



Уважаемые читатели!

Интерес к научно-техническому журналу «Вестник Концерна ВКО «Алмаз – Антей» растет с каждым годом. 26 июля 2018 г. общее количество загрузок полнотекстовых версий статей с сайта Концерна превысило 10 000.

Напоминаю, что на сайте Концерна www.almaz-antey.ru/about/618 предоставлена возможность до выхода бумажной версии оформить бесплатную подписку на e-mail-рассылку электронной версии номеров журнала.

Жду от вас новых интересных научных статей, а также отзывов, предложений и вопросов по поводу публикации на мой личный электронный адрес antey@inbox.ru или по телефону +7 (495) 276-26-13. Напоминаю, что статьи принимаются от организаций России и зарубежья, публикация бесплатная.

Заместитель главного редактора

Денис Большаков





УДК 37.013.21:65.01

Д. Ю. Большаков, С. Е. Ерошин, Г. В. Козлов

Особенности повторной реализации программы выявления лидеров трудовых коллективов

Приведено сравнение результатов первого и второго циклов программы выявления лидеров трудовых коллективов АО «Концерн ВКО «Алмаз – Антей». Рассмотрены возможности усовершенствования программы путем введения элементов саморазвития участников.

Ключевые слова: выявление лидеров, методика отбора, командообразование.

В рамках первого годового цикла программы выявления лидеров трудовых коллективов АО «Концерн ВКО «Алмаз – Антей» (далее – Концерн), начатой в ноябре 2016 г., были определены 54 победителя [1, 2]. Для Концерна со 130-тысячным коллективом и 62 предприятиями такого количества явно недостаточно, поэтому в 2018 г. программа получила продолжение.

При ответственном подходе к решению поставленной в программе далеко не тривиальной задачи методику ее реализации трудно исходно предусмотреть во всех аспектах и деталях. В силу этого использовался подход последовательного ее развития и совершенствования на основе изучения достигнутых результатов. Анализ итогов программы за 2017 г. показал, что примененный подход в целом оказался плодотворным, и все выявленные победители удовлетворяют сформулированным в программе требованиям. С учетом этого формат программы и методика отбора в 2018 г. в основном остались прежними.

Программа отбора разделена на два этапа. На первом этапе участники проходят заочное анкетирование. На протяжении трех месяцев им рассылаются анкеты с вопросами и заданиями. По результатам оценки экспертами ответов на вопросы анкеты и выбора участников, набравших наибольшее количество баллов, проводятся 4-дневные сборы. По результатам очного этапа выявляются победители программы [1, 2].

В ноябре-декабре 2016 г. в программу заявили 2000 человек, из которых электронную регистрацию прошли 1518. Были опасения, что во втором цикле в ноябре-декабре

2017 г. количество участников окажется не столь значительным, поскольку процент людей с лидерскими качествами ограничен. Но в этот раз зарегистрировались 1637 человек, что на 8 % больше, чем в 2016 г. (рис. 1). Этот результат свидетельствует о более широкой известности и популярности программы и ее авторитете. По аналогичной схеме в 2017 г. была реализована федеральная программа «Лидеры России» [3]. Итоги по результатам первой и второй волны были подведены в 2017 и 2018 гг. соответственно (см. рис. 1).

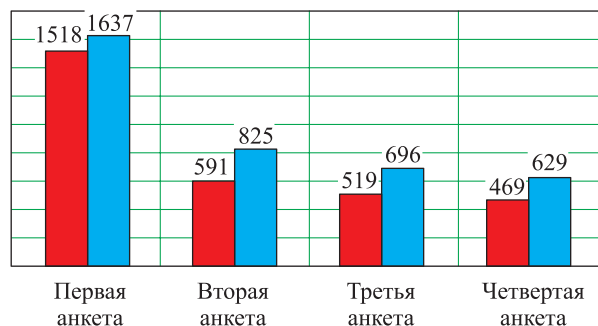


Рис. 1. Результаты первой и второй волны программы по выявлению лидеров: ■ – 2017 г.; ■ – 2018 г.

Заочные туры успешно преодолели 629 человек, что уже на 35 % выше прежнего результата (см. рис. 1). Иными словами, в 2018 г. респонденты оказались более целеустремленными. Теперь экспертам предстояло провести обработку 4403 ответов (по семь вопросов из 629 анкет).

Нормированные сведения об участниках программы, которые дали этапы заочных туров, показали большое сходство участников первого и второго циклов (табл. 1 и рис. 2). Данные по удовлетворенности работой и жизненным перспективам участников не сильно отличаются (см. рис. 2). Вместе с тем несколько увеличилась доля женатых и замужних, инженеров, сотрудников с высшим



образованием и имеющих ученую степень (см. табл. 1).

Таблица 1

Сведения об участниках программы 2017 и 2018 гг.

Характеристика участника	2017 г., %	2018 г., %
Женат/замужем	51,3	55,3
Инженер	65,0	68,0
Администратор	21,7	19,7
Рабочий	13,3	12,2
Ученая степень	3,51	4,9
Высшее	94,0	94,8
Среднее профессиональное	6,0	5,1

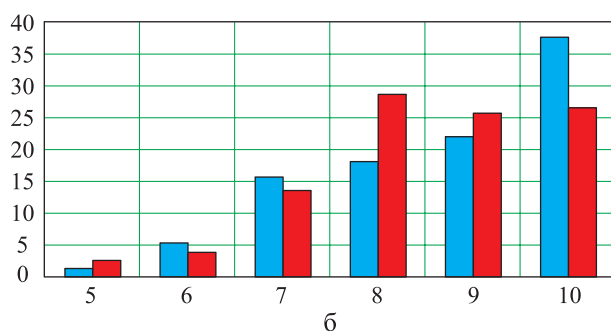
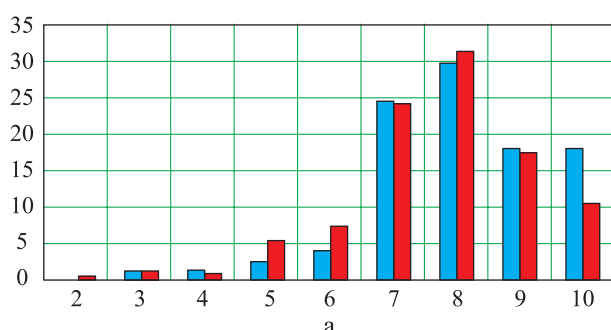


Рис. 2. Нормированное распределение удовлетворенности работой (а) и жизненными перспективами (б) по 10-балльной шкале из анкет участников программы в 2017 (■) и 2018 (■) гг.

Ряд вопросов рассылаемых участникам анкет второй волны был изменен, в силу чего прямое сравнение ответов 2017 и 2018 гг. затруднено. Близкими можно считать вопросы «Чувствуете ли вы “руку судьбы?”» (первая волна, средний балл 56,3 %) и «Насколько судьба благосклонна к вам?». Однако если в первом цикле программы участники отвечали «да» или «нет», то во втором давали оценки по 10-балльной системе. Средний балл во втором цикле получился 7,9. Иначе говоря, можно заключить, что судьба весьма благосклонна к участникам программы, по их мнению.

Вопрос «Считаете ли вы себя счастливым человеком?» дал средний балл 8,4, это хорошо коррелирует с благосклонностью судьбы, что, без сомнения, не является случайным.

Важным является вопрос второй волны «Насколько вы честны по отношению к людям?», ответ на который нужно было дать по 10-балльной шкале. Распределение ответов было следующим:

- 9 баллов – 39,6 %;
- 8 баллов – 27,5 %;
- 10 баллов – 18,0 %;
- 7 баллов – 12,2 %;
- 6 баллов – 1,6 %;
- 5 баллов – 1,0 %;
- 1 балл – 0,2 %.

В целом результаты опроса показывают, что участники сборов второй волны являются вполне успешными людьми, наделенными таким важным для лидеров качеством, как порядочность, поэтому большинство из них ответили положительно на вопрос о благосклонности судьбы.

Существенным при проведении второй волны отбора лидеров стал вопрос о допуске участников прошлого цикла, не ставших победителями. Было принято решение не вводить ограничений на этих лиц, чтобы исключить негативное отношение к программе у тех, кто всерьез рассматривает себя как потенциально-го лидера и постарался за год повысить необходимые компетенции. Таких участников оказалось примерно 10 % от числа заявившихся. На апрельские сборы 2018 г. из них прошли двое, и одна участница вошла в число победителей. Это подтвердило правильность данного решения.

Одной из особенностей организации программы в 2018 г. стало решение привлечь к ее проведению ранее выявленных победителей. В рамках этого замысла совет капитанов, созданный приказом генерального директора Концерна, определил 8 человек из числа победителей программы в качестве экспертов по оценке анкет. Каждому из них было выдано по половине поступивших анкет (полный объем, как уже отмечалось, слишком велик). Параллельно с ними для контроля и сравнения 2 прежних независимых эксперта оцени-



ли анкеты всех респондентов. По-видимому, опыта в решении такого типа задач у участников программы было недостаточно, поэтому получился некоторый разбой в результатах. В конечном счете были выбраны и использованы те оценки, которые имели вид, близкий к функции нормального распределения (рис. 3 и табл. 2).

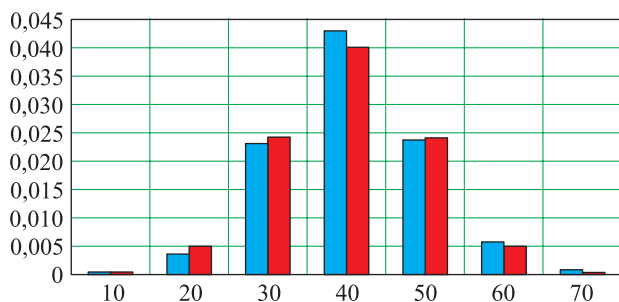


Рис. 3. Нормированное распределение оценок ответов А. С. Жилиева (■) и гипотетического идеального нормального (■) распределения оценок

На рис. 3 показано распределение выборки оценок эксперта из победителей программы А. С. Жилиева. Наблюдаемое значение критерия согласия Пирсона при проверке гипотезы о нормальном распределении составило 3,23, а критическое при уровне значимости 0,05 составило 9,49.

Таблица 2

Параметры гипотетического распределения и распределения эксперта

Распределение	Математическое ожидание	Среднеквадратическое отклонение
Гипотетическое идеальное	35,0	10,0
Эксперт № 4	35,6	9,9

Полученный результат распределения суммарных оценок показан на рис. 4 в сравнении с итогами 2017 г. Видно, что в данном случае кривая распределения респондентов по уровню оценок расширяется вправо, что указывает на более высокие компетенции респондентов.

Как видно из графика на рис. 4 и в табл. 3, математическое ожидание набранных баллов возросло при одинаковом пороге вхождения в программу в 70 баллов, что свиде-

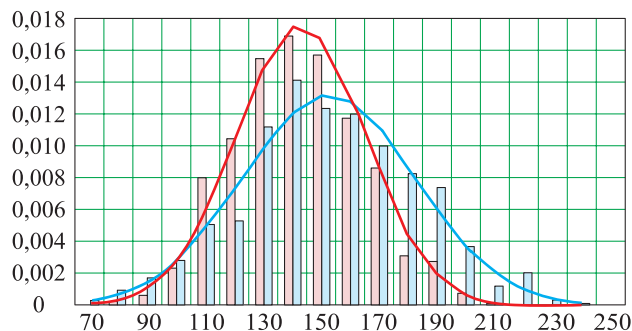


Рис. 4. Нормированные гистограммы по набранным баллам участников программы в 2017 (■, —) и 2018 (■, —) гг.

тельствует о повышении лидерских качеств участников. Увеличение дисперсии расширяет распределение по оси абсцисс, что также свидетельствует о том, что пришедшие в 2018 г. участники несколько выше по набранным баллам. Хотя, возможно, большее дифференцирование участников по набранным баллам – это следствие составления более качественных вопросов анкет.

Таблица 3

Сравнение статистических характеристик распределений участников 2017 и 2018 гг.

Год участия	Математическое ожидание	Среднеквадратическое отклонение
2017	147	23
2018	157	30

На апрельские сборы, проходившие с 16 по 20 апреля 2018 г., были приглашены 64 участника программы. В 2017 г. было установлено, что такое число участников оптимально, и это вновь подтвердилось, так как при проведении соревнований (а сборы организуются именно в этом формате) идеальным является участие восьми команд по восемь человек.

Во вступительном слове генеральный директор Ян Новиков рассказал о положении дел в Концерне, планах и перспективах и поставил перед участниками сборов задачу собрать на предприятиях информацию о выдающихся людях с целью публикации сборника с рабочим названием «История Концерта в лицах». Необходимость такого издания стала очевидна, в том числе, исходя из результатов опроса участников программы. Выяснилось, что многие не знакомы даже с теми конструкторами дочерних предприятий, которые внесли осно-



вополагающий вклад в их развитие и являются Героями Социалистического Труда.

С целью системного продолжения взятого курса на саморазвитие программы на сборы (теперь уже в качестве организаторов и докладчиков) были приглашены двое победителей апрельских сборов 2017 г. – председатель совета капитанов Е. В. Коробейникова (рис. 5) и М. П. Павлюкевич, а также семь победителей октябрьских сборов: А. А. Еннер, Д. С. Громов, Я. С. Караваев, А. Ю. Лобанов, М. Ю. Руденко, В. И. Таричко и А. Г. Третьяков (рис. 6). Последние были отобраны на основе проведенного в феврале конкурса. В их функции входило выступление с докладами и кураторство команд. Во время сборов было очень заметно, насколько они превосходили по уровню уверенности новобранцев. Это является убедительным свидетельством того, какое большое значение для самоутверждения – важ-



Рис. 5. Председатель совета капитанов Е. В. Коробейникова (АО «ФНПЦ «ННИИРТ», г. Нижний Новгород)



Рис. 6. Модераторы слева направо: А. Г. Третьяков, В. И. Таричко, М. Ю. Руденко, Д. С. Громов, М. П. Павлюкевич, А. Ю. Лобанов, Я. С. Караваев, А. А. Еннер

ного лидерского качества – имеет завоевание звания победителя программы.

В числе приглашенных лекторов были генерал армии В. Н. Яковлев, который участвовал в сборах и прежде, а также академик И. А. Каляев и известный историк А. И. Фурсов. Еще четверо докладчиков – сотрудники Концерна и НОЦ Концерна (Ю. А. Башкатова, Д. Ю. Большаков, С. Е. Ерошин и Г. В. Козлов). Темы выступлений были следующие:

- В. Н. Яковлев «Мировой баланс сил. Виды современных войн»;
- Е. В. Коробейникова «Формирование корпоративной общности»;
- Д. Ю. Большаков «Цифровая экономика»;
- Ю. А. Башкатова «Методы принятия решений»;
- Д. С. Громов «Мотивация команды и персонала»;
- М. П. Павлюкевич «Коучинговый подход в работе руководителя и сотрудника»;
- С. Е. Ерошин «Индикаторы экономического развития»;
- Г. В. Козлов «Риторика и эристика»;
- И. А. Каляев «Робототехника: современное состояние и перспективы развития»;
- В. И. Таричко «Нетитулованное лидерство»;
- А. А. Еннер «Эффективное управление производством»;
- А. Ю. Лобанов «Архитектура системы визуализации»;
- А. Г. Третьяков «Обзор возможностей дистанционного обучения»;
- Г. В. Козлов «Нужно ли стремиться в лидеры?»;
- Я. С. Караваев «ТРИЗ – инструмент создания инноваций для развития предприятия»;
- М. Ю. Руденко «Психологическая самооборона».

В общей сложности на сборах за три дня было прочитано в формате дискуссий 16 лекций по широкому кругу вопросов, касающихся проблематики Концерна, современной экономики, методов управления, психологии, ораторского искусства и лидерского движения (рис. 7–9). Такой насыщенный график работы (12 часов – обязательная программа и 4–6 часов самостоятельной работы), включавший в



Рис. 7. Выступление генерала армии В. Н. Яковлева



Рис. 8. Выступление академика И. А. Калеева



Рис. 9. Выступление А. И. Фурсова

дополнение к лекциям четыре экзамена, два проектных задания и спортивные соревнования, выбран целенаправленно. Замысел был не только в том, чтобы дать участникам максимальный объем информации, но и проследить возможности их работы в напряженном режиме. Таким качеством должны обладать люди, претендующие на лидерство в трудовом коллективе.

Для самостоятельной работы каждой команде было предоставлено штабное помещение. Все участники сборов отмечали, что именно работа в штабе над проектными заданиями, которая подчас заканчивалась далеко за полночь, в большой степени способствовала сплочению команды и выделению в ней лидеров. Делясь впечатлениями, участники сборов отмечали: несмотря на то, что для сна у них порой оставалось всего несколько часов, общая атмосфера сборов заряжала энтузиазмом.

Сборы, как уже отмечалось, были организованы по хорошо зарекомендовавшей себя методике – в виде соревнования восьми самоорганизовавшихся команд. Все лекции проходили в форме дискуссий, где каждый получал оценку членов жюри. Участники и команды могли также набирать баллы при представлении проектных заданий, на экзаменах по истории, географии, литературе и на диктанте. Кроме того, в командный и личный зачет шли достижения в спортивных соревнованиях по настольному теннису, дартсу, плаванию, поднятию гири и перетягиванию каната (рис. 10).



Рис. 10. Борьба команд Бирюзовых и Черных по перетягиванию каната

Самый большой интерес вызвали программные задания. Темы прошлого года заменили, так как они были преданы огласке. Теперь первое задание касалось истории России и включало представленные ниже темы.

Нужны ли были Столыпинские реформы?

