких качеств, как функциональная универсальность создаваемой САПИИ в принципе; оперативность; нетребовательность к квалификации пользователей;
- в отличие от варианта 3 появляется возможность использования мощности современных универсальных систем (именно в том случае, если она необходима), оперативности и невысокой затратности автономных модулей или гибкости и перенастраиваемости специализированных систем в компромиссном варианте.

Кроме того, данный вариант обладает еще и тем несомненным преимуществом, что он может быть

основой для создания отечественных систем автоматизированного проектирования, исследования и изготовления элементов сложных механических систем путем естественного расширения функций и “вымывания” блоков и тех модулей универсальных систем, чьи функции перехватываются, заменяются и улучшаются подсистемами отечественной разработки. Это очень перспективный путь создания крупномасштабных отечественных разработок, причем без прерывания процессов проектирования, исследования и изготовления с применением “штатных” систем, уже используемых отечественными предприятиями, с возможностью верификации модулей, создаваемых на разрабатываемых подсистемах, путем сравнения с моделями, создаваемыми в универсальных системах, с возможностью интенсификации до нужной степени производительности проектных работ и технологической подготовки производства при дополнительной доработке специализированных модулей, ориентируя их на ту или иную группу деталей на конкретном производстве, с постепенным уменьшением зависимости от компьютерных технологий тех или иных зарубежных фирм и “привязки” к определенным форматам хранения данных о геометрии и конечно-элементных моделях.

Заключение

Таким образом, рассматривая и объект описания, и инструмент моделирования (CAD/CAM/CAE/PDM-систему), и процесс создания этого инструмента с системной точки зрения, а также основываясь на анализе структуры и направлений информационных процессов и потоков, можно определить наиболее

значимые (с точки зрения важности решения задачи повышения возможностей отечественного машиностроения) этапы: разработка математического аппарата описания трудноформализуемых данных при исследовании ЭСМС и разработка на базе создаваемого математического аппарата специализированных подсистем создания моделей ЭСМС, естественным образом интегрируемых в создаваемые специализированные интегрированные системы автоматизированного анализа и синтеза.

Литература

1. Ткачук Н.А. Параметрические модели при расчетно-экспериментальном исследовании прочности и жесткости элементов сложных механических систем // Збірник наукових праць НТУ „ХПІ”. Тем. Випуск „Високі технології в машинобудуванні”. – Х.: НТУ „ХПІ”. – 2002. – Вип. 1(5). – С. 386 – 390.
2. Гриценко Г.Д., Малакей А.Н., Миргородский Ю.Я., Ткачук А.В., Ткачук Н.А. Интегрированные методы исследования прочностных, жесткостных и динамических характеристик элементов сложных механических систем // Механіка та машинобудування. – 2002. – № 1. – С. 6 – 13.
3. Ткачук Н.А., Пономарев Е.П., Медведева А.В., Миргородский Ю.Я., Малакей А.Н., Гриценко Г.Д. Определение рациональных параметров элементов механических систем // Механіка та машинобудування. – 2001. – № 1, 2. – С.308 – 314.

Поступила в редакцию 5.01.2005

Рецензент: д-р техн. наук, проф. О.Е. Федорович, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

АННОТАЦИИ

УДК 621.454.2.71 : 621.791.3.62

Ткачев В.А., Федючук А.К., Калініна Н.С. **Виготовлення паяних панелей теплообмінювачів** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2005. – № 1 (17). – С. 5 – 11.

У статті розглянуто технологічний процес для виготовлення великогабаритних паяних панелей теплообмінювача спеціальної системи терморегулювання апаратури системи керування ракетносія. Обрані матеріали деталей, порошковий припой, зв'язуюче для виготовлення пасти, які забезпечують заданий рівень якості, надійності та ресурсу роботи при прийнятній собівартості виготовлення виробу.

Табл. 2. Іл. 2. Бібліогр.: 3 назви.

УДК 629.7.02.015.4:519.61(06)

Липовцев Ю.В., Русін М.Ю., Хаміцаєв А.С., Юдін В.М. **До питання розрахунку параметрів потоку, напруженого стану і стійкості головних обтічників літальних апаратів в умовах польоту по заданих траєкторіях** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2005. – № 1 (17). – С. 12 – 21. Запропоновано методи та алгоритми розрахунку параметрів основних параметрів аеродинамічного потоку, напружено-деформованого стану і стійкості оболонок обертання головних обтічників літальних апаратів при польоті по заданій траєкторії. Розглянуто основні функції відповідного програмного комплексу.