Целесообразно ли было вступление России в Первую мировую войну?

Дайте совет Ленину и Троцкому относительно подписания Брестского мира.



Насколько целесообразна была коллективизация?

Нужно ли было подписывать договор с Германией в 1939 г.?

Нужно ли было вводить войска в Чехословакию?

Правильно ли была начата перестройка?

Нужно ли было стремиться к провозглашению независимости России?

На выполнение заданий командам, как и прежде, отводился один вечер (и ночь). Предстояло рассмотреть конкретные исторические ситуации, проанализировать последствия принятого решения и выработать с учетом этого свои предложения.

В 2017 г. итоги выступления команд оценивало жюри. Теперь проекты принимал профессионал – А. И. Фурсов, он подробно комментировал все аспекты обсуждаемых тем и предложений команд, что вызвало огромный интерес у участников (рис. 11) и сделало данный конкурс не только более интересным, но и информативным.



Рис. 11. Продолжение дискуссии с А. И. Фурсовым

Второе задание тоже было новым, оно носило творческий характер: командам предлагалось сыграть короткие, десятиминутные сценки. Организаторы исходили из того, что артистизм, умение создать образ и найти контакт со зрителями – качества, весьма полезные для лидеров.

Сценарии были распределены между командами в первый день, что давало время на подготовку, которая шла каждый вечер до глубокой ночи. Постановки превзошли все самые

смелые ожидания (рис. 12), команды изготовили некоторую атрибутику, а недостающие декорации, например шкаф, сумели сыграть. Во все сценарии были внесены изменения и интересные дополнения с целью привязки действия к событиям, возникшим на сборах. Высокий уровень исполнительского мастерства и остроумные решения вызвали бурю восторгов зрителей.



Рис. 12. На сцене команда Зеленых

Интерес к данному конкурсному заданию оказался так велик, что не оставил в стороне и модераторов. Они тоже организовали свою команду – «Грешники» – и приняли активное творческое участие в конкурсе. Их постановка имела самый большой успех (рис. 13).



Рис. 13. Заключительная сцена представления команды «Грешники»

Сборы по сути являются соревнованием, цель участников которого – стать победителем программы. Тем приятнее отметить удивительную доброжелательность, в которой проходили



все дискуссии и конкурсы. Это исключительно важно для формирования среди участников корпоративной общности – сопутствующей цели программы [4].

В этот раз при выборе победителей учитывались не только баллы, предоставленные жюри, но также и мнения кураторов команд. В 90 % случаев эти две независимые системы оценок оказались в полном согласии. Только относительно трех кандидатур возникли разногласия, и пришлось вести более детальные сравнения качеств претендентов. В результате победителями стали 27 человек:

- 1) Богатырев Дмитрий Викторович – начальник бюро (технологов) АО «ИЭМЗ «Купол»;
- 2) Галиев Рустем Рашитович – инженер-конструктор 2-й категории АО «Казанское ОКБ «Союз»;
- 3) Голованов Андрей Андреевич – инженер отдела главного энергетика АО «ФНПЦ «ННИИРТ»;
- 4) Городничев Александр Владимирович – начальник бюро (планово-диспетчерское бюро) цеха каркасно-сварочного и штамповочного производства АО «ИЭМЗ «Купол»;
- 5) Демидов Дмитрий Александрович – ведущий инженер научно-тематического отдела мобильных и стационарных РЛС обнаружения ПАО «НПО «Стрела»;
- 6) Евдокимов Алексей Сергеевич – инженер-программист 1-й категории ПАО «МЗИК»;
- 7) Зулин Максим Александрович – ведущий инженер ПАО «НПО «Алмаз»;
- 8) Коротков Антон Викторович – инженер-технолог 3-й категории АО «ФНПЦ «ННИИРТ»;
- 9) Кривцова Ольга Андреевна – экономист по планированию АО «УПП «Вектор»;
- 10) Леушкин Евгений Сергеевич – начальник группы (начальник группы анализа комплексного испытательного центра) АО «Корпорация «Комета»;
- 11) Мальцева Наталья Михайловна – ведущий специалист (отдел внедрения системы менеджмента бережливого производства) АО «ВМП «АВИТЕК»;
- 12) Махов Денис Алексеевич – начальник отдела подготовки и аттестации научных кадров АО «ВНИИРА»;

13) Махортова Екатерина Владимировна – специалист по логистике АО «ЗРТО»;

14) Мельников Алексей Александрович – руководитель группы сопровождения программного продукта 1С ПАО завод «Красное знамя»;

15) Мусатов Владимир Владимирович – инженер (разработчик в отделе источников питания и устройств автоматики) АО «ВНИИРТ»;

16) Мягкова Ольга Святославовна – инженер-лаборант 2-й категории химической лаборатории гальванического цеха ПАО «Сатурн»;

17) Незнаев Алексей Михайлович – заместитель начальника отдела организации закупок ПАО «МЗИК»;

18) Поляков Дмитрий Владиславович – начальник производственно-диспетчерского отдела АО «НПО «ПРЗ»;

19) Райер Дарья Владимировна – инженер 1-й категории отдела стандартизации АО «КБСМ»;

20) Самойлов Виктор Викторович – инженер 2-й категории АО «Корпорация «Комета»;

21) Самсонов Вадим Андреевич – инженер-технолог 3-й категории (отдел главного технолога, сектор автоматизации) АО «ФНПЦ «ННИИРТ»;

22) Сухотерин Вячеслав Дмитриевич – инженер 1-й категории научно-исследовательского сектора исследований и разработки радиолокационных комплексов АО «ВНИИРА»;

23) Токарева Александра Владимировна – начальник отдела управления системой менеджмента качества АО «ВНИИРА»;

24) Тюрина Елена Александровна – ведущий специалист по корпоративной социальной политике АО «ЗРТО»;

25) Филин Геннадий Леонидович – начальник отдела по работе с персоналом, управления по работе с персоналом АО «МКБ «Факел»;

26) Хакимов Артем Фаритович – мастер контрольно-измерительных приборов и автоматики ПАО «МЗИК»;

27) Шведов Роман Владимирович – инженер-технолог 3-й категории, бюро сварки АО «ОКБ «Новатор».

Распределение победителей по командам приведено на рис. 14.

Чем выше рейтинг команды, тем больше ее членов объявлены победителями. Такая же

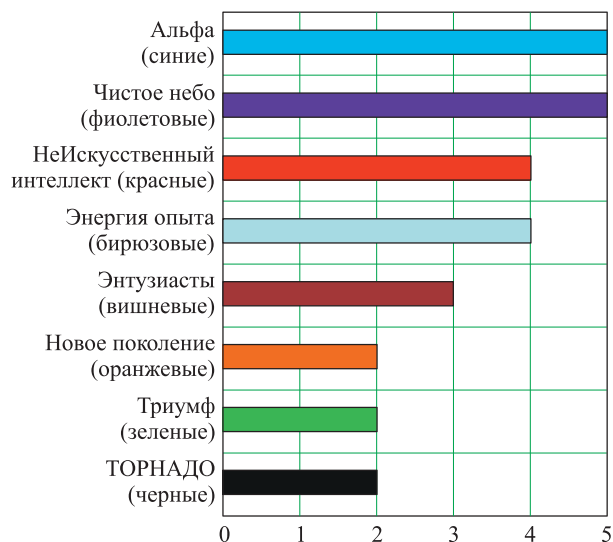


Рис. 14. Распределение по командам победителей программы

ситуация наблюдалась и на предыдущих сборах.

По установившейся традиции победители командных и личных соревнований были награждены грамотами и подарками (рис. 15–17). Формализация успехов и признание важны для развития лидерских качеств.



Рис. 15. Победители соревнования по эристике (спорщиков): Е. А. Тюрина, Д. В. Поляков и А. С. Евдокимов

Не были забыты и исполнители пьес: призами отмечены исполнители лучших ролей первого и второго плана среди женщин и мужчин, а также лучший режиссер (рис. 18).

Среди команд первое место было присуждено команде «Альфа», или Синим (рис. 19). Команда «Грешники» выступала вне конкурса, но тоже была удостоена приза.

Все участники сборов дали высокие оценки эффективности прошедших сборов:



Рис. 16. Победители соревнования по гире: К. О. Вылегжанин, А. О. Кудряшов и М. Е. Бобылев



Рис. 17. Победители соревнования по настольному теннису: А. С. Евдокимов, Д. Н. Моторин и В. В. Мусатов



Рис. 18. Победители в номинациях *слева направо*: Н. Н. Парфенова (лучшая женская роль), А. П. Горбушина (приз зрительских симпатий), Д. В. Райер (лучшая женская роль второго плана), В. Д. Сухотерин (лучшая мужская роль второго плана), Г. Л. Филин (приз зрительских симпатий), А. А. Поляков (лучшая мужская роль), М. Е. Бобылев лучшая режиссура

- общая оценка полезности – 9,4 балла;
- смысловая нагрузка – 8,85 балла;
- уровень организации – 9,47 балла;



Рис. 19. Команда – победитель апрельских сборов 2018 г. «Альфа», капитан Д. В. Райер

- оценка общего впечатления – 9,55 балла;
- общая оценка своего участия – 8,15 балла.

Распределение оценок по полезности сборов приведено на рис. 20.

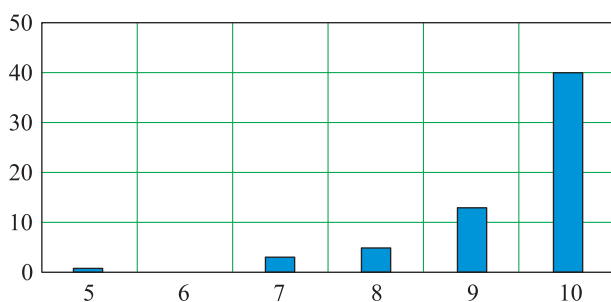


Рис. 20. Распределение оценок полезности сборов, выставленных участниками по итогам сборов

Ниже приведены впечатления некоторых участников.

Д. В. Райер (АО «КБСМ», г. Санкт-Петербург): «Мне понравилась программа в целом. Очень точно найден баланс, что позволило командам продуктивно работать. Всем командам и капитанам кажется, что это исключительно их заслуга, но мало кто понимает что это “благоприятная среда”, созданная организаторами, сыграла в основном свою роль».

О. А. Кривцова (АО «УПП «Вектор», г. Екатеринбург): «Хотелось бы отдельно отметить выступление в НОЦ Я. В. Новикова. Оно произвело на меня огромное впечатление, показало реальное положение дел, а также ответственность, которая лежит на каждом из нас.

Сборы сформировали мое видение Концерта, определили положение предприятий в нем. Сборы также помогли мне наладить связь с другими предприятиями, сформировали контакты с коллегами из них.

Огромное спасибо всем организаторам за потрясающий уровень организации всех без исключения мероприятий!!!»

В. А. Завьялов (АО «ВНИИРА», г. Санкт-Петербург): «Самое главное, что понравилось, это невероятно талантливые и чудесные люди, которые принимали участие в сборах, у них натурально “горят глаза”, они всегда рады поддержать любую идею и любое начинание. Уверен, что с такими людьми можно решить любую задачу или проблему.

В первую очередь сборы дали мне большое число новых друзей по всей территории России, с которыми и в огонь, и в воду, и пьесу за несколько вечеров поставить. Мы стали настоящей командой не только в рамках сборов, но и за их пределами. Я испытал большое количество положительных эмоций, получил огромное удовольствие от работы. Для меня смысл словосочетания “командная работа” перешел на новый, более весомый уровень. Мои жизненные взгляды основательно укрепились, продолжу идти в том же направлении, несмотря ни на что».

Р. А. Кузнецов (АО «ГосНИИП», г. Москва): «Реализация творческого подхода в каждом задании, работа в команде на общий результат – все это чрезвычайно мотивирует! Встреча с Я. В. Новиковым, Г. В. Козловым, С. В. Ерошиным оставляет надолго приятное впечатление!»

А. А. Беспалов (АО «НПО «ЛЭМЗ», г. Москва): «Было бы очень интересно послушать руководителей крупных предприятий, их методы решения возникающих проблем, ну, и взгляды в общем».

Ф. Ю. Трапезников (ПАО «МЗИК», г. Екатеринбург): «Никогда не видел столько умных и талантливых людей в одном месте».

А. В. Токарева (АО «ВНИИРА», г. Санкт-Петербург): «Мне понравилось все! Столько разных тем и много новой информации, и все в такие сроки! Настоящая прокачка!»



И все отмечают, что прямо видно, что глаза горят и хорошие эмоции переполняют, видно, что заряжена! Смотрят на меня и тоже хотят принять участие».

Е. В. Махортова (АО «ЗРТО», г. Санкт-Петербург): «Атмосфера и дух единства! Особенно порадовало задание с постановкой пьесы».

Н. А. Терехов (АО «ЦНИРТИ», г. Москва): «Как ни банально звучит – понравилась общая организация всего процесса. Мы ни минуты не были свободны – всегда были чем-то заняты».

Предлагаю более четко контролировать работу команд после сборов. Выдавать больше заданий. Не выдавать одно задание для всех 24 команд – делите задания на 3–4 команды, так можно решать 6–8 задач одновременно. Мы справимся)))».

Е. Д. Куликов (АО «НПО «ЛЭМЗ», г. Москва): «Все лекторы были отличными, каждый в своей области, темы освещены были очень широко, рассмотрено много тонкостей».

Замечательные, сильные, волевые и очень талантливые люди; мощный дух соперничества, в какой-то мере и азарт; возможность проявить себя в различных областях деятельности, а также проделать интересную командную работу. Интересный формат мероприятия, оно дало заряд положительной энергии».

А. М. Незнаев (ПАО «МЗИК», г. Екатеринбург): «Было бы интересно послушать доклады спикеров с подобных федеральных конкурсов, организаторов этих конкурсов, топовых бизнес-тренеров России (например, Тарасова, Фридмана, Манна, Архангельского, Гандапаса и др.)».

О. С. Мягкова (ПАО «Сатурн», г. Омск): «Если выбирать лекторов из участников апрельских сборов, я бы отметила Д. В. Богатырева, Г. Л. Филина, Д. В. Райер, А. В. Гаврысь, Е. А. Тюрину».

Мне понравилось ощущать себя частью большой семьи, налаживать горизонтальные связи; познакомилась с большим количеством интересных людей».

А. Н. Гикаленко (АО «НИИИП-НЗиК», г. Новосибирск): «Необходимо увеличивать количество технических и геополитических тем».

В. В. Самойлов (АО «Корпорация «Комета», г. Москва): «Можно пригласить военных, непосредственно использующих продукцию Концерта. Или, наоборот, какого-нибудь чиновника, занимающегося ВПК».

Понравился высокий темп событий, заставляющий активизироваться и полностью выжимать себя».

Н. Н. Парфенова (АО «БАЗ», г. Брянск): «Понравилось уважительное отношение жюри и модераторов к участникам программы, дружелюбное отношение участников сборов друг к другу».

Программа сборов очень насыщенная, добавлять еще дополнительных мероприятий не стоит. Только если заменить часть выступлений модераторов на интеллектуальные игры, которые также могут быть конкурсным заданием».

М. Е. Смирнова (АО «НПО «ПРЗ», г. Балахна): «Мне очень понравилась атмосфера сборов. В процессе получения новых знаний и опыта была возможность пообщаться и обзавестись новыми знакомствами. Все оказались очень образованными, доброжелательными, самодостаточными людьми, с которыми было легко и приятно общаться. Считаю, что из нас сложилась отличная команда, в которой можно услышать лишь добрый совет и слова поддержки».

А еще я бы не отказалась от игры «Что? Где? Когда?»».

Д. Н. Моторин (АО «ГосНИИП», г. Москва): «Понравилось все. Атмосфера доброжелательности. Взаимная поддержка (вне зависимости от соревновательной наклонности и желания каждого отличиться). Ежедневная загрузка (отсутствие свободного времени). Каша по утрам».

Было бы здорово, если бы в качестве докладчиков пригласили 1–2 заслуженных генеральных конструкторов (научных руководителей) или руководителей крупных предприятий Концерта: интересно послушать, пообщаться и воочию наблюдать».

На мой взгляд, организация на высшем уровне. Единственное пожелание – это менять содержание (что конкретно, мне сложно сказать, так как я был участником только одних



сборов и не вижу картину целиком) программы каждого сбора».

Г. Л. Филин (АО «МКБ «Факел», г. Химки): «Больше всего понравился разносторонний подход к лекциям и заданиям, абсолютное большинство заданий позволяет ярче раскрыться участникам».

По моему мнению, необходимо пригласить профессионального дипломата и экономиста».

М. И. Гольденберг (АО «ИЭМЗ «Купол», г. Ижевск): «У всех лекторов высокий уровень, они дают только самую важную информацию, прекрасно работают с аудиторией».

Максимально интересными и полезными для себя я отметила встречи и лекции профессоров, академиков и специалистов военных, технических, экономических, психологических наук.

Открытием для меня стало ведение спора в стиле «никаких правил».

Постановка пьесы была замечательной сменой вида деятельности и еще больше сплотила нашу команду».

Е. А. Тюрина (АО «ЗРТО», г. Санкт-Петербург): «Запомнилась презентация модератора о технике теории решения изобретательских задач (ТРИЗ) своей наглядностью и тематикой, объединяющей различные области знаний. Лекция по робототехнике – наглядностью, интересной подачей, возможностью дискутировать о полученной информации. Также презентация Е. В. Коробейниковой о целях и задачах Концерна – это действительно не освещенная на многих предприятиях тема».

Д. Е. Макаров (АО «ММЗ», г. Йошкар-Ола): «Тяжело выбрать лучшего докладчика, потому что все участники подготовили блестящие презентации, на темы которых было безумно интересно дискутировать».

Понравилось общение с новыми людьми, возможность повышения квалификации. Получил мотивацию для дальнейшего самосовершенствования. Принял решение поступить в аспирантуру и вновь заняться наукой».

В. В. Мусатов (АО «ВНИИРТ», г. Москва): «Имеет смысл пригласить ученых, выдающихся инженеров в области микроэлектроники, конструирования, топ-менеджеров предприятий Концерна».

Работа в качестве капитана команды дала бесценный опыт управления подчиненными в рамках одного коллектива, позволила выявить мои сильные лидерские качества, а также обратить внимание на пробелы в работе с коллегами».

В. А. Самсонов (АО «ФНПЦ «ННИИРТ», г. Нижний Новгород): «С удовольствием бы послушал полноценную лекцию историка Фурсова Андрея Ильича, так как здесь были представлены только его комментарии к нашим проектам. Хотелось бы послушать больше лекций по экономике, военной технике, географии, возможно, экологии. Очень нравится тема космоса. Не помешала бы медицина».

Понравилось работать над проектом, стараться сделать его лучше, интереснее и в конкурентной борьбе обойти соперника. Понравилось сдавать экзамен по географии и соревноваться с другими участниками. Понравилась отличная позитивная атмосфера сборов и дружный боевой настрой нашей команды. Понравился НОЦ.

Может быть, имеет смысл ввести по 2 человека от команды на каждый экзамен и каждое спортивное соревнование».

В. А. Шияновская (ОАО «РАТЕП», г. Серпухов): «Было бы интересно послушать лекцию о современной России от А. И. Фурсова».

Сборы помогли мне побороть свои комплексы, боязнь выступлений перед публикой. Также я смогла после провала на экзамене по литературе не опустить руки, а достойно принимать участие во всех мероприятиях».

А. Ф. Хакимов (ПАО «МЗИК», г. Екатеринбург): «Хотелось бы услышать ученых, специализирующихся на современных системах автоматизации, нанотехнологиях и в сфере энергетики».

Понравилось состязание по эристике, проектное задание по истории. Но самое главное – это отличная атмосфера и микроклимат в группе и дискуссиях, а также потрясающие знакомства с интересными людьми. Узнал новую разностороннюю информацию, получил бесценный опыт участия в таком слете».

Не хватило заранее изложенных правил для спортивных состязаний (гиря, настольный теннис), а также критериев оценки для



интеллектуальных конкурсов. Кроме того, на мой взгляд, не хватило еще одного проектного задания».

Ю. В. Сапега (АО «ГосНИИП», г. Москва): «Понравились активные дискуссии, доброжелательная атмосфера сборов, добрые и искренние участники сборов».

Д. А. Демидов (ПАО «НПО «Стрела», г. Тула): «Было бы целесообразно пригласить известных конструкторов и разработчиков из концерна АО «ВКО «Алмаз – Антей», политических деятелей России».

Благодаря сборам было получено очень много полезной информации».

А. В. Каграманян (АО «НИИИП-НЗиК», г. Новосибирск): «Понравилась атмосфера дружелюбия и уважения к чужому мнению».

А. П. Горбушина (ПАО «МЗИК», г. Екатеринбург): «Я поддерживаю и благодарю всех организаторов апрельских сборов, это колоссальная работа, и она того стоит, мне очень понравилось, осталась масса впечатлений, новых друзей, опыта, информации. Развитие лидерских способностей, общение с известными и выдающимися людьми, развитие в разных направлениях... я чувствую себя в своей тарелке...»

Следует прописать в программу проведения сборов утреннюю зарядку в 7:45».

О. Н. Казекина (АО «ММЗ», г. Йошкар-Ола): «Необходимы доклады на темы, полезные для развития Концерна и помогающие повысить эффективность производственной деятельности».

Понравился уровень организации сборов, смысловая нагрузка, спортивные мероприятия (сняли напряженность), дух соперничества в лучшем смысле этого слова».

В. А. Федоров (АО «УМЗ», г. Ульяновск): «В эпоху освоения космоса будет полезным послушать докладчика по квантовой физике».

А. А. Моисеев (ПАО «НПО «Стрела», г. Тула) : «До участия в сборах я был убежден в тождественности понятий “руководитель” и “лидер”, наивно полагая, что лидером являюсь достаточно давно, но, как выяснилось, мне есть еще куда расти».

Е. А. Суркова (АО «УМЗ», г. Ульяновск): «Сборы помогли выявить новые для меня на-

правления. Я встретила среди участников много интересных, талантливых и умных людей».

Хотелось бы видеть в программе сборов больше видов спорта, в которых девушки могут выступать на равных с мужчинами».

Е. А. Пектубаева (АО «ММЗ», г. Йошкар-Ола): «Очень понравилось, что благодаря такой интенсивной программе всем участникам удалось сплотиться в дружные команды, проявить себя в различных конкурсах. Также это отличная возможность пообщаться с коллегами из других городов и обсудить рабочие вопросы».

После данных сборов во мне с особой силой проснулось желание развиваться дальше, узнавать новое, получить техническое образование».

В. Д. Сухотерин (АО «ВНИИРА», г. Санкт-Петербург): «Крайне интересно послушать мастер-класс по лидерству и ораторскому искусству от Р. Гандапаса».

По возможности следует устраивать неожиданные организационные изменения, чтобы выявить наиболее быстро реагирующие и адаптирующиеся команды и участников».

А. Г. Конюхов (АО «НИИИП-НЗиК», г. Новосибирск): «Вопрос в том, кого ищем, супервайзера в Макдоналдс или Первых Коней Поднебесной? Господин Савин – смог бы он попасть в финал?»

А. В. Толгский (АО «КБСМ», г. Санкт-Петербург): «Атмосфера соперничества с одной стороны, а с другой – товарищества... Когда люди из разных команд не пытаются завалить друг друга, скрыть информацию, а помогают во всем... несмотря на то что работают в разных командах, – это один организм, готовый упорно идти к поставленной цели».

С. Г. Ситунин (АО «НПО «ПРЗ», г. Балахна): «Получил огромное количество информации на лекциях; появилось желание совершенствования и развиваться как личность и специалист».

А. С. Евдокимов (ПАО «МЗИК», г. Екатеринбург): «Место проведения прямо 2 звезды, Концерн может найти лучше. Организация сборов на высшем уровне, но база отдыха – это просто провал. Из горячего крана холодная ржавая вода течет, в домиках штабных нет



отопления. Я простыл уже на второй день. Закидываясь таблетками, кое-как продержался до конца сборов. Предлагаю рассмотреть другую базу отдыха для исключения подобных казусов».

Д. А. Махов (АО «ВНИИРА», г. Санкт-Петербург): «Прошу дать больший напор на капитанов команд! Возможно, стоит ввести дополнительное задание на дискуссиях для проявления управленческих компетенций капитана».

Согласно пожеланиям, в дальнейшем при организации дискуссий следует сделать акцент в техническую область с приглашением генеральных директоров и ведущих конструкторов дочерних обществ. В июле 2018 г. во время совещания директоров дочерних обществ Концерна будет проводиться вручение памятных знаков победителям программы. Там и будет передано это пожелание руководителям дочерних обществ. Отрадно отметить готовность участников взяться за решение вопросов, актуальных для плодотворной работы Концерна. В октябре 2018 г. запланированы заключительные отборочные сборы. При их организации будут учтены и другие пожелания.

Заключение

Итоги полуторагодичного хода программы выявления лидеров трудовых коллективов показали эффективность разработанной методики. Она не является простой и быстрой, но зато позволяет детально и вполне надежно оценить широкий набор лидерских качеств ее участников. На заочных турах это эрудиция, умение излагать свои мысли и решать проблемные ситуации, грамотность; на сборах – умение выступать, вести дискуссию, отстаивать свою точку зрения, организаторские способности, работу в коллективе, коммуникативность, выносливость. Следующие два года программы будут связаны с повышением

компетенций отобранных победителей, их целевой стажировкой на предприятиях Концерна и привлечением к решению конкретных задач, поставленных руководством Концерна. Главным вектором в деятельности победителей программы должно стать подтверждение своего статуса путем достижения значимых производственных успехов.

Исключительно важно, что программа, созданная по инициативе генерального директора Концерна Я. В. Новикова, находится под его патронажем и пользуется всесторонней поддержкой.

Есть уверенность, что при таком тщательном системном подходе к выявлению и развитию лидеров в Концерне удастся сформировать полноценный и действенный кадровый резерв, способный уже в настоящем времени внести достойный вклад в решение стратегически важных задач по созданию перспективных систем воздушно-космической обороны и продукции гражданского назначения.

Список литературы

1. Программа выявления лидеров трудовых коллективов Концерна ВКО «Алмаз – Антей» / Д. Ю. Большаков, С. Е. Ерошин, Г. В. Козлов и др. Москва: Миттель Пресс, 2017. С. 104.
2. Выявление лидеров трудовых коллективов: Программа Концерна ВКО «Алмаз – Антей» / Д. Ю. Большаков, С. Е. Ерошин, Г. В. Козлов и др. Москва: Новое Время, 2018. 180 с.
3. Положение о Всероссийском управленческом конкурсе «Лидеры России». URL: <http://лидерыроссии.рф/rules> (дата обращения 20.06.2018).
4. Козлов Г. В., Ерошин С. Е., Большаков Д. Ю. Метод формирования корпоративной общности // Инновации. 2017. № 7. С. 11–15.

Поступила 28.06.18

Большаков Денис Юрьевич – кандидат технических наук, начальник отдела АО «Концерн ВКО «Алмаз – Антей», г. Москва.

Область научных интересов: функциональная стилистика, математическое моделирование, интернет-маркетинг.



Ерошин Сергей Евгеньевич – кандидат технических наук, заместитель директора Автономной некоммерческой организации дополнительного профессионального образования «Научно-образовательный центр воздушно-космической обороны «Алмаз – Антей» им. академика В. П. Ефремова, г. Москва.

Область научных интересов: научно-образовательное сотрудничество, дополнительное профессиональное образование.

Козлов Геннадий Викторович – доктор физико-математических наук, профессор, заместитель руководителя аппарата генерального директора – руководитель секретариата АО «Концерн ВКО «Алмаз – Антей», г. Москва. Область научных интересов: радиофизика, управление холдинговыми структурами, формирование организационной культуры.

Recurring implementation specifics of the work team leader detection program

The paper presents a comparison of the first and second cycle results for the work team leader detection program implemented in Joint-stock Company “Concern “Almaz – Antey”. We consider the possibility of refining the program by means of introducing elements of participant self-development.

Keywords: leader detection, selection technique, teambuilding.

Bolshakov Denis Yurevich – Candidate of Engineering Sciences, Head of Department, Joint-stock Company “Concern “Almaz – Antey”, Moscow.

Science research interests: functional stylistics, mathematical simulation, Internet marketing.

Eroshin Sergey Evgenevich – Candidate of Engineering Sciences, Deputy Director, Independent non-profit organization of further vocational education “Science and education center of aerospace defense “Almaz – Antey”, Moscow.

Science research interests: scientific and educational cooperation, further vocational education.

Kozlov Gennadiy Viktorovich – Doctor of Physical and Mathematical Sciences, Professor, Deputy Head of the Administration of Director General – Head of Secretariate, Joint-stock Company “Concern “Almaz – Antey”, Moscow.

Science research interests: radiophysics, holding structure management, corporate culture formation.



УДК 629.7.015.4

В. А. Мосунов, Р. В. Рябыкина,
В. И. Смыслов, А. В. Фролов

Опыт расчетных исследований флаттера беспилотного летательного аппарата

Рассмотрена последовательность расчетно-экспериментальных работ по флаттеру. Сформированы исходные данные образца беспилотного летательного аппарата, созданы математические модели. Проведены исполнительные параметрические расчеты симметричных и антисимметричных форм флаттера крыльев и оперения. Исследовано влияние аэродинамики на корпус летательного аппарата, приведены примеры результатов расчета по программным комплексам KC-M и MSC.Nastran.

Ключевые слова: флаттер, беспилотный летательный аппарат, расчетно-экспериментальные исследования, симметричная модель, антисимметричная модель.

Введение

Опасные автоколебания беспилотного летательного аппарата (БЛА), вызванные взаимодействием упругой конструкции с потоком воздуха, являются флаттером. Достижение, а тем более превышение, на любом режиме полета границы устойчивости таких автоколебаний может привести к разрушению конструкции БЛА или отказу функционирования его систем. Заключение по безопасности полета БЛА от флаттера является конечной целью расчетно-экспериментальных исследований, включающих серии параметрических расчетов, наземных испытаний отдельных агрегатов и конструкции БЛА в целом [1, 2].

На основании опыта расчетных исследований стоит отметить, что по результатам наземного эксперимента необходимо корректировать упругомассовые динамические модели. Достоверность результатов расчета может быть подкреплена дополнительно использованием различных программных комплексов. До начала летных испытаний на готовом опытном образце БЛА проводятся наземные резонансные (модальные) испытания. Они предшествуют заключительным (исполнительным) расчетам на флаттер.

Аэродинамические воздействия на дозвуковых и сверхзвуковых режимах полета определяются по различным аэродинамическим теориям (как правило, линейным). Для трансзвуковой области полета могут быть использованы узкоспециализированные про-

граммные комплексы. Безопасность полета БЛА от флаттера на этих режимах (при числах Маха в диапазоне 0,95...1,05) точнее может быть установлена по результатам летных испытаний.

Ниже приведено описание исполнительных расчетов. Они проиллюстрированы примерами результатов, обеспечивающих корректное суждение о безопасности полета БЛА от флаттера. Настоящая работа дополняет содержание публикации [3], относящейся к наземным испытаниям.

Последовательность работ

Упрощенный вариант последовательности проведения работ по обеспечению безопасности БЛА от флаттера включает несколько этапов.

На первом этапе формируются и приводятся к виду, требуемому для выбранного программного обеспечения, исходные данные для расчетов.

На втором этапе создается математическая модель БЛА для предварительных расчетов частот и форм собственных колебаний без потока и для расчетов на флаттер.

На третьем этапе выполняются предварительные расчеты. Эти данные важны при планировании и проведении наземного эксперимента.

Четвертый этап – это экспериментальное определение характеристик собственных колебаний натурного БЛА с его функционирующими системами. На нем проводятся наземные резонансные (модальные) испытания.

На пятом этапе по результатам наземных испытаний корректируется упругомассо-



вая математическая модель, необходимая для проведения исполнительных (окончательных) расчетов на флаттер.

Шестой этап – один из важнейших этапов. На нем проводятся исполнительные расчеты, его результаты являются окончательным основанием для суждения о безопасности БЛА на всех режимах полета.

На седьмом, заключительном, этапе проводится анализ данных, разрабатывается заключение, направленное на предотвращение опасных автоколебаний при проведении летных испытаний. В ряде случаев готовятся рекомендации по доработке БЛА для обеспечения нормативных запасов устойчивости в полете. В этом случае необходима также проверка эффективности проведенных доработок.

В настоящей статье представлены данные расчетных исследований, относящихся к шестому этапу – проведению исполнительных расчетов на флаттер.

Упругомассовые модели и расчет собственных колебаний

На основании опыта исследований целого ряда БЛА были сформированы исходные данные и создана математическая модель его упругомассовой конструкции.

Исполнительные расчеты на флаттер проведены для тестового БЛА типовой аэродинамической схемы с гладкими крыльями среднего удлинения и рулями с независимым управлением. Рассмотрены различные варианты веса крыла и топливного отсека. Расчеты на флаттер проведены с учетом отличий во вращательных жесткостях рулей.

В реальных конструкциях имеет место несимметрия характеристик корпуса БЛА относительно плоскостей управления, что подтверждено результатами эксперимента. Как правило, в расчетной модели эти особенности не отражены.

Основной объем расчетов выполнен с помощью полиномиального метода Ритца в программе КС-М [4]. Дополнительная часть расчетов проведена методом конечных элементов в программном комплексе *MSC.Nastran* [5]. Расчеты собственных частот колебаний консольно-закрепленного крыла (консоль), симметричных (симметрия) и антисимметрич-

ных (антисимметрия) колебаний крыльев полной математической модели БЛА выполнены в программе КС-М. В табл. 1 проведено сравнение собственных частот по отношению

Таблица 1
Результаты сравнения собственных частот крыльев (%)

Наименование тона	Консоль крыла	Симметричные колебания
Изгиб крыла 1-го тона	–21	–19
Изгиб крыла 2-го тона	–5	2
Кручение крыла 1-го тона	–2	1

к опорным частотам f_A , в качестве которых взяты частоты антисимметричных колебаний:

$$\frac{(f - f_A)}{f_A}.$$

Сравнение собственных частот рулей, именуемых 1 и 2, приведено в табл. 2 (в КС-М). Разброс частот для каждого случая вызван

Таблица 2
Собственные частоты рулей (%)

Наименование тона	Консольно-закрепленный руль	Колебания полного БЛА	
		Симметричные	Антисимметричные
Вращение 1-го руля	–0,5	–0,4...–0,5	–0,5
Вращение 2-го руля	–1,0	–0,8...–1,0	–0,8...–1,0
Изгиб 1-го руля	–8,0	–6...–8	–8
Изгиб 2-го руля	–8,0	–5,5...–8,0	–7...–6

влиянием веса корпуса. Собственные частоты отнесены к парциальным:

$$(f - f_{\text{парц}})/f_{\text{парц}}.$$

Парциальные частоты определены по величинам жесткости на вращение $K_{\text{вр}}$ или на изгиб $K_{\text{изг}}$ и соответствующим моментам инерции I_Z и I_X . При этом руль полагался недеформируемым, а центробежный момент инерции – нулевым. Частота парциального тона вращения определена как $(2\pi f_{\text{парц}})^2 = K_{\text{вр}}/I_Z$ частота парциального тона изгиба – $(2\pi f_{\text{парц}})^2 = K_{\text{изг}}/I_X$. По результатам сравнения частот можно заключить, что отличия для вращения руля не превышают 1 %, а для изгиба – 8 %.