Іл. 3. Бібліогр.: 9 назв.

УДК 539.373

Наріжний О.Г. **Безпосередній аналіз накопичення пластичних змін товстошарового циліндра внаслідок ударів тонкошарових оболонок** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2005. – № 1 (17). – С. 22 – 25.

З використанням комп'ютерного моделювання вивчені закономірності зміни остаточних пластичних деформацій, остаточних напруг, розміра внутрішньої поверхні товстошарового циліндра скінченої довжини, викликаних циклічною ударно-контактною взаємодією з послідовною чергою оболонок.

Іл. 6. Бібліогр.: 3 назви.

УДК 669.245.018.4: 539.376

Орлов М.Р., Орлов Є.М. **Аналітична оцінка кінетики релаксаційних процесів у нікелевому жароміцному сплаві ЖС6У-ВІ** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2005. – № 1 (17). – С. 26 – 29. Проблема визначення кінетики розвитку високотемпературних релаксаційних процесів у литих турбінних лопатках з нікелевого жароміцного сплаву ЖС6У-ВІ вирішена в рамках лінійного закону термофлуктуаційного механізму повзучості з використанням аналітичних та числових методів

UDC 621.454.2.71 : 621.791.3.62

Tkachev V., Feduchuk A., Kalinina N. **Manufacturing soldered panels of a heat exchanger** // *Aerospace technic and technology.* – 2005. – № 1 (17). – P. 5 – 11.

The paper considers technological procedure for manufacturing large-scale soldered panels of a heat exchanger for the special system of temperature regulation of LV control system's instrumentation. Materials of constituent parts are chosen, as well as powder solder and binder for paste preparation that ensure the specified level of quality, reliability and service life at acceptable cost of manufacture.

Tabl. 2. Fig. 2. Ref.: 3 items

UDC 629.7.02.015.4:519.61(06)

Lipovtsev J., Rusin M., Hamicaev A., Yudin B. **To a question of calculation of parameters of a stream, an intense condition and stability head cowl flying devices in conditions of flight on the set trajectories** // *Aerospace technic and technology.* – 2005. – № 1 (17). – P. 12 – 21.

Methods and algorithms of calculation of parameters of key parameters of an aerodynamic stream are offered, is intense - deformed conditions and stability of environments of rotation head cowl flying devices at flight on the set trajectory. The basic functions of a corresponding program complex are considered.

Fig. 3. Ref.: 9 items.

UDC 539.373

Narizhnyi A. **The direct analysis of accumulation of plastic changes of the thick-walled barrel because of thin shells impacts** // *Aerospace technic and technology.* – 2005. – № 1 (17). – P. 22 – 25.

With computer simulation help are studied changes laws of residual plastic deformations, residual stresses, size of an internal surface of a thick-walled finite-length cylinder connected cyclical shock by contact interaction with a series of shells.

Fig. 6. Ref.: 3 items.

UDC 669.245.018.4: 539.376

Orlov M., Orlov E. **Analytical estimation of relaxation processes in nickel-base superalloy ЖС6У-ВІ** // *Aerospace technic and technology.* – 2005. – № 1 (17). – P. 26 – 29.

The problem of determining kinetics of high-temperature relaxation processes development in turbine blades cast from nickel-base superalloy ЖС6У-ВІ has been solved in the framework of linear law of thermofluctuational mechanism of creep using analytical and numerical analysis methods. Obtained analyti-

аналізу. Отримані аналітичні залежності можуть використовуватися для розрахунків процесів релаксації у деталях газотурбінного тракту авіаційних двигунів, із зарахуванням даних про високотемпературну повзучість нікелевих сплавів.

Табл. 1. Іл. 1. Бібліогр.: 2 назви.

УДК 532.529

Петухов І.І., Сирий В.М. **Чисельне моделювання потоків криорідин, що скипають, із кристалізацією крапель** // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2005. – № 1 (17). – С. 30 – 33.

Побудовано модель розрахунку потоку, що скипає, у соплах з кристалізацією дисперсної фази. Врахована можливість утворення пористої структури твердої фази. Представлено результати чисельного й експериментального дослідження кристалізації водню та азоту.