Аэродинамические модели

Распределенные аэродинамические силы, действующие на поверхность ЛА в полете при колебаниях, в расчетах представляются набором сосредоточенных сил, приложенных в ряде точек, количество которых доходит до тысяч. Эти силы составляют аэродинамическую сетку, которая для обеспечения корректной расчетной схемы стыкуется с расчетной упругомассовой моделью в ходе специальной интерполяционной процедуры. Принципы создания аэродинамической модели в программах КС-М и *MSC.Nastran* практически не отличаются.

Используется линейная теория тонкого крыла. При расчете каждая несущая поверхность разбивается на ограниченное количество аэродинамических панелей. В расчетах КС-М и *MSC.Nastran* не рекомендуется задавать числа Маха в диапазоне $M \approx 0,95 \dots 1,05$.

В КС-М расчеты аэродинамических матриц для дозвуковых скоростей полета проводятся методом дискретных диполей, а для сверхзвуковых скоростей полета – панельным методом, при этом количество аэродинамических панелей не превышает 1000. БЛА представляет собой систему плоских несущих поверхностей, параллельных вектору скорости набегающего потока. Поверхности разбиваются на меньшие панели треугольной или трапециевидной формы. При этом корректными являются те решения, для которых заданные числа Маха и Струхала соответствуют полученной скорости и частоте флаттера.

В программе *MSC.Nastran* для $M < 1$ используется метод дипольных решеток (*DLM*), для $M > 1$ – метод постоянного давления (*CPM*).

Для оценки влияния цилиндрической части корпуса были проведены расчеты на флаттер с аэродинамической сеткой как на всем корпусе («полная сетка»), так и на головной части («только носовая»). Влияние головной части для разных форм флаттера и чисел M было определено в программе КС-М.

В частности, наличие аэродинамики на поверхностях и лишь на головной части корпуса для симметричной формы флаттера крыла практически не привело к изменению критической скорости и частоты флаттера, для антисимметричной формы критическая скорость уменьшилась на 7 %, что вполне соответствует прогнозам.

Для симметричной формы флаттера руля отсутствие аэродинамики на цилиндрической части корпуса привело к уменьшению критической скорости на 6 %. При этом представляется логичным не задавать аэродинамическую сетку на цилиндрической части корпуса.

В ходе расчетов в КС-М для каждого режима задавались значения плотности, числа M , а также числа Струхала Sh и определялась критическая скорость флаттера. По ее величине и частоте флаттера задавалось число Sh , соответствующее полученному критическому режиму, и это значение было исходным для расчета в следующем приближении. Примеры итераций приведены на рис. 1.

Флаттер крыла

В *MSC.Nastran* расчеты проведены традиционным изменением скорости полета $V = V_{\min} \dots V_{\max}$ с шагом ΔV при постоянных значениях M и плотности воздуха ρ (метод $p - k$). Расчетный базис – 15 собственных то-

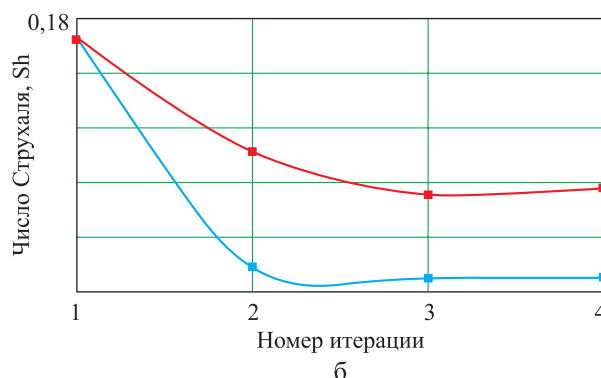
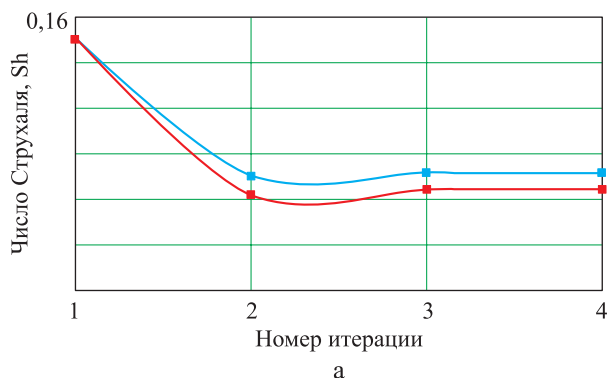


Рис. 1. Сходимость по числам Струхала Sh для двух форм флаттера (а, б):
—■— симметричной модели; —■— антисимметричной модели



нов (с учетом тонов твердого тела). При конструкционном демпфировании с логарифмическим декрементом 0,05 (относительный показатель затухания $\zeta = 0,008$) числа M/M_0 имели следующие значения: 0,9; 1,1; 1,2; 1,5; 1,7.

На рис. 2 показаны результаты расчетов на флаттер полного БЛА («флаттер крыла») по КС-М. Расчетный базис – 14 собственных тонов (с учетом тонов твердого тела), конструкционное демпфирование то же, что и в математических моделях *MSC.Nastran*. С увеличением

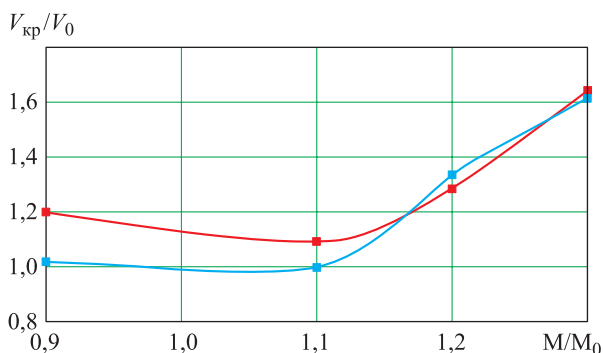


Рис. 2. Критическая скорость флаттера крыла:
—■— симметричной модели;
—■— антисимметричной модели

числа M растет критическая скорость флаттера $V_{кр}$. При этом отличия между симметричной и антисимметричной формами флаттера существенно сокращаются.

На рис. 3 и в табл. 3 отражено изменение частоты и демпфирования колебаний на плоскости корней – относительного показателя затухания ζ и частоты f для той же формы флаттера, которая была вычислена ранее в программе *MSC.Nastran*. Режимы полета соответствуют разным сочетаниям чисел M и значениям безразмерной высоты H/H_0 . Параметром является скорость полета, в любом варианте с ее увеличением частота колебаний растет. Флаттер при $\zeta = 0$ наблюдается лишь на сверхзвуковом режиме при максимальной плотности, соответствующей $H/H_0 = 6$. При этом есть значительный запас по скорости, превышающий нормативный.

Критическая скорость для симметричной формы флаттера крыла на 8 % меньше, чем для антисимметричной, отличие в частотах флаттера составляет 3 %. Близость границ устойчивости можно объяснить значительной массой

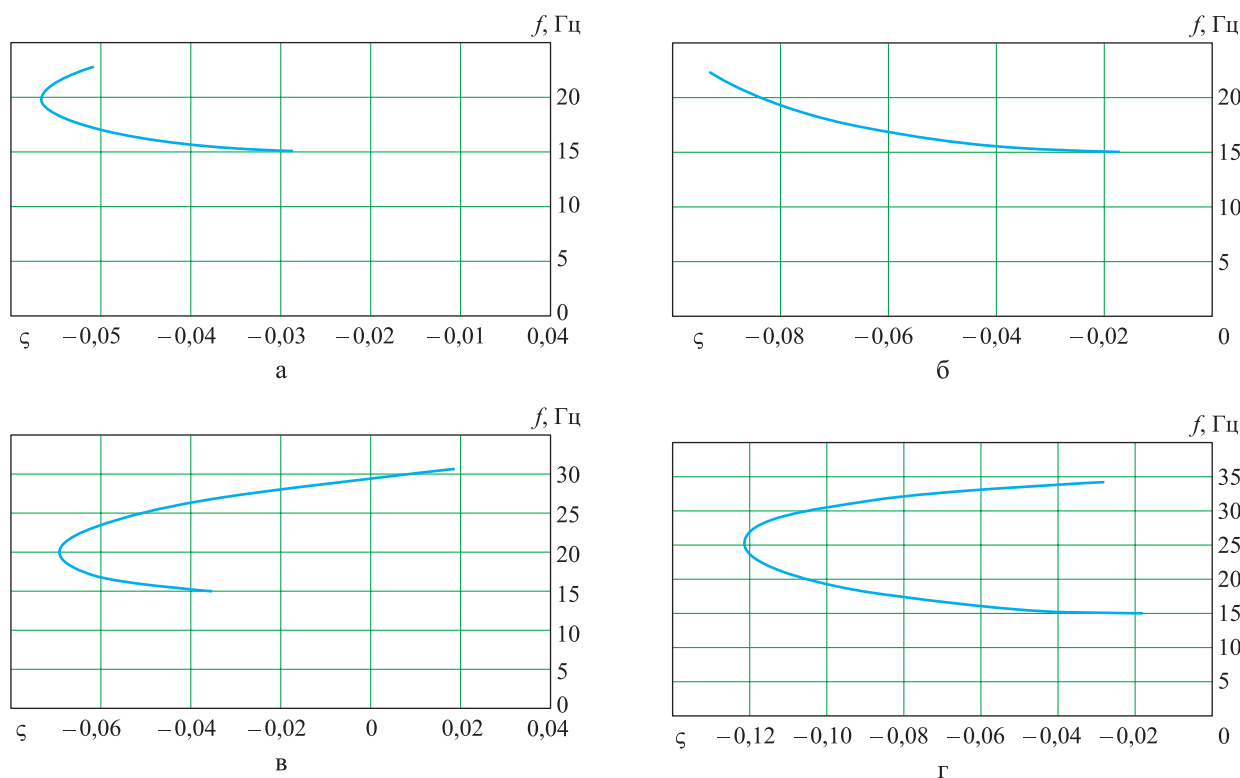


Рис. 3. Изменение частоты и демпфирования на плоскости корней при следующих комбинациях относительных высот и числах Маха:

а – $H/H_0 = 10, M/M_0 = 1,1$; б – $H/H_0 = 10, M/M_0 = 0,9$;
в – $H/H_0 = 6, M/M_0 = 1,1$; г – $H/H_0 = 6, M/M_0 = 0,9$



Таблица 3

Флаттер крыла (антисимметричная модель)

H / H_0	M / M_0	Характерная частота, Гц	Логарифмический декремент	$V_{кр}$, м/с	$f_{фл}$, Гц
10	1,1	17	0,25	>650	>34,4
10	0,9	16	0,13	>650	>22,4
6	1,1	18	0,19	630	29,5
6	0,9	17	0,22	>650	>34,4

корпуса, когда колебания крыльев связаны слабо и приближаются к консольно-заделанным. В табл. 4 приведены значения $V_{кр}$ и $f_{фл}$ при изменении полной массы крыла. Несмотря на значительное изменение веса (до половины) минимум критической скорости изменяется в пределах 6 %.

Кроме того, была проведена расчетная имитация влияния выгорания топлива для симметричной формы флаттера и разных вариантов массы топлива: полной, половинной и нулевой. Получено, что изменение массы корпуса за счет выгорания топлива приводит к сравнительно небольшим изменениям критической скорости – до 10 % и частоты флаттера – до 6 %.

Для понимания механизма неустойчивости в ряде случаев существенное значение имеет оценка степени участия отдельных тонов в формировании флаттера. Такая оценка возможна по сравнительной величине энергии тонов на границе флаттера.

Расчет по программе КС-М позволил получить для флаттера крыла соотношения четырех тонов (рис. 4). Очевидно, что основными являются первые три тона, а вклад 4-го невелик.

Также важно значение производной показателя затухания δ по скорости потока на границе флаттера. Этим значением во многом

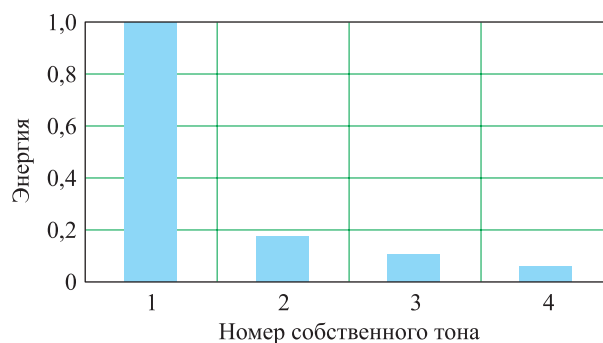


Рис. 4. Энергия собственных тонов при флаттере крыла: 1 – симметричный изгиб крыла первого тона; 2 – изгиб корпуса первого тона; 3 – вращение руля; 4 – симметричное кручение крыла

определяется характер флаттера, так же как и точность самой оценки границы. Очевидно, ошибки будут больше при малой величине этой производной, и наоборот. Количественное сравнение производной затухания для флаттера крыла и рулевой формы приведено в табл. 5. Стоит отметить почти двукратное превышение

Таблица 5

Производная показателя затухания по скорости (при $V = V_{кр}$, КС-М)

Форма флаттера	M / M_0	$d\delta / dv$
Крыльевая	1,1	39
Рулевая изгибно-вращательная	1,2	58

производной для консольного флаттера руля по сравнению с крыльевой и корпусно-рулевой формами. Это свидетельствует о более резком изменении демпфирования и нарастания автоколебаний. Однако граница флаттера при наличии помех, всегда имеющих в эксперименте, определяется более четко.

Флаттер органов управления

В ходе расчетов получены симметричная и антисимметричная формы флаттера органов управления, точнее – корпусно-рулевые фор-

Таблица 4

Значения критической скорости и частоты флаттера в зависимости от веса крыла (симметричная модель)

Крыло	$V_{кр}$						$f_{фл}$					
	M / M_0						M / M_0					
	0,6	0,9	1,1	1,2	1,3	1,5	0,6	0,9	1,1	1,2	1,3	1,5
Облегченное	467	401	395	495	471	879	26,1	19,0	18,2	23,5	19,9	35,6
Номинальное	465	388	382	508	556	877	19,9	14,3	13,9	19,3	19,9	27,6
Утяжеленное	463	382	387	526	506	913	16,7	11,9	12,0	17,2	14,7	24,4



мы. На рис. 5 представлены годографы на плоскости корней при $M/M_0 = 1,2$, одинаковыми маркерами и цветом выделены пары корней (собственных тонов), формирующие одну из форм флаттера. На рис. 6 приведены зависимости критической скорости симметричных и антисимметричных форм флаттера рулей от числа M при $H = 0$. Расчеты выполнены в *MSC.Nastran*.

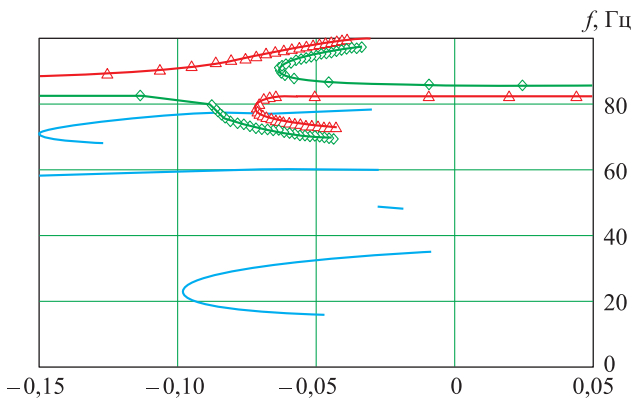


Рис. 5. Годографы на плоскости корней при $M/M_0 = 1,2$

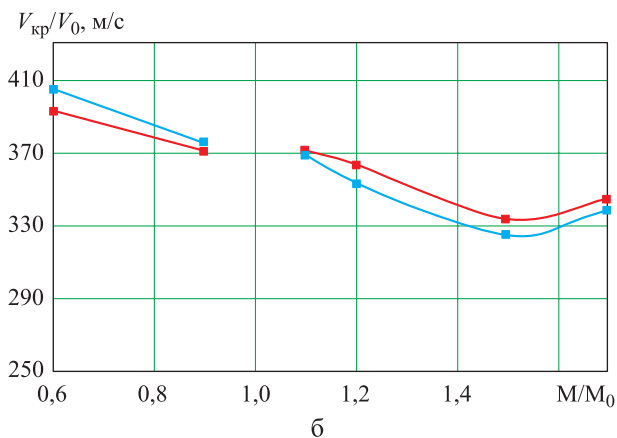
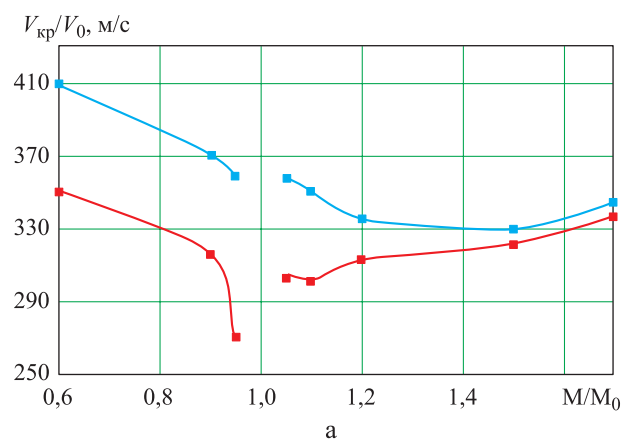


Рис. 6. Зависимости критической скорости $V_{кр}$ симметричных (а) и антисимметричных (б) форм флаттера рулей от числа M при $H = 0$:
— верхний руль; — нижний руль

Отметим близкие значения критической скорости для двух рулей и сближение частот рулевых тонов по годографу корней при фиксированном значении числа M . То же имеет место при изменении числа M , притом вблизи максимальных значений критические скорости симметричных колебаний рулей практически совпадают. На таких режимах и вблизи них, как показывает эксперимент, могут наблюдаться очень низкочастотные биения и переход от одной формы флаттера к другой с разными отношениями амплитуд колебаний рулей.