Іл. 3. Бібліогр.: 11 назв.

УДК 62.506

Мирунко В.М., Сильвестров А.М. **Про деякі підходи до ідентифікації статичних і динамічних характеристик реальних об'єктів** // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2005. – № 1 (17). – С. 34 – 40.

Викладено методи ідентифікації динамічних і статичних (балансних) характеристик з динаміки польоту літальних апаратів та методи виявлення слабкої нелінійності та динаміки квазістатичних перетворювачів енергії.

Іл. 8. Бібліогр.: 4 назви.

УДК 621.396.67:629.7.028.6.001.4

Приходько І.М., Биков В.М., Гричанюк О.М., Орлов С.В. **Модель формування зображень у радіометричних матричних кореляційно-екстремальних системах навігації, що враховує аеродинамічне нагрівання обтічника антени** // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2005. – № 1 (17). – С. 41 – 44.

Пропонується удосконалена модель формування зображень у радіометричних системах дистанційного зондування Землі міліметрового діапазонів хвиль, що відрізняється можливістю компенсації перекручувань діаграми спрямованості антени, викликаних аеродинамічним нагріванням антенного обтічника.

Іл. 2. Бібліогр.: 6 назв.

УДК 389.14

Папченко О.М. **Оцінка сумарної помилки вимірювального каналу** // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2005. – № 1 (17). – С. 45 – 47.

Досліджені характеристики датчиків як лінійних систем та проаналізовані помилки вимірювань на основі моделі вимірювального каналу. Для однозначності поновлення вхідного сигналу потрібно мати апіорну інформацію, яка дозволить якось обмежити клас можливих функцій, та її доцільно використати для усунення непевності рішень.

Іл. 2. Бібліогр.: 2 назви.

cal relationships can be used for calculating relaxation processes in components of aircraft engine gas flow duct taking into consideration data on high-temperature creep of nickel-base superalloys.

Tabl. 1. Fig. 1. Ref.: 2 items.

UDC 532.529

Petukhov I., Syry V. **Computational modeling of the cryogenic liquids flash boiling flows with drops crystallization** // Aerospace technic and technology. – 2005. – № 1 (17). – P. 30 – 33.

The calculation model of the flash boiling flow with disperse phase crystallization in the nozzle is formulated. The possibility of the solid phase porous structure formation is taken into consideration. The numerical and experimental investigations results of the hydrogen and nitrogen crystallization are presented.

Fig. 3. Ref.: 11 items.

UDC 62.506

Mirunko V., Sylvestrov A. **About some approaches to the real object static and dynamic characteristics identification** // Aerospace technic and technology. – 2005. – № 1 (17). – P. 34 – 40.

Identification method of static (balancing) and dynamic parameters by aircrafts' flight dynamics, small non-linearity and dynamically quasi-static energy converter revelation methods are discussed.

Fig. 8. Ref.: 4 items.

UDC 621.396.67:629.7.028.6.001.4

Prichodko I., Bikov V., Grichaniuk A., Orlov S. **Model of shaping of images in radiometric matrix correlative-extreme navigation systems of the flight vehicles, taking into account aerodynamic heat of the radome** // Aerospace technic and technology. – 2005. – № 1 (17). – P. 41 – 44.

The improved model of shaping of images in radiometric systems of remote sounding the Earth millimeter the wave bands, distinguished is offered by a capability of indemnification of pattern distortions of the aerial called by aerodynamic heat of an aerial fairing.

Fig. 2. Ref. 6 items.

UDC 389.14

Papchenko O. **Estimation of the total mistake of the measuring channel** // Aerospace technic and technology. – 2005. – № 1 (17). – P. 45 – 47.

Characteristics of gauges as linear systems are investigated and errors of measurements are analyses on the basis model of a measuring channel. For unambiguity of restoration an entrance signal it is necessary to have the aprioristic information, which will allow to limiting somehow a class of possible functions, and it is expediently using it for elimination of uncertainty the decision.

Fig. 2. Ref.: 2 items.

УДК 629.7.5 (075.8)

Субота А.М., Симонов В.Ф. Вимірювач кутових прискорень // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2005. – № 1 (17). – С. 48 – 52.

Розглядається один з можливих варіантів розробки малогабаритних акселерометрів кутових прискорень, побудований на базі тора, заповненого рідиною, а також частотно-інформаційного вихідного перетворювача автогенераторного типу, який має високу чутливість і лінійну статичну характеристику.