На рис. 7 приведена зависимость показателя затухания (действительной части корня) от числа M , полученные расчетом по КС-М.

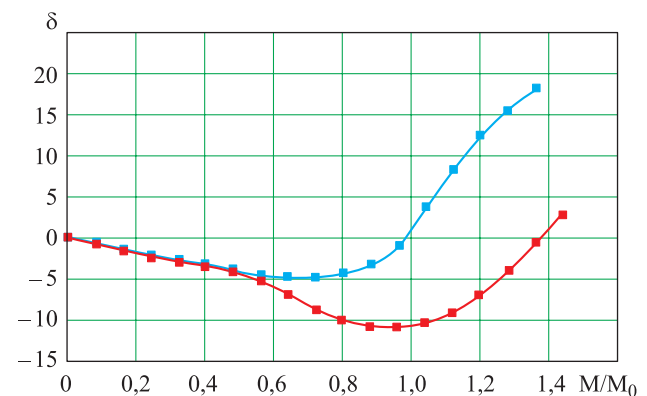


Рис. 7. Показатель затухания (действительная часть корня) для флаттера 1-го (—) и 2-го (—) рулей

Собственные частоты рулей без потока были достаточно близкими; в потоке с увеличением скорости они вначале расходятся (при этом границы флаттера достаточно разнесены) и на максимальной скорости частоты снова сближаются.

В КС-М выполнена оценка степени участия отдельных тонов в формировании корпусно-рулевой формы флаттера для одного из рулей. Эта оценка проиллюстрирована в табл. 6 безразмерной величиной энергии тонов на границе флаттера.

Таблица 6

Энергия собственных тонов корпусно-рулевой формы флаттера

M / M_0	Собственный тон колебаний			
	Изгиб руля 1-го тона	Вращение руля	Изгиб корпуса 1-го тона	Изгиб руля 2-го тона
1,2	1,0	0,30	0,12	0,17
1,5	1,0	0,26	0,03	0,02



По данным табл. 6 можно сделать вывод о том, что корпусно-рулевая форма флаттера близка по энергии к консольной форме флаттера руля, которая определяется в основном его изгибом 1-го тона и вращением. Вклад двух других тонов оказывается относительно малым.

Заключение

Проведены исполнительные расчеты для симметричных и антисимметричных форм флаттера крыльев и оперения.

На основании результатов можно заключить, что отличие критической скорости консольной формы флаттера крыла и формы флаттера крыла симметричной модели мало, а влияние выгорания топлива на флаттер невелико.

Наиболее опасными оказались рулевые формы флаттера. Малые отличия парциальных частот рулей приводят к появлению двух форм с близкими величинами критической скорости флаттера. Результаты исследования будут полезны в цикле расчетно-экспериментальных работ по предотвращению опасных автоколебаний в полете, в частности флаттера БЛА. *Работа выполнена во ФГУП «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского».*

Список литературы

1. Аэроупругость / А. М. Матвиенко, А. И. Акимов, М. Г. Акопов [и др.] // Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV–21. Самолеты и вертолеты. Кн. 1. Аэродинамика, динамика полета и прочность. М.: Машиностроение, 2002. С. 627–692.
2. Парафесь С. Г., Смыслов В. И. Методы и средства обеспечения аэроупругой устойчивости беспилотных летательных аппаратов. М.: Изд-во МАИ, 2013. 176 с.
3. Долгополов А. В., Леонтьева Р. В., Смыслов В. И. Наземные резонансные испытания беспилотного летательного аппарата с применением многоканального оборудования // Вестник Концерна ВКО «Алмаз – Антей». 2016. № 4. С. 72–80.
4. Буньков В. Г., Ишмуратов Ф. З., Мосунов В. А. Решение некоторых задач аэроупругости на основе современной версии полиномиального метода Ритца. Труды ЦАГИ, Вып. 2664, 2004. С. 97–116.
5. MSC.Nastran Aeroelastic Analysis User's Guide // SCRIBD. URL: <https://ru.scribd.com/document/20953143/MSC-Nastran-Aeroelastic-Analysis-User-s-Guide> (data access 20.05.2018).

Поступила 02.04.18

Мосунов Валерий Аркадьевич – кандидат технических наук, старший научный сотрудник ФГУП «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского», г. Жуковский.
Область научных интересов: динамика и прочность летательных аппаратов.

Рябыкина Регина Владимировна – ведущий инженер ФГУП «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского», г. Жуковский.
Область научных интересов: динамика и прочность летательных аппаратов.

Смыслов Всеволод Игоревич – доктор технических наук, главный научный сотрудник ФГУП «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского», г. Жуковский.
Область научных интересов: динамика и прочность летательных аппаратов.

Фролов Александр Владимирович – кандидат технических наук, ведущий инженер ФГУП «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского», г. Жуковский.
Область научных интересов: динамика и прочность летательных аппаратов.



Experience of computational research on the flutter of an unmanned aerial vehicle

The paper focuses on the sequence of computational and experimental investigations on the flutter. We set the initial data for the unmanned aerial vehicle and built the mathematical models. Furthermore, we did parametric analysis of symmetric and antisymmetric flutter shapes of the wings and the tail, studied the aerodynamics effect on the body of the vehicle, gave the examples of the calculation data on the base of KS-M and MSC.Nastran software.

Keywords: flutter, unmanned aerial vehicle, computational and experimental investigations, symmetric model, antisymmetric model.

Mosunov Valeriy Arkad'evich – Candidate of Engineering Sciences, Senior Research Fellow, the Central Aerohydrodynamic Institute named after N. E. Zhukovsky, Zhukovsky.

Science research interests: dynamics and strength of aerial vehicles.

Ryabykina Regina Vladimirovna – Leading Engineer, the Central Aerohydrodynamic Institute named after N. E. Zhukovsky, Zhukovsky.

Science research interests: dynamics and strength of aerial vehicles.

Smyslov Vsevolod Igorevich – Doctor of Engineering Sciences, Chief Research Fellow, the Central Aerohydrodynamic Institute named after N. E. Zhukovsky, Zhukovsky.

Science research interests: dynamics and strength of aerial vehicles.

Frolov Aleksandr Vladimirovich – Candidate of Engineering Sciences, Leading Engineer, the Central Aerohydrodynamic Institute named after N. E. Zhukovsky, Zhukovsky.

Science research interests: dynamics and strength of aerial vehicles.



УДК 620.3

Л. С. Белозеров, А. А. Казин

Исследование эрозионной стойкости графита МПГ-7

Рассмотрена эрозионная стойкость графитовых образцов с электроискровым покрытием. Для сравнения экспериментальных результатов в качестве упрочняющего покрытия выбраны титан, тантал, вольфрам, стеллит. Для эрозионного воздействия использована установка для получения высокоэнтальпийных потоков газа, представляющая собой комбинацию плазмотрона и аэродинамического устройства, с помощью которого формируется газовый поток.

Ключевые слова: эрозионная стойкость, электроискровое покрытие, упрочнение.

Введение

Графит обладает большим количеством уникальных качеств, обуславливающих область его применения. Устойчивость к большим температурам позволяет использовать его в высокотемпературных средах. Графит также применяют в атомной энергетике, металлургии, машиностроении, ракетостроении, химической промышленности и т. д.

Электроискровая обработка – это эффективный метод для восстановления и упрочнения поверхности материалов. Данный процесс исследуется достаточно давно. Изучаются новые материалы, ранее не применявшиеся для упрочнения, экспериментально выявляются их прочностные, механические и физические свойства [1].

При электроискровом легировании (ЭИЛ) используется обратная полярность, т. е. изделие является катодом, а обрабатывающий электрод – анодом. Такой процесс включает в себя следующие этапы:

- 1) возбуждение электрического контакта между анодом и катодом;
- 2) эрозия электродов;
- 3) перенос и формирование упрочнительного покрытия на поверхность изделия;
- 4) разрыв контакта;
- 5) образование шероховатости получаемой поверхности.

В процессе электроискровой обработки поверхностный слой обрабатываемого изделия проходит ряд структурных и базовых изменений, которые подробно рассмотрены в работах Б. Р. Лазаренко [1] и Л. С. Палатника [2]. По результатам металлографических исследований установлено, что упрочненная зона состоит из

трех слоев. В процессе электроискровой обработки на поверхности катода возникает белый слой, который обычно не поддается травлению химическими реактивами. Под белым слоем располагается переходный слой, представляющий собой зону термического влияния электрических импульсов и диффузионного проникновения элементов анода и катода.

Главный недостаток электроискрового упрочнения заключается в том, что при увеличении толщины нанесенного покрытия увеличивается его шероховатость, что негативно отражается на его эксплуатационных свойствах. Для уменьшения шероховатости применяется гибридная электроискровая лазерная обработка. После упрочнения поверхности изделия методом электроискровой обработки выполняется лазерная обработка, в ходе которой сглаживается поверхность [3].

В рамках исследования графитовые образцы подвергались электроискровой обработке. Была определена эрозионная стойкость этих образцов при температуре 1800 °С. Цель данной работы – определение влияния эрозионной стойкости графита МПГ-7 с упрочненной поверхностью электроискровым способом.

Методика исследований

В качестве экспериментальных образцов в работе применялись пластины размера 2×20×20 мм, изготовленные из графита МПГ-7, его свойства приведены ниже.

Плотность, г/см ³	≥1,7
Предел прочности при сжатии, МПа	79,4
Предел прочности при изгибе, МПа	≥34,3
Удельное электросопротивление, мкОм · м	≤18,0
Пористость, %	12–15
Размер зерна, мм	0,045–0,09

© Белозеров Л. С., Казин А. А., 2018



На указанные графитовые образцы наносилось покрытие электроискровым способом на установке Элитрон-52А. Режимы электроискровой обработки приведены в таблице.

Режимы нанесения электроискрового покрытия

Режим электроискровой обработки	Емкость, мкФ	Рабочий ток, А
RC-1	480	10–15

После электроискрового легирования была выполнена лазерная обработка для получения более гладкой и ровной поверхности, а также снижения шероховатости. Режимы лазерной обработки приведены ниже.

Напряжения на дуге, В	320
Шаг по оси у, мм	0,20
Шаг по оси х, мм	0,35
Частота, Гц	6,00
Фокусировка, мм	8,00
Длительность импульса, мс	7,00
Форма импульса	Колокол

Полученные указанным выше способом образцы подвергались плазменному воздействию на установке, представляющей собой комбинацию плазмотрона и аэродинамического устройства (показана на рисунке) для формирования газового потока заданных параметров. В плазмотроне для разогрева используется высокочастотный дуговой газовый разряд, устойчивый в широком диапазоне давлений и скоростей газового потока, а также высоковольтная слаботочная форма высокочастотного дугового разряда с малыми эрозией электродов и степенью загрязнения газового потока. Данный плазмотрон питается от лампового высокочастотного генератора с рабочей частотой 13,57 МГц и мощностью на выходе до 50 кВт.

Аэродинамическая часть построена на основе сменных геометрических сопел типа Лавалья, устанавливаемых в зависимости от требуемых параметров потока. Установка применяется для получения сравнительных характеристик огнеупорных материалов и теплозащитных покрытий, а также в технологических циклах проведения плазмохимических реакций [3]. Режимы плазмотрона приведены ниже.

Температурное торможение, °С	1800
Давление торможения, атм	0,5
Диаметр струи, мм	8,0

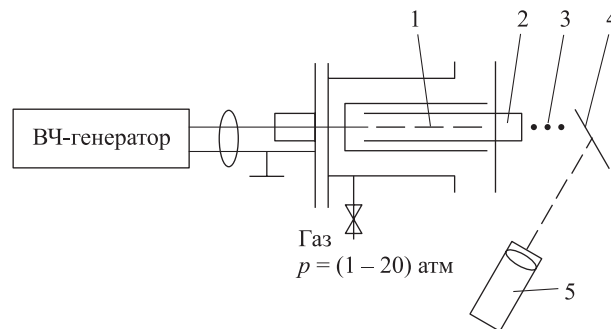


Рисунок. Схема плазмотрона [3]:

1 – высокочастотный дуговой разряд; 2 – геометрическое сопло; 3 – разогретая газовая струя; 4 – испытуемый образец; 5 – оптический пирометр

В ходе эксперимента фиксировались следующие характеристики:

- увеличение температуры образца во времени;
- скорость увеличения температуры;
- время постоянной скорости подъема температуры V_T , град/с;
- момент времени наибольшей скорости подъема температуры $V_{T\max}$, град/с;
- время перелома кривой $t = f(T)$, где $f(T)$ функция зависимости времени от температуры;
- средняя эрозия образца за время эксперимента;
- максимальная температура испытуемого образца $T_{\max}$, °С.

Экспериментальные результаты

Наименьшую постоянную скорость роста температуры имел графитовый образец с титановым покрытием $V_T = 10$ град/с. Максимальная температура $T_{\max} = 980$ °С зафиксирована на 13-й с опыта, следовательно $V_{T\max} = 42$ град/с.

Для контрольного графитового образца без покрытия наименьшая скорость роста температуры зафиксирована на 11-й с при максимальной температуре $T_{\max} = 1400$ °С, при максимальной скорости подъема температуры $V_{T\max} = 90$ град/с. Данные образцы были взвешены после обработки для выявления величины эрозии. У образца с титановым покрытием результаты вдвое лучше, чем у контрольного образца. У образцов с покрытием из тантала, вольфрама и стеллита результаты ниже, чем у титана.

Заключение

Показана перспективность электроискрового покрытия для повышения эрозионной стойкости графита. Установлено, что высокоэнерго-



насыщенная обработка графита с титановым покрытием значительно повышает эрозионную стойкость графита. Электроискровая обработка увеличивает отражательную способность поверхности за счет снижения скорости подъема температуры. Благодаря нанесенному электроискровому покрытию, увеличивающему температуру плавления, также уменьшается эрозия изделия. Электроискровая обработка не вызывает изменения механических и теплофизических свойств графита, так как толщина покрытия составляет всего 50 мк.

Список литературы

1. Лазаренко Н. И. Технологический процесс изменения исходных свойств металлических

поверхностей электрическими импульсами. М.: Электроискровая обработка металлов, 1957. 70 с.

2. Палатник Л. С. Фазовые превращения при электроискровой обработке металлов и опыт установления критерия наблюдаемых взаимодействий. М.: Электроискровая обработка металлов, 1935. 433 с.

3. Кокорин А. Ф. Стенд на основе высокочастотного дугового плазмотрона для исследования свойств теплозащитных материалов // Известия высших учебных заведений. Физика. 2014. Вып. 57. С. 138–141.

Поступила 21.03.18

Белозеров Лев Сергеевич – начальник планово-распределительного бюро цеха № 20 АО «ОКБ «Новатор», аспирант Уральского федерального университета имени первого Президента России Б. Н. Ельцина, г. Екатеринбург. Область научных интересов: металлургия.

Казин Александр Александрович – аспирант Уральского федерального университета имени первого Президента России Б. Н. Ельцина, г. Екатеринбург. Область научных интересов: металлургия.

Study of erosion resistance of graphite MPG-7

The study focuses on the erosion resistance of graphite samples with an electrospark coating. To compare the experimental results, we chose titanium, tantalum, tungsten, stellite as a hardening coating. For erosion, we used an installation to obtain high-enthalpy gas flows, the installation combining a plasma gun and an aerodynamic device, by means of the latter a gas flow is formed.

Keywords: erosion resistance, electrospark coating, hardening.

Belozarov Lev Sergeevich – Head of the Planning and Distribution Bureau of shop no. 20, Novator Design Bureau, Joint stock company; post-graduate student of Federal State Autonomous Educational Institution of Higher Education “Ural Federal University named after the first President of Russia B. N. Yeltsin”, Ekaterinburg. Science research interests: metallurgy.

Kazin Aleksandr Aleksandrovich – post-graduate student of Federal State Autonomous Educational Institution of Higher Education “Ural Federal University named after the first President of Russia B. N. Yeltsin”, Ekaterinburg. Science research interests: metallurgy.



УДК 681.586.325

С. В. Андреев, В. В. Ильиных, О. А. Ильиных,
М. С. Чертков, А. В. Ключников

Оценка влияния погрешностей инерциальных датчиков на точность бесплатформенной инерциальной навигационной системы

Описана математическая модель погрешностей бесплатформенной инерциальной навигационной системы. Рассмотрен способ оценки с помощью вариации Аллана таких инструментальных погрешностей датчиков, как нестабильности смещений нулевых сигналов, случайные уходы углов и скоростей. Представлены результаты работы математической модели погрешностей, построенной с использованием оцененных инструментальных погрешностей образца блока чувствительных элементов, состоящего из трех кольцевых лазерных гироскопов и трехосевого блока акселерометров.

Ключевые слова: инерциальные датчики, инерциальная навигационная система, инструментальные погрешности, вариация Аллана, летательный аппарат.