Іл. 1. Бібліогр.: 4 назви.

УДК 621.396.6

Саваневич В.Є. Вирішальне правило виявлення детермінованої траєкторії // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2005. – № 1 (17). – С. 53 – 59. Отримані вирішальні правила виявлення детермінованої траєкторії космічного об'єкту з відомою і невідомою ефективною площиною розсіювання за наявності і відсутності порогів в пристроях первинної обробки. На основі результатів статистичного моделювання робиться висновок про можливість використання як достатньої статистики суми квадратів амплітуд відміток при високих порогах в пристроях первинної обробки і малому числі оглядів.

Іл. 3. Бібліогр.: 9 назв.

УДК 621.396.96

Євсєєв І.А. Основні геометричні співвідношення у багатопозиційних радіолокаційних системах із синтезуванням апертури антени // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2005. – № 1 (17). – С. 60 – 66.

Виведено і проаналізовані основні геометричні співвідношення для багатопозиційних систем із синтезуванням апертури антени авіаційно-космічного базування. Особлива увага приділена дослідженню постійної складової часу затримки, що визначає зв'язок між перетинами функцій невизначеності уздовж ліній рівного запізнювання та функцією невизначеності за часом для випромінюваного радіолокаційного сигналу.

Іл. 6. Бібліогр.: 9 назв.

УДК 621.396.96+537.874.4

Ксендзук А.В. Алгоритми когерентної обробки у багатопозиційних та бістатичних РСА // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2005. – № 1 (17). – С. 67 – 70.

У статті розглянуто алгоритми забезпечення когерентного режиму прийому для систем дистанційного зондування із синтезованою апертурою антени в умовах, коли приймач та передавач рознесено у просторі і рухаються по своїм траєкторіям. Запропоновані різні методи формування опорних сигналів, розглянуто результати оптимальної обробки і виконано моделювання процесів формування РЛЗ у таких радіолокаційних системах із синтезованою апертурою антени.

Іл. 2. Бібліогр.: 5 назв.

UDC 629.7.5 (075.8)

Subbota A., Symonov V. Angle Acceleration Measurer // Aerospace technic and technology. – 2005. – № 1 (17). – P. 48 – 52.

The possible variant of the creating of the small accelerometers of the angle accelerations is considered. The accelerometer is builded on the base of the torus, which is filled with liquid, and frequency-information output converter of autogeneration type, which has high sensitivity and linear static characteristic.

Fig. 1. Ref.: 4 items.

UDC УДК 621.396.6

Savanevich V. Conclusive rule of determined trajectory discovery // Aerospace technic and technology. – 2005. – № 1 (17). – P. 53 – 59.

Conclusive rules of determined trajectory space vehicle discovery with known and unknown effective dispersion area are got at thresholds presence and absence in the primary treatment devices. On basis of statistical design results conclusion is drawn about possibility to use as marks amplitudes sum of squares sufficient statistics at the high thresholds in the primary treatment devices and small number of images.

Fig. 3. Ref.: 9 items.

UDC 621.396.96

Evseev I. The main geometrical relations in multistatic synthetic aperture radar // Aerospace technique and technology. – 2005. – №1 (17). – P. 60 – 66.

The main geometrical relations for multistatic synthetic aperture radar of aerospace-based are analyzed. The special attention is given to a research of a stationary part of time delay, which determines link between cross-sections of ambiguity functions along lines of equal delay and ambiguity function on time for a transmitted radar signal.

Fig. 6. Ref.: 9 items.

UDC 621.396.96+537.874.4

Ksendzук A. Coherent processing algorithms in multiposition and bistatic SAR // Aerospace technic and technology. – 2005. – № 1 (17). – P. 67 – 70.

In this article the algorithms of coherent receive condition for the synthetic aperture remote sensing systems in case when receiver and transmitter spatially separated and describe paths were considered. Different methods of reference signal normalization were proposed, the results of optimal processing were considered and radiolocation image modeling was carried out.

Fig. 2. Ref.: 5 items.

УДК 681.325

Кучук Г.А., Болюбаш О.О. **Маршрутизація службової інформації системи контролю та аналізу космічної обстановки** // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2005. – № 1 (17). – С. 71 – 77.

Запропоновано метод маршрутизації службової інформації, який дозволяє мінімізувати її обсяг, за рахунок чого збільшується час використання мережі передачі даних системи контролю та аналізу космічної обстановки України.

Табл. 1. Іл. 4. Бібліогр.: 11 назв.

UDC 681.325

Kuchuk G., Bolubash A. **Routing of the service information of system the control and the analysis of space conditions** // Aerospace technic and technology. – 2005. – № 1 (17). – P. 71 – 77.

The method of routing of service information, which allowing minimizing its volume is offered. Time of use of a data network of the monitoring system and the analysis of space conditions of Ukraine thus increases.

Tabl. 1. Fig. 4. Ref.: 11 items.

УДК 621.391

Кузнецов О.О., Тимочко О.І., Приходько С.І., Постольний О.С. **Алгебраїчний метод побудови рекурсивних згорткових кодів для стандартів космічного зв'язку** // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2005. – № 1 (17). – С. 78 – 85.

Пропонується алгебраїчний метод побудови рекурсивних згорткових кодів в несистематичному вигляді. Получені аналітичні вирази, які встановлюють зв'язок між параметрами недвійкових циклічних кодів і алгебраїчно заданих рекурсивних згорткових кодів в несистематичному вигляді.

Іл. 6. Бібліогр.: 17 назв.

UDC 621.391

Kuznetsov A., Timochko A., Prihodko S., Postolny A. **Algebraic method of building recursive convolution codes for space communication standards** // Aerospace technic and technology. – 2005. – № 1 (17). – P. 78 – 85.

In this article algebraic method of building recursive convolution codes in nonsymmetric view are proposed. Analitic expressions which connect parameters nonbinary cyclic codes with algebraic recursive convolution codes in nonsymmetric views are resived.

Fig. 6. Ref.: 17 items.

УДК 539.3

Ткачук Н.А., Ковальчук А.Н., Кохановський В.І., Липовецький Л.С. **Концептуальні основи інтегрованих систем проектування, виготовлення і дослідження елементів складних механічних систем** // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2005. – № 1 (17). – С. 86 – 90.

Запропоновано нову інтегровану технологію створення спеціалізованих систем автоматичного проектування, виготовлення і дослідження елементів складних механічних систем з метою забезпечення можливості підвищення технічних характеристик продукції вітчизняного машинобудування. Розроблено структурні схеми і схеми функціонування системи автоматизованого аналізу і синтезу на основі з'єднання універсальних і спеціалізованих модулів. На основі системного підходу до задачі створення, аналізу структури і схеми функціонування, а також до вимог, що виникають у процесі експлуатації системи автоматизованого моделювання форми деталей машинобудівних конструкцій, розроблена схема даної системи, а також загальні механізми її функціонування і передачі інформації в інші модулі.

Іл. 3. Бібліогр.: 3 назви.

UDC 539.3

Tkachuk N., Kovalchuk A., Kohanovsky V., Lipovecky L. **Conceptual bases of the integrated systems of designing, manufacturing and research elements of complex mechanical systems** // Aerospace technic and technology. – 2005. – № 1 (17). – P. 86 – 90.

The new integrated technology of creation of the specialized systems of automatic designing, manufacturing and research of elements of complex mechanical systems is offered with the purpose of a possibility of increase of characteristics of production of domestic mechanical engineering. Block diagrams and circuits of functioning of system of the automated analysis and synthesis are developed on the basis of connection of the universal and specialized modules. On the basis of the system approach to a problem of creation, the analysis of structure and the circuit of functioning, and also to the requirements arising while in service of system of automated modelling of the form of details of machine-building designs, the circuit of the given system, and also the general mechanisms of its functioning and transfer of the information to other modules is developed.