Введение

Бесплатформенные инерциальные навигационные системы (БИНС) являются важной составляющей современных летательных аппаратов (ЛА), позволяющие автономно определять текущие параметры движения. Измерительную базу БИНС образуют датчики кажущихся линейных ускорений (ДЛУ) и датчики угловых скоростей (ДУС), четко ориентированные относительно осей связанной с ЛА системой координат. Вектор состояния подвижного объекта, определяемый БИНС, обладает полнотой, достаточной для выполнения задач стабилизации и траекторного управления. Возрастание ошибок определения текущих параметров движения является известной особенностью БИНС. На величины ошибок влияют инструментальные погрешности инерциальных датчиков, точность их установки в блоке чувствительных элементов (БЧЭ) и качество начальной выставки БИНС [1]. Оценка влияния инструментальных ошибок на точность определения параметров движения позволяет корректно сформулировать требования к ДУС и ДЛУ для обеспечения необходимого качества работы всей навигационной системы. Известные методы исследования случайных процессов, такие как выборочная дисперсия и спектральная плотность, не всегда позволяют идентифицировать источник погрешности и ее вклад в результирующий шумовой сигнал [2]. Для решения подобных задач часто используют по-

пулярный метод исследования погрешностей инерциальных датчиков с помощью вариации Аллана. В представленной работе рассмотрены ошибки инерциальных датчиков конкретного образца БЧЭ разработки АНПП «Темп-Авиа» (Арзамас). Проведено математическое моделирование динамики изменения ошибки определения координат, учитывающее полученные с помощью вариации Аллана оценки инструментальных погрешностей, таких как нестабильность смещения нулевых сигналов ДУС и ДЛУ, случайные уходы угла и скорости (ARW/VRW).

Описание математической модели погрешностей определения параметров движения

Инерциальные навигационные системы, используя первичную информацию от ДЛУ и ДУС, определяют текущие параметры движения. Для получения качественного решения навигационной задачи в разрабатываемых системах автоматического управления необходимо понимать, какое влияние оказывают погрешности инерциальных датчиков на точность определяемых параметров движения управляемого объекта. В литературе [2, 3] выделяют смещения нулевых сигналов (как постоянные, так и блуждающие), погрешности преобразования масштабных коэффициентов, случайные составляющие в виде белого шума.

Смещение нулевого сигнала является аддитивной составляющей ошибки первичных измерений датчика. Даже самая тщательная калибровка и настройка допускают наличие некоторого остаточного смещения. При этом выделяется стабильность смещения нулевого



сигнала от запуска к запуску и смещение в запуске. Тот уровень смещения, который удастся оценить, исключается из измерений датчиков.

Погрешность масштабного коэффициента проявляется в виде несовпадения угла наклона идеальной прямой преобразования физических измерений в выходной параметр датчика с наклоном его реальной прямой преобразования. Погрешность масштабного коэффициента является мультипликативной составляющей ошибки первичных измерений и сильнее проявляется при воздействиях, лежащих ближе к границам измеряемого диапазона датчиков.

Случайный шум как стохастический процесс всегда присутствует в выходных сигналах датчиков. Его интегрирование вместе с измерениями неизбежно ведет к появлению аддитивной стохастической шумовой составляющей в определяемых параметрах движения.

В представленной ниже системе дифференциальных уравнений, описывающих динамику ошибки определения параметров движения, таких как скорость, положение в пространстве и угловая ориентация, учтены погрешности ДУС и ДЛУ, описанные выше:

$$\begin{cases} \Delta \dot{\mathbf{V}} = -\alpha \mathbf{A}_{g1} \mathbf{a}_{k1} - \mathbf{A}_{g1} \left(\Delta \mathbf{K} \mathbf{a}_{k1} + \mathbf{d} \mathbf{a} + \frac{\mathbf{n} \mathbf{a}}{2\sqrt{t}} \right); \\ \Delta \dot{\mathbf{S}} = \Delta \mathbf{V}; \\ \Delta \dot{\boldsymbol{\alpha}} = \mathbf{A}_{g1} \left(\Delta \mathbf{C} \boldsymbol{\omega}_1 + \mathbf{d} \boldsymbol{\omega} + \frac{\mathbf{n} \boldsymbol{\omega}}{2\sqrt{t}} \right), \end{cases} \quad (1)$$

где $\Delta \mathbf{V}$ – вектор ошибки измерения скоростей объекта в географической системе координат;

α – матрица малых ошибок углов ориентации связанной системы координат относи-

тельно географической (малые ошибки углов крена, курса и тангажа);

$\mathbf{A}_{g1}$ – матрица перехода от связанной системы координат к географической;

$\mathbf{a}_{k1}$ – вектор ускорения, действующий по осям связанной системы координат;

$\Delta \mathbf{K}$, $\Delta \mathbf{C}$ – диагональные матрицы погрешностей масштабных коэффициентов датчиков линейных ускорений и угловых скоростей;

$\mathbf{d} \mathbf{a}$, $\mathbf{d} \boldsymbol{\omega}$ – векторы, состоящие из нестабильностей нулевых сигналов датчиков линейных и угловых скоростей;

$\mathbf{n} \mathbf{a}$, $\mathbf{n} \boldsymbol{\omega}$ – векторы, состоящие из случайных уходов скорости и угла (VRW , ARW);

t – текущее время;

$\Delta \mathbf{S}$ – вектор ошибок определения местоположения в географической системе координат;

$\boldsymbol{\omega}_1$ – вектор угловых скоростей объекта в связанной системе координат;

$\Delta \boldsymbol{\alpha}$ – вектор ошибки определения угловой ориентации.

Оценка инструментальных погрешностей инерциальных датчиков

Для оценки параметров $\mathbf{d} \mathbf{a}$, $\mathbf{d} \boldsymbol{\omega}$, $\mathbf{n} \mathbf{a}$, $\mathbf{n} \boldsymbol{\omega}$ приведенной системы уравнений можно воспользоваться вариацией Аллана как методом анализа временных последовательностей для определения характеристик шумов в функции усредненного времени. Сегодня методика определения вариации Аллана достаточно широко представлена в литературе [4, 5]. Для анализа погрешностей исследуемых датчиков используется квадратный корень от вычисленного значения вариаций Аллана (отклонение или девиация Аллана). Типовой график девиации Аллана в логарифмическом масштабе представлен на рис. 1.

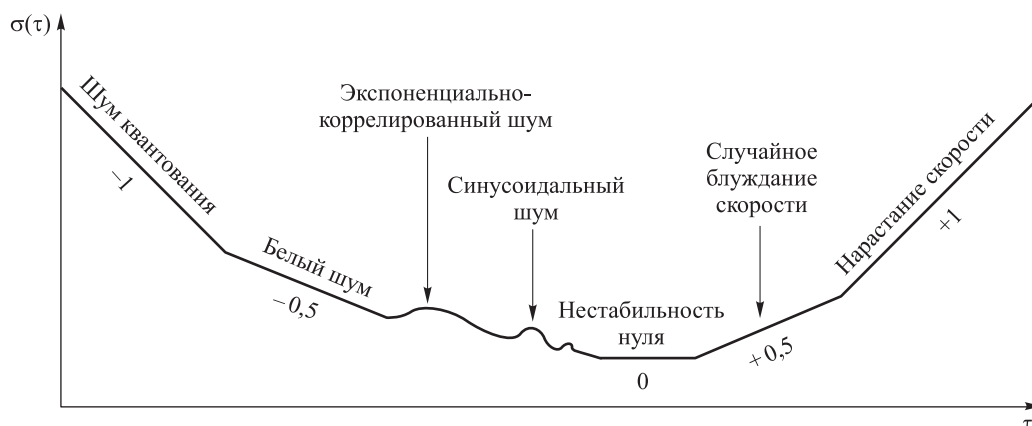


Рис. 1. Типовой вид кривой девиации Аллана



Кривая девиации Аллана разделена на участки, характеризующие определенную погрешность исследуемого датчика. Вариация Аллана является суммой квадратов различных шумовых составляющих и может быть представлена полиномом:

$$\sigma^2(\tau) = R^2 \frac{\tau^2}{2} + K^2 \frac{\tau}{3} + B^2 \frac{2}{\pi} \ln 2 + N^2 \frac{1}{\tau} + Q^2 \frac{3}{\tau^2} + \dots \quad (2)$$

Здесь коэффициенты R , K , B , N , Q характеризуют интенсивность отдельных шумовых составляющих.

В табл. 1 приведены значения коэффициентов вариации и соответствующие им наклоны на кривой девиации Аллана.

Таблица 1

Шумовые составляющие вариации Аллана

Тип шумовой составляющей	Наклон девиации Аллана	Значение коэффициента
Шум квантования	-1	$Q = \sigma \frac{\tau}{\sqrt{3}}$
Белый шум изменения выходного сигнала (случайный уход)	-0,5	$N = \sigma \sqrt{\tau}$
Нестабильность смещения нуля	0	$B = \sigma \sqrt{\frac{\pi}{2 \ln 2}}$
Белый шум приращения скорости изменения выходного сигнала	+0,5	$K = \sigma \sqrt{\frac{3}{\tau}}$
Шум ухода выходного сигнала (тренд)	+1	$R = \sigma \frac{\sqrt{2}}{\tau}$

В качестве объекта исследований шумовых составляющих был использован БЧЭ, построенный на базе трех кольцевых лазерных гироскопов ЛГ-2, используемых в качестве ДУС, и блока акселерометров БА-24, образующих триаду ДЛУ. На рис. 2 показан внешний вид опытного образца БЧЭ с указанием осей чувствительности.

Основные характеристики точности исследуемого БЧЭ следующие. Относительная погрешность масштабного коэффициента по каждому каналу измерения угловой скорости, не более 0,1 %. Систематическая составляющая дрейфа нулевого сигнала в каждом канале измерения угловой скорости не более 0,5 град/ч. Относительная погрешность мас-

штабного коэффициента каждого канала измерения кажущегося линейного ускорения не более 0,1 %. Систематическая составляющая ухода нулевого сигнала каналов измерения кажущегося линейного ускорения не более $2 \cdot 10^{-2}$ м/с². Диапазон измерения угловой скорости ± 350 град/с. Диапазон измерения кажущегося линейного ускорения $\pm 30g$. Неортогональность осей чувствительности не более 5'. Исследуемый БЧЭ обеспечивает преобразования вектора угловой скорости и вектора кажущегося линейного ускорения в цифровой код, соответствующий проекциям данных векторов на оси ортогональной связанной с БЧЭ системы координат (ССК). БЧЭ выдает потребителю информацию в виде последовательного цифрового кода по мультиплексному каналу передачи данных, согласно ГОСТ Р 52070–2003 [6]. Блок является оконечным устройством. Частота обмена с БЧЭ составляет 100 Гц. Выходные измеренные параметры БЧЭ – текущий угол, приращение угла за такт счета, приращение линейной скорости за такт счета. Под тактом счета понимается период выдачи данных потребителю, равный 10 мс.

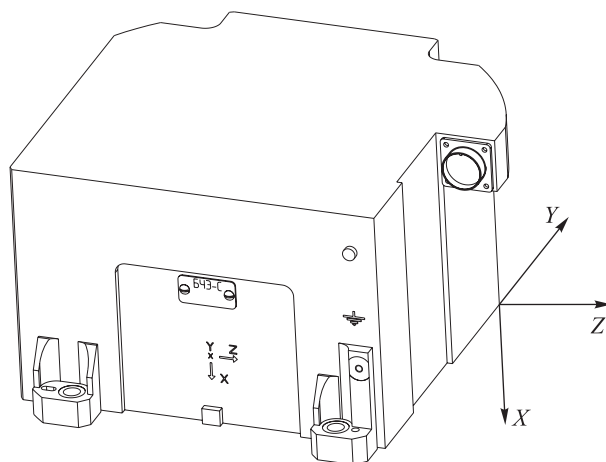


Рис. 2. Внешний вид БЧЭ

Для обработки данных БЧЭ с помощью вариации Аллана регистрация измерений БЧЭ осуществлялась в течение 4 ч в нормальных климатических условиях. Полученные девиации Аллана для ДУС и ДЛУ исследуемого образца БЧЭ приведены на рис. 3.

По полученной девиации Аллана с помощью методики, изложенной в [7], были опре-

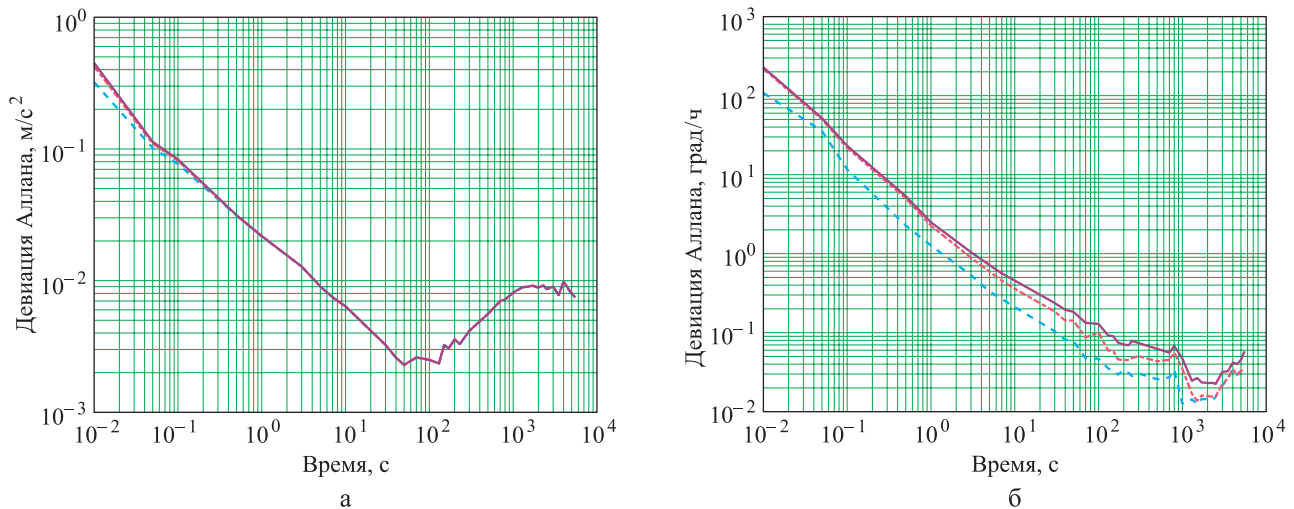


Рис. 3. Вариация (девиация) Аллана:

а – для ДЛУ: --- ДЛУ_x; --- ДЛУ_y; — ДЛУ_z; б – для ДУС: --- ДУС_x; --- ДУС_y; — ДУС_z

делены нестабильности смещений нулевого сигнала в запуске для ДЛУ и ДУС:

$$da_{x,y,z}, d\omega_{x,y,z} = \sigma_{\min a_{x,y,z}}, \sigma_{\min \omega_{x,y,z}} \sqrt{\frac{\pi}{2 \ln 2}}, \quad (3)$$

а также случайные уходы углов (ARW) и скоростей (VRW) по формуле

$$na_{x,y,z}, n\omega_{x,y,z} = \sigma(\tau)_{a_{x,y,z}}, \sigma(\tau)_{\omega_{x,y,z}} \sqrt{\tau}, \quad (4)$$

где τ выбирается на участке кривой девиации Аллана с наклоном $-1/2$, построенной в логарифмическом масштабе.

Полученные значения нестабильности смещения нулевого сигнала и случайные уходы углов и скоростей приведены в табл. 2.

Для экспресс-оценки точности БИНС, построенной на базе описываемого БЧЭ, было проведено математическое моделирование,

Таблица 2

Погрешности ДЛУ и ДУС определенные по вариации Аллана

Параметры	ДЛУ _x	ДЛУ _y	ДЛУ _z	ДУС _x	ДУС _y	ДУС _z
ARW , град/√ч	—	—	—	0,021115	0,037593	0,0416113
VRW , м/с/√ч	1,2997	1,3055	1,3086	—	—	—
Нестабильность смещения нулевого сигнала, град/ч	—	—	—	1,8792e-2	2,0605e-2	4,0154e-2
Нестабильность смещения нулевого сигнала, м/с ²	3,4345e-3	3,4428e-3	3,4472e-3	—	—	—

в котором оценивались накопленные ошибки по координатам (дальностям) и скоростям за время работы БИНС, равное 600 с. Математическое моделирование проводилось путем численного интегрирования методом Рунге – Кутты четвертого порядка [8] системы дифференциальных уравнений (1). Моделировалась абстрактная траектория. При этом скорость по оси x принималась линейно убывающей от 350 м/с до 50 м/с, по оси y – линейно возрастающей с 10 м/с до 70 м/с, по оси z – равной нулю. Ошибки счисления координат, вызван-

ные погрешностями исследуемого БЧЭ, не превысили 1500 м за 600 с автономной работы инерциальной системы (табл. 3).

Таблица 3

Ошибки определения координат

Время, с	Ошибки определения координат, м		
	S_x	S_y	S_z
100	31,11	33,99	26,65
600	1005,61	878,86	589,27



Заключение

В результате проведенных работ получены оценочные характеристики нестабильностей смещения нулевых сигналов ДЛЮ и ДУС, случайные уходы угла и скорости (ARW/VRW) конкретного образца БЧЭ. Предложена математическая модель, с помощью которой проведена оценка влияния инструментальных погрешностей на точность определения параметров движения подвижного объекта. В дальнейшем представленная математическая модель будет расширена благодаря учету влияния нерассмотренных в статье инструментальных погрешностей (шум квантования, тренд и др.). Созданная математическая модель используется для оценки точностных характеристик БИНС при полунатурном моделировании систем управления подвижными объектами [9, 10], а также при верификации результатов натурных испытаний.

Список литературы

1. Андреев С. В., Логинов А. Ю., Придачкин Д. Г., Шустов А. Л., Андреев Д. В. Система навигации и автоматического управления БПЛА с бортовым вычислителем на базе микропроцессора 1892BM8Я // Материалы XIV Всероссийской научно-технической конференции «Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н. Е. Жуковского». М.: Издательский дом Академии имени Н. Е. Жуковского, 2017. С. 367–372.
2. Матвеев В. В., Распопов В. Я. Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем. СПб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2009. 280 с.
3. Mohinder G. S., Weill L. R., Andrews A. P. Global Positioning Systems, Inertial Navigation and Integration. New York, A John Willey and Sons, 2007. 525 p.
4. Кутовой Д. А., Ситников П. В., Федотов А. А., Якимов В. Л. Оценка основных характеристик бесплатформенного инерциального блока с использованием вариации Аллана // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2014. № 1. 201–209 с.
5. Hussien A. A., Jleita I. N. Low-cost inertial sensors modeling using Allan variance // International Journal of Computer, Electrical, Automation, Control and Information Engineering. 2015. Vol. 9. No. 5. 1237–1242 p.
6. ГОСТ Р 52070–2003. Интерфейс магистральный последовательный системы электронных модулей. Общие требования. М.: Издательство стандартов, 2003. 23 с.
7. Marinov M., Petrov Zh. Allan variance analysis on error characters of lowcost MEMS accelerometer MMA8451Q // International conference of scientific paper AFASES 22–24 May 2014. Brasov, Publishing House of «Henri Coanda» Air Force Academy, 2014. 193–198 p.
8. Мэтьюз Дж. Г., Финк К. Д. Численные методы. Использование MATLAB. М.: Вильямс, 2001. 720 с.
9. Ильиных В. В., Андреев С. В., Ключников А. В., Чертков М. С. Моделирование динамики полета беспилотного летательного аппарата в компьютеризированном имитационном стенде // Труды международного симпозиума «Надежность и качество – 2011» (Пенза, 23–31 мая 2011 г.). В 2 т. Т. 1 / под ред. Н. К. Юркова. Пенза: Изд-во ПГУ, 2011. С. 302–304.
10. Андреев С. В., Ключников А. В., Чертков М. С., Шалашов С. В. Полунатурное моделирование ИНС на поворотном стенде при использовании БЧЭ с интерфейсом МКИО // Сборник статей XXX Международной научно-технической конференции «Проблемы автоматизации и управления в технических системах» (г. Пенза, 23–25 апреля 2013 г.) / под ред. М. А. Щербакова. Пенза: Изд-во ПГУ, 2013. С. 422–425.

Поступила 21.03.18

Андреев Степан Витальевич – начальник группы конструкторского отдела Федерального государственного унитарного предприятия «Российский федеральный ядерный центр – Всероссийский научно-исследовательский институт технической физики имени академика Е. И. Забабахина», г. Снежинск.
Область научных интересов: управление в технических системах, системы управления летательными аппаратами.



Ильиных Владимир Викторович – магистр техники и технологии, инженер-конструктор Федерального государственного унитарного предприятия «Российский федеральный ядерный центр – Всероссийский научно-исследовательский институт технической физики имени академика Е. И. Забабахина», г. Снежинск.

Область научных интересов: управление в технических системах.

Ильиных Олеся Анатольевна – инженер-конструктор Федерального государственного унитарного предприятия «Российский федеральный ядерный центр – Всероссийский научно-исследовательский институт технической физики имени академика Е. И. Забабахина», г. Снежинск.

Область научных интересов: управление в технических системах.

Чертков Максим Сергеевич – аспирант, ведущий инженер-конструктор Федерального государственного унитарного предприятия «Российский федеральный ядерный центр – Всероссийский научно-исследовательский институт технической физики имени академика Е. И. Забабахина», г. Снежинск.

Область научных интересов: управление в технических системах, контроль и испытания летательных аппаратов и их систем.

Ключников Александр Васильевич – кандидат технических наук, начальник конструкторского отдела Федерального государственного унитарного предприятия «Российский федеральный ядерный центр – Всероссийский научно-исследовательский институт технической физики имени академика Е. И. Забабахина», г. Снежинск.

Область научных интересов: системы контроля и испытаний вооружений и военной техники.

Estimation of inertial sensors error impact on platformless inertial navigation system accuracy

The study describes a mathematical error model of a platformless inertial navigation system and focuses on using Allan variance as a method for estimating such instrumental errors of sensors, such as zero signal bias instability, angle random walk and rate random walk. The paper shows the results of the work of the mathematical error model, the model being constructed using the estimated instrumental errors of a sample of sensor assembly which consists of three ring laser gyroscopes and a three-axis accelerometer unit.

Keywords: inertial sensors, inertial navigation system, instrumental errors, Allan variance, aircraft.

Andreyev Stepan Vitalyevich – Head of the designer's group, Federal State Unitary Enterprise "Russian Federal Nuclear Center – Zababakhin All-Russia Research Institute of technical Physics", Snezhinsk.

Science research interests: control in engineering systems, flight control systems.

Ilinykh Vladimir Viktorovich – Master of Engineering and Technologies, Design Engineer, Federal State Unitary Enterprise "Russian Federal Nuclear Center – Zababakhin All-Russia Research Institute of technical Physics", Snezhinsk.

Science research interests: control in engineering systems.

Ilinykh Olesya Anatolyevna – Design Engineer, Federal State Unitary Enterprise "Russian Federal Nuclear Center – Zababakhin All-Russia Research Institute of technical Physics", Snezhinsk.

Science research interests: control in engineering systems.

Chertkov Maxim Segeevich – post-graduate student, leading design engineer, Federal State Unitary Enterprise "Russian Federal Nuclear Center – Zababakhin All-Russia Research Institute of technical Physics", Snezhinsk.

Science research interests: control in engineering systems, control and testing of aircraft and their systems.

Klyuchnikov Aleksandr Vasilyevich – Candidate of Engineering Sciences, Head of the designer's department, Federal State Unitary Enterprise "Russian Federal Nuclear Center – Zababakhin All-Russia Research Institute of technical Physics", Snezhinsk.

Science research interests: systems for control and testing of weapons and military equipment.



УДК 623.4.01

В. В. Доронин

Проблемы оценки качества отработки опытных образцов ракетной техники в натурных экспериментах этапа конструкторских испытаний и пути их преодоления

Проведен анализ полноты объема испытаний изделий ракетной техники нового поколения с учетом заданных сроков разработки. Рассмотрены особенности конструкторских испытаний нового поколения ракет. Приведены оценки трудозатрат по отработке программного обеспечения современных зенитных ракет. Предложен подход к оценке качества отработки конструкции изделий ракетной техники по совокупности показателей с учетом актуальности рассматриваемой проблемы для ряда головных разрабатывающих предприятий, а также – в интересах заказчика.

Ключевые слова: конструкторские испытания, ракетная техника, продолжительность разработки, качество отработки, программное обеспечение, цифровой код, блоки бортовой аппаратуры, показатель успешности пуска.

Введение

Особенностью современного этапа конструкторских испытаний сложных образцов военной техники является усиленный контроль за всеми процессами испытаний со стороны заказывающих органов Минобороны (далее – заказчика), которые часто совмещают большинство функций планирования, финансового обеспечения, контроля и оценки результатов.

Для глубокого понимания тонкостей процесса отработки техники нового поколения и формулирования последующих выводов по истинному состоянию дел с целью выработки в случае необходимости корректирующих действий требуется иметь штат специалистов уровня не ниже разработчика по каждой из сопровождаемых тем. Такая задача невыполнима по ряду очевидных причин.

Альтернативой проведения глубокого анализа процессов проектирования и испытаний является наличие у заказчика инструментария, базирующегося на относительно простых критериях и показателях оценки качества результатов проводимых работ, которым можно пользоваться без обладания специальными знаниями во всех областях конструкторской деятельности.

Применение для указанных целей простейших подходов, не связанных с особенностями проектирования, недопустимо ввиду наличия серьезных противоречий, которые могут дезавуировать саму идею объективной

оценки качества работ и полученных результатов. Опираясь на неверные выводы, заказчик существенно повышает риск принятия неправильных управленческих решений, что в свою очередь может привести к затягиванию сроков из-за необоснованного прерывания работ и к срывам намеченных планов.

Примером упрощенной оценки результатов работ этапа конструкторских испытаний изделий зенитной ракетной техники является оценка результата каждого пуска по критерию «поразил или не поразил цель». Эта процедура оценки наиболее часто используется заказчиком. На ее основе делается вывод об «успешности» или «неуспешности» не только проведенной натурной работы, но и о состоянии разработки в целом. При всей привлекательности и наглядности применения для заказчика указанного подхода он неприемлем для разработчика. Ниже будет показано, на какой стадии испытаний и в каких условиях приведенный упрощенный подход может использоваться без ущерба здравому смыслу. В большинстве случаев для оценки результатов испытаний требуется иное решение.

По итогам общения с руководителями ведущих конструкторских коллективов по родственной тематике автор настоящей статьи может сделать вывод, что рассматриваемые проблемы затрагивают многих.

В процессе выполнения ряда работ в АО «МКБ «Факел» создана методика оценки качества отработки опытных образцов ракетной техники в натурных экспериментах на этапе



конструкторских испытаний, позволяющая учесть ряд объективных факторов для получения достоверных оценок текущего состояния разработки.

Под отработкой понимается совокупность процессов проектирования, изготовления, проведения летных испытаний опытных образцов ракетной техники и внесения изменений в конструкцию и программное обеспечение для улучшения функциональных возможностей этих образцов с целью выполнения требований заказчика.

Указанная методика апробирована на этапе конструкторских испытаний изделий нового поколения и получила положительные оценки ряда организаций, участвовавших в работе комиссий по оценке состояния разработок АО «МКБ «Факел».

Вместе с тем данный подход встречает жесткое отрицание заказывающих структур Минобороны в пользу упрощенной методики оценки результатов «поразил – не порашил».

Для того чтобы разобраться в этой проблеме, целесообразно отметить ряд особенностей испытаний новейших образцов вооружения и военной техники.

Особенности этапа летных конструкторских испытаний нового поколения изделий ракетной техники

При проведении конструкторских испытаний изделий ракетной техники актуальна задача проверки работоспособности (правильности работы) всех блоков бортовой аппаратуры, встроенного программного обеспечения и агрегатов, отвечающих за выполнение задач полета.

Правильность работы бортового оборудования, отвечающего за конечный участок полета [1], наиболее сложно проверить, так как для этого необходимо, чтобы другие агрегаты и бортовая аппаратура успешно и своевременно выполнили свои задачи до начала конечного участка полета.

В современных зенитных ракетах объем аппаратуры и используемых в ней вычислительных мощностей существенно превосходят аналогичные показатели техники предыдущих поколений. Все чаще разработчики зенитных ракет используют термин «цифровая ракета». Это название во многом отражает особенности

построения бортовой аппаратуры современных ракет, так как практически в каждый из блоков данной аппаратуры входит собственный цифровой вычислитель с реализованным программным кодом. Вся бортовая аппаратура современной зенитной ракеты, как правило, связана единой вычислительной сетью и задействуется в полном объеме за секунды до выполнения задачи. В это короткое время реализуется максимальная загрузка встроенных вычислительных средств.

На каждом из промежуточных этапов работы бортовой аппаратуры возможно возникновение ситуаций, которые приводят к отклонению от желаемого развития событий. Основываясь на собственном опыте и имеющихся данных зарубежных публикаций, можно отметить, что наибольшие предпосылки для возникновения тех или иных нежелательных ситуаций на борту цифровых ракет после успешного прохождения начального этапа отработки всей аппаратуры создают вычислительные алгоритмы, реализованные в специальном программном обеспечении. Разработчики и изготовители бортовой аппаратуры не всегда имеют полную картину возможных ситуаций внутреннего взаимодействия бортовых систем. Достаточное представление о работе и взаимодействии всех подсистем ракеты получается в процессе отработки в летных экспериментах в завершающей стадии испытаний.

Для наземной отработки указанных алгоритмов создается специальное технологическое оборудование – стенды имитационного, аппаратного и полунатурного моделирования. Верификация указанного комплекса оборудования и математических моделей требует проведения ряда натурных экспериментов с детальной записью большого объема измеренных параметров.

Натурные эксперименты осуществляются в определенных внешних условиях, не всегда соответствующих спланированным. По этой причине, а также с учетом последовательности операций по созданию и уточнению математических моделей, отражающих полученные результаты, процесс верификации моделей и технологического оборудования отдельных



блоков бортовой аппаратуры и всей ракеты в целом – достаточно длительный этап.

Продолжительность этапа отработки также зависит от:

- сложности аппаратуры;
- диапазона условий ее функционирования;
- объема цифрового кода в исполняемых алгоритмах;
- квалификации коллектива разработчиков;
- наличия опыта создания аналогичных систем;
- технологической оснащенности лабораторно-испытательной базы и многих других важных факторов.

На этапе натурных конструкторских испытаний неизбежно возникновение разного рода проблем, препятствующих получению конечного результата с проверкой всего объема алгоритмов.

Таким образом, на начальном и последующих этапах отработки изделий ракетной техники нового поколения перед руководителем разработки часто возникает проблема, каким образом донести до заказчика истинное состояние разработки после возникновения тех или иных незапланированных ситуаций.

Для конструктора проблема объективной оценки результатов не значительна, так как отработка изделий осуществляется при выполнении контролируемой последовательности работ с постоянной корректировкой конструкции и алгоритмов по результатам каждой работы с приближением к заданным требованиям. Важность этой оценки возрастает при взаимодействии с заказчиком, когда полученные результаты интерпретируются исключительно исходя из понимания ситуации специалистами структур заказчика. Мнение и аргументы разработчика могут просто игнорироваться.

Разработчикам новой техники хорошо известна на первый взгляд парадоксальная ситуация: возникшая на испытаниях непредвиденная проблема, не связанная с качеством подготовки к экспериментам и с ошибками персонала, является полезным результатом, несмотря на формальное невыполнение пол-

ного объема задач. Специалисты знают, что по результатам неудачи будет вскрыта причина, которая не была учтена из-за недостатка знаний о ней. При подготовке следующей работы эта причина исследуется и принимаются меры по исключению или парированию ее влияния. Таким образом, получение отрицательного результата – всегда ступень к улучшению этого параметра на следующем этапе.

Известны примеры из практики, когда одинаковый отрицательный результат был получен в нескольких летных испытаниях подряд. У отстраненного наблюдателя создается впечатление, что работа проводится впустую методом набора статистики. Однако при правильной организации труда всегда осуществляется движение вперед от работы к работе, вскрываются новые детали, проверяются новые гипотезы, исключаются неподтвержденные версии, отрабатываются новые технические решения, проводятся дополнительные проверки и испытания.

Как уже отмечалось, заказчик считает, что задача натурных работ этапа конструкторских испытаний – не проверка тех или иных технических решений, алгоритмов и процессов для улучшения конструкции, а достижение интегрального результата, т. е. полное выполнение всеми подсистемами заданных требований независимо от этапа отработки и решаемых конструктором задач. Возникающие непредвиденные ситуации на испытаниях в большинстве случаев контролируемые структуры интерпретируют как неуспех не только испытаний, но и разработки в целом. Получение нескольких проблемных результатов в течение короткого срока приводит к ожидаемой реакции: «доклады наверх», остановка работ, назначение комиссий, расследования, «вызовы на ковер» – и к другим методам административного воздействия на процесс разработки. В результате незапланированных остановок работа все равно возобновляется, проводятся дополнительные мероприятия, устанавливаются новые сроки и т. п. Главные причины потери времени – некорректная оценка заказчиком результатов работ этапа конструкторских испытаний и, как следствие, частое вмешательство в процесс отработки. Следует отметить,



что материальная ответственность за большинство результатов все равно возлагается на разработчика.

Указанное противоречие в критериях оценки результатов разработчиком и заказчиком возникает из-за отсутствия объективного учета соотношения общего необходимого количества испытаний, зависящего от степени новизны аппаратуры и конструкции ракет, и указанного в контракте объема натурных работ. Из-за некорректно спланированного объема летных испытаний проведенный объем натурных работ может быть в несколько раз меньше необходимого для осуществления всех проверок. Несмотря на использование моделей и полунатурных стендов, при недостаточном количестве натурных испытаний нескрытые проблемы могут проявиться на заключительных стадиях испытаний, в том числе на этапе приемки заказчиком.

Таким образом, существует объективное противоречие между спланированным в контракте объемом летных испытаний и наличием такого количества бортовой аппаратуры, агрегатов и алгоритмов, для полной проверки которых необходимо проведение числа пусков, нередко на порядок превосходящего спланированное.

Преодоление указанного противоречия возможно только совмещением большого объема проверок в одном пуске, причем вероятность решения всех спланированных задач может отличаться от желаемой на начальных этапах испытаний.

В связи с изложенным на начальном этапе летных конструкторских испытаний неизбежны отклонения от намеченного идеального результата. В процессе выполнения работ усредненная оценка (интегральный показатель) функционального качества ракеты должна возрастать в каждом последующем пуске. Именно повышение интегрального показателя функционального качества ракеты является показателем правильности реализуемого пути создания изделия нового поколения. Динамика такого роста может свидетельствовать о сложности работ, квалификации разработчика, достаточности объема спланированных работ и т. п.