Fig. 3. Ref.: 3 items.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

БОЛЮБАШ Алексей Алексеевич	Харьковский университет Воздушных Сил, адъюнкт
БЫКОВ Виктор Николаевич	Объединенный научно-исследовательский институт Вооруженных Сил, Харьков, кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник
ГРИЧАНЮК Александр Михайлович	Объединенный научно-исследовательский институт Вооруженных Сил, Харьков, кандидат технических наук, заместитель начальника научно-исследовательского отдела
ЕВСЕЕВ Игорь Анатольевич	Харьковский университет Воздушных Сил, адъюнкт
КАЛИНИНА Наталья Евграфовна	Физико-технический институт Днепропетровского национального университета, доктор технических наук, профессор
КСЕНДЗУК Александр Владимирович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", кандидат технических наук, докторант
КУЗНЕЦОВ Александр Александрович	Харьковский университет Воздушных Сил, кандидат технических наук, старший научный сотрудник, начальник научно-исследовательской лаборатории
КУЧУК Георгий Анатольевич	Харьковский университет Воздушных Сил, кандидат технических наук, старший научный сотрудник, начальник научно-исследовательского отдела
ЛИПОВЦЕВ Юрий Васильевич	Обнинский государственный технический университет атомной энергетики, Обнинск, Российская Федерация, доктор физико-математических наук, профессор
МИРУНКО Виктор Николаевич	Государственное предприятие Полтавастандартметрология, генеральный директор
НАРЫЖНЫЙ Александр Георгиевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", старший преподаватель
ОРЛОВ Егор Михайлович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", студент
ОРЛОВ Михаил Романович	Центральная заводская лаборатория ОАО «МОТОР СИЧ», Запорожье, кандидат технических наук, заместитель начальника
ОРЛОВ Сергей Владимирович	Объединенный научно-исследовательский институт Вооруженных Сил, Харьков, адъюнкт
ПАПЧЕНКО Олег Михайлович	Национальный транспортный университет, Киев, доктор технических наук, профессор
ПЕТУХОВ Илья Иванович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", кандидат технических наук, доцент

ПОСТОЛЬНЫЙ Алексей Сергеевич	Харьковский университет Воздушных Сил, адъютант
ПРИХОДЬКО Иван Михайлович	Объединенный научно-исследовательский институт Вооруженных Сил, Харьков, доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник
ПРИХОДЬКО Сергей Иванович	Харьковский университет Воздушных Сил, кандидат технических наук, доцент, начальник кафедры
РУСИН Михаил Юрьевич	Обнинское научно-производственное предприятие «Технология», Российская Федерация, профессор, доктор технических наук, начальник отделения
САВАНЕВИЧ Вадим Евгеньевич	Объединенный научно-исследовательский институт Вооруженных Сил, Харьков, кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник
СИЛЬВЕСТРОВ Антон Николаевич	Национальный технический университет "Киевский политехнический институт", доктор технических наук, профессор
СИМОНОВ Владимир Федорович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", кандидат технических наук, доцент
СУББОТА Анатолий Максимович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", кандидат технических наук, профессор
СЫРЫЙ Владимир Николаевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", старший научный сотрудник
ТИМОЧКО Александр Иванович	Харьковский университет Воздушных Сил, кандидат технических наук, доцент, начальник факультета
ТКАЧЕВ Вадим Алексеевич	Государственное конструкторское бюро «Южное», Днепропетровск, кандидат технических наук, заместитель главного конструктора
ФЕДЮЧУК Александр Константинович	Государственное предприятие производственное объединение «Южный машиностроительный завод», Днепропетровск, ведущий специалист
ХАМИЦАЕВ Анатолий Степанович	Обнинское научно-производственное предприятие «Технология», Российская Федерация, заместитель начальника отделения
ЮДИН Валерий Михайлович	Центральный аэрогидродинамический институт, Жуковский, Российская Федерация, кандидат технических наук, начальник сектора

АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

Ф.И.О.	стр.
Болюбаш А.А.	71
Быков В.Н.	41
Гричанюк А.М.	41
Евсеев И.А.	60
Калинина Н.Е.	5
Ковальчук А.Н.	86
Кохановский В.И.	86
Ксендзук А.В.	67
Кузнецов А.А.	78
Кучук Г.А.	71
Липовецкий Л.С.	86
Липовцев Ю.В.	12
Мирунко В.Н.	34
Нарыжный А.Г.	22
Орлов Е.М.	26
Орлов М.Р.	26
Орлов С.В.	41
Папченко О.М.	44
Петухов И.И.	30
Постольный А.С.	78
Приходько И.М.	41
Приходько С.И.	78
Русин М.Ю.	12
Саваневич В.Е.	53
Сильвестров А.Н.	34
Симонов В.Ф.	48
Суббота А.М.	48
Сырый В.Н.	30
Тимочко А.И.	78
Ткачев В.А.	5
Ткачук Н.А.	86
Федючук А.К.	5
Хамицаев А.С.	12
Юдин В.М.	12