Важнейшим требованием успешности проведения этапа конструкторских испы-

таний зенитных управляемых ракет (ЗУР) является необходимость получения достоверной высокоточной информации внешне-траекторных измерений полета ракет, видеорегистрации процессов встречи ракеты с целью с нескольких точек для определения эффективности работы боевого снаряжения, а также получения телеметрической информации с борта ракеты. Благодаря этим сведениям можно представить детальную картину работы всей бортовой аппаратуры, агрегатов и изделия в целом. В этом случае с учетом сложности изделия и наличия большого объема аппаратуры испытания для конструктора являются успешными.

Оценка сложности изделий ракетной техники и ее связь с необходимым объемом испытаний

Для оценки требуемого количества летных экспериментов с разрабатываемыми изделиями ракетной техники целесообразно учесть следующие факторы: количество проверяемых функциональных блоков бортовой аппаратуры (БА), наличие программного обеспечения в них, уровень аппаратной новизны и отработанности (новизны) специального программного обеспечения. Оценка вероятности достижения конечного результата в одной натурной работе ЗУР получит следующий вид:

$$P_1 = \prod_{i=1}^k (p_i^{\text{анп}} p_i^{\text{по}}), \quad (1)$$

где P_1 – вероятность достижения конечного результата в одной натурной работе ЗУР;

k – количество функциональных блоков бортовой аппаратуры (БА) (агрегатов) в составе ЗУР;

$p_i^{\text{анп}}$ – вероятность выполнения задачи аппаратной частью i -го блока БА (агрегата);

$p_i^{\text{по}}$ – вероятность выполнения задачи программной частью i -го блока БА.

Выражение (1) позволяет оценить зависимость конечного результата от состояния отработки БА, соответствующего программного обеспечения (ПО) и агрегатов. В идеальном случае $P_1 \approx 1$. В практических расчетах результат существенно отличается от идеального. Даже при серийном выпуске отработанной аппаратуры имеется фактор надежности



комплектующих и аппаратуры в целом, который ни при каких обстоятельствах не позволит получить единицу в указанном идеальном случае.

На начальной стадии летных испытаний большинство блоков БА имеет не вполне высокие уровни функциональной готовности. Чем больше доля нового оборудования, тем выше риски того, что не все заранее предусмотрено и результат испытаний может отличаться от запланированного. При наличии сложного ПО, проверка всего диапазона условий работы которого часто невозможна по объективным причинам, значение P_1 может быть очень низким.

Пример 1. Пусть на борту ЗУР имеются 10 функциональных блоков и агрегатов. Предположим, что половина из них заимствована из других отработанных изделий (общий уровень новизны разработки ракеты 50 %). Примем, что с учетом надежности вероятность выполнения задачи заимствованными блоками аппаратуры и агрегатами составляет $p_i^{\text{анп}} p_i^{\text{ПО}} = 0,99$. Пусть оставшаяся часть блоков и агрегатов имеет произведение соответствующих вероятностей $p_i^{\text{анп}} p_i^{\text{ПО}} = 0,8$. Несложно получить результат: $P_1 = 0,31$.

Таким образом, в одной натурной работе, когда все блоки и агрегаты ЗУР отработают без отклонений и будет получен заданный конечный результат, в условиях принятых допущений вероятность решения задачи в полном объеме не превышает 31 %.

Данная ситуация может быть характерна для начальных этапов конструкторских испытаний. По мере отработки конструкции, учета полученных экспериментальных данных, уточнения условий функционирования объектов, специального ПО и т. п. указанная вероятность будет увеличиваться от работы к работе. Но даже при получении для каждого из функциональных блоков вероятности выполнения задачи 0,99 интегральное значение величины P_1 не превысит 0,9.

Если принять, что изделие разрабатывается впервые с отсутствующими примененными блоками и агрегатами, то начальное значение вероятности P_1 может не достичь даже 0,1.

Использование уравнения (1) для оценок вероятности P_1 не вполне удобно ввиду того, что значения параметров $p_i^{\text{анп}}$ и $p_i^{\text{ПО}}$ сложно получить посредством аналитических выражений. Вместе с тем при использовании метода экспертных оценок получение указанных параметров упрощается.

Примем, что каждое из значений $p_i^{\text{анп}}$ и $p_i^{\text{ПО}}$ находится в пределах

$$0,5 \leq (p_i^{\text{анп}} \text{ и } p_i^{\text{ПО}}) \leq 1. \quad (2)$$

Это допущение базируется на том, что на этапе наземной отработки блоков и агрегатов должен быть достигнут такой уровень готовности, при котором доля положительных исходов при выполнении задачи функциональным блоком в любом летном эксперименте по крайней мере не должна быть меньше доли отрицательных результатов.

Для проведения оценок достижимых результатов натурных работ на различных стадиях испытаний с учетом (2) введем экспертную шкалу:

$$p_i^J = 0,8, \quad (3.1)$$

если степень новизны в i -м блоке или агрегате ($J = \text{«анп»}$) или программного обеспечения в i -м блоке или агрегате ($J = \text{«ПО»}$) *высокая*;

$$p_i^J = 0,9, \quad (3.2)$$

если степень новизны в i -м блоке или агрегате ($J = \text{«анп»}$) или программного обеспечения в i -м блоке или агрегате ($J = \text{«ПО»}$) *средняя*;

$$p_i^J = 0,95, \quad (3.3)$$

если степень новизны в i -м блоке или агрегате ($J = \text{«анп»}$) или программного обеспечения в i -м блоке или агрегате ($J = \text{«ПО»}$) *низкая*;

$$p_i^J = 1, \quad (3.4)$$

если степень новизны в i -м блоке или агрегате ($J = \text{«анп»}$) или программного обеспечения в i -м блоке или агрегате ($J = \text{«ПО»}$) *отсутствует*.

Для оценок также удобно принять, что если в i -м блоке или агрегате ПО отсутствует вообще, то $p_i^{\text{ПО}} = 1$.

Для повышения привлекательности для использования предложенного подхода целе-



сообразно ввести зависимость коэффициентов (3.1)–(3.4) от времени:

$$p_i^J = p_i^J(t). \quad (4)$$

Эта зависимость означает, что в процессе отработки к моменту времени T_0 при успешном завершении испытаний $t \rightarrow T_0$ значения коэффициентов $p_i^J(t)$ будут стремиться к верхнему пределу неравенства (2). Таким образом, при успешном завершении проектных работ и испытаний нового образца ракетной техники все параметры качества функционирования аппаратуры приблизятся к максимуму, и результирующая вероятность P_1 достигнет заданных значений.

Оценим, какое количество натурных работ N «в одну точку» нужно провести для достижения поставленной цели в допущениях примера 1. Под «точкой» испытаний принято понимать фиксированные условия применения (прогнозируемые параметры встречи ракеты с целью, условия работы обеспечивающих средств, факторы внешней среды, параметры цели и условия ее полета и т. п.).

При вероятности получения желаемого конечного результата не менее 0,95 несложно получить выражение

$$N = \frac{\ln(1-0,95)}{\ln(1-0,31)} \approx 8. \quad (5)$$

Если учесть требуемое количество ситуаций для натурных работ, в том числе количество проверяемых «точек» зоны поражения, типаж целей, виды подстилающей поверхности и их состояния (для бортовых систем с самонаведением), и т. п. условий, то общее требуемое количество натурных работ может превысить несколько сотен.

Пример 2. Для полностью новой техники примененные блоки отсутствуют. Пусть на борту имеются 10 функциональных блоков и агрегатов. Тогда, принимая для определенности, что степень новизны аппаратуры высокая (3.1) у всех блоков и агрегатов, а ПО присутствует только у половины блоков и агрегатов, для начального этапа летных испытаний в разделе получим:

$$P_1 = 0,8^{10} \cdot 0,8^5 = 0,035.$$

Это означает, что на начальном этапе испытаний сложной техники с высокой долей новизны блоков и агрегатов получение желаемого заказчиком конечного результата и проверка правильности работы абсолютно всех блоков и агрегатов маловероятны.

Следует отметить, что результат примера 2 далек от практики и его можно рассматривать как крайний случай. В большинстве ситуаций уровень отработки аппаратуры выше рассмотренного в указанном примере.

Также следует отметить, что скорость роста параметров $p_i^{\text{анн}}$ от одной натурной работы к следующей весьма высока, поэтому

$$p_i^{\text{анн}}(t) \rightarrow \max \text{ при } t \geq t_0 + \Delta T_i, \quad (6)$$

где t – текущее время;

t_0 – время начала летных экспериментов;

ΔT_i – период отработки i -й аппаратуры до требуемого уровня, который может составлять от одного года до нескольких лет.

В части специализированного ПО ситуация, как правило, в корне отличается от проблем аппаратной части. Сроки отработки ПО значительно превышают сроки отработки аппаратной части. Уменьшить сроки отработки ПО, как правило, не удастся. Особенности отработки ПО рассмотрены в следующем разделе.

Особенности применения цифровых систем на борту изделий сложной ракетной техники

Необходимость создания высококачественного программного обеспечения для использования в современных сложных изделиях ракетной техники ни у кого не вызывает сомнений. Что такое «высококачественное ПО» и какова его стоимость, к сожалению, не всегда должным образом понимается не только заказчиком конечной продукции, но и некоторыми разрабатывающими структурами.

В работе [2] показано, что любое конкретное поведение программной системы рассматривается как некоторый путь в дискретном пространстве состояний, причем перебрать все такие пути при тестировании практически невозможно. Если в конкретном программном продукте имеется всего N независимых 16-разрядных переменных, то нижняя оценка



для общего числа G ее состояний выражается равенством $G = 2^{16N}$. Для совсем небольшой программы число $N = 10$. Общее количество состояний такого ПО составит более $1,46 \times 10^{48}$. Для полной проверки даже такой программы не хватит человеческой жизни. В типичных боевых программах бортовых устройств число переменных превосходит 100 единиц.

Неправильное поведение программы на одном из множества возможных путей выполнения может быть обусловлено необнаруженной ошибкой или некорректностью алгоритма, в результате чего могут возникнуть аварии в работе всей системы.

Указанное противоречие между невозможностью проверки всего множества состояний цифровой системы с объемным программным обеспечением и необходимостью отладки в короткие сроки ограниченным по численности коллективом разработчиков обычно решается посредством применения технологий косвенного выборочного контроля с учетом большой совокупности факторов.

Известные методики контроля качества программных продуктов базируются на использовании совокупности метрических данных, характеризующих текущее состояние разрабатываемого продукта, ход процесса разработки, достигнутый уровень зрелости организации-разработчика и многих других [2]. Известно свыше 500 различных измеряемых показателей (метрик), так или иначе относящихся к разработке программных продуктов.

Не претендуя на полноту анализа, отметим некоторые из используемых метрик, которые могут быть полезны для анализа специального программного обеспечения в части динамики и качества его отработки [2].

В основной группе так называемых продуктовых метрик выделяют исходные требования, изменчивость требований, полноту и противоречивость требований, их завершенность, системные компоненты, используемые технологии, размер кода, ветвления в коде, параллелизм и сложность кода, качество кода, пострелизные дефекты кода, инновационность продукта, обратную связь с потребителем, наличие проблем в понимании сущностей некоторых процессов и т. п.

В группе проектных метрик выделяют трудоемкость (суммарные трудозатраты по фазам проекта), производительность труда (единица измерения *KLOC* на человеко-день), длительность проекта, уровень автоматизации при разработке исполняемого кода, стоимость и предел стоимости проекта, стоимость строки кода, частоту совершения ошибок, число лиц, участвующих в разработке, плотность выявленных дефектов, опыт совместной работы данного коллектива, опыт работы с данной аппаратно-программной платформой, результативность и экономичность тестирования, а также ряд других.

Далее в статье используются обозначения *KLOC* и *KAELOC* (*KLOC* – количество тысяч строк кода на языке Си; *KAELOC* – количество тысяч строк кода на языке ассемблера). Пересчет *KLOC* в *KAELOC* для языка Си осуществляется увеличением в 2,5 раза, для языка C++ – увеличением в 11 раз [2].

В группе процессных метрик могут использоваться уровень зрелости разработчика, соответствие квалификации, опытность команды и ряд других.

В работе [2] со ссылкой на американский первоисточник приведены обобщенные данные для некоторых метрик по промышленности США за 2000 г. (см. таблицу).

Эталонные данные по промышленности США за 2000 г.

Метрика	Единица измерения	Среднее значение	Лучшее значение по выборке
Производительность труда	<i>KAELOC</i> на человеко-месяц	3,230	7,140
Стоимость строки кода	Доллары США на <i>KAELOC</i>	4,334	1,962
Плотность дефектов	Число дефектов на <i>KAELOC</i>	15,600	8,100
Эффективность сдерживания дефектов	%	95,000	99,500
Пострелизные дефекты	Число дефектов на <i>KAELOC</i>	0,780	0,041



При определении качества программы через оценку числа остаточных дефектов часто используют подход по уровням N сигма ($N\sigma$), причем низший уровень (сигма) допускает наличие около 700 000 дефектов (ошибок) на 1 миллион строк исходного кода, а наивысший уровень качества программы (шесть сигма) допускает в среднем наличие только 3,4 ошибки на миллион строк исходного кода. В настоящее время в мировой индустрии программного обеспечения уровень шесть сигма принят за эталон качества надежного ПО, однако владеют этим уровнем очень немногие.

Завершая анализ способов оценки качества программных продуктов, целесообразно привести модель затрат СОСОМО [2], предлагающую три формулы для расчета важнейших показателей разработки программного обеспечения:

$$\text{Трудоемкость} = 4,6 \cdot (KLOC)^{1,2} \text{ (чел.-мес.)}; \quad (7)$$

$$\begin{aligned} \text{Срок_разработки} &= 2,5 \times \\ &\times (\text{Трудоемкость})^{0,32} \text{ (мес.)}; \end{aligned} \quad (8)$$

$$\begin{aligned} \text{Количество_разработчиков} &= \\ &= (\text{Трудоемкость} / \text{Срок_разработки}) \text{ (чел.)} \end{aligned} \quad (9)$$

Приведенные расчетные соотношения справедливы для оценок по созданию встроенного (*embedded*) ПО для наиболее жестких требований.

Объем строк кода встроенного ПО в бортовых системах управления может составлять $10^4 \dots 10^6$ и более в зависимости от назначения и сложности решаемых задач.

Пример 3. Для бортового оборудования, имеющего 10^5 строк кода, получим следующие оценки:

- общая трудоемкость разработки специального ПО – 1150 чел.-мес.;
- срок разработки – 24 месяца;
- количество высококвалифицированных разработчиков ПО – 48 человек.

Очевидно, что при меньшем количестве профессиональных разработчиков сроки выполнения проекта увеличатся в соответствующее число раз.

Количество дефектов ПО, которые могут оставаться невыявленными после завершения

разработки, составит порядка 80...100. Эти дефекты могут быть обнаружены значительно позже, на этапе эксплуатации, и стать предпосылками к возникновению ситуаций, которые приведут к невыполнению задачи в целом.

Продолжая анализ сроков отладки ПО, целесообразно вновь обратиться к зарубежному опыту.

В публикации [3] Института анализа оборонных проблем (США) приведены результаты исследований по комплексному анализу влияния объемов программного кода для встроенных вычислительных систем на сроки разработки по данным ряда проектов, включая проекты NASA. Указанные результаты несколько отличаются от приведенных в примере 3, однако они охватывают больший диапазон проектов различной направленности в военной и космической отраслях американской экономики. Имеющиеся различия можно объяснить тем, что в первом рассматриваемом случае [2] оцениваются трудозатраты на отладку законченного программного кода. Оценки трудозатрат из [3] приведены для отработки нового ПО, когда в этом процессе происходят изменения, добавляются новые ветки алгоритмов, учитываются вновь установленные в процессе испытаний связи в виде новых кодов, уточняются процессы функционирования и т. п.

Средняя продолжительность разработки и отладки ПО для сложных компьютеризированных систем военного назначения по данным указанных американских исследований в среднем стабильно постоянна по большинству направлений и составляет 5–8 лет. Попытки ускорить этот процесс приводили к резкому росту затрат при отсутствии желаемого результата. Аналогичное удорожание стоимости проекта происходит и при затягивании сроков работ относительно оптимальных.

В работе [3] приведена аналитическая зависимость среднего времени t (в месяцах) разработки и отладки сложных компьютеризированных систем от комплексного показателя сложности работ S :

$$\begin{aligned} t(S) &= 20,084e^{1,7203S}, \\ S &\in [0, 1], \end{aligned} \quad (10)$$



при $S =$ «сложность» отсутствует, имеет место модернизация отработанной техники; при $S = 1$ «сложность» максимальная, все, включая аппаратную и программную части, создается с нуля.

Полученная аппроксимация построена по множеству результатов, причем дисперсия оценки сроков разработки, по данным авторов, составляет 0,7165. Выражение (10) вызывает вопросы в части корректности представления зависимости с явно завышенной точностью коэффициентов, однако вполне может быть использовано для оценок.

Можно оценить, что при уровне сложности ПО более 0,6 по шкале $[0, 1]$ продолжительность цикла отработки ПО не может быть менее 4 лет. Для уровня 0,9 (высокой новизны ПО и аппаратуры) оптимальная продолжительность цикла отработки ПО от момента создания до завершения испытаний составит 7–8 лет.

На рис. 1 построена зависимость (10) продолжительности отработки $t(S)$ в годах от показателя сложности S .

В публикации [3] также приведена зависимость продолжительности цикла разработки и развертывания сложной компьютеризированной системы от количества строк программного кода для стандартов американских фирм – разработчиков вооружения и военной техники (ВВТ). Так, при количестве строк кода ~1 млн продолжительность цикла составляет 5 лет, а при количестве строк кода 10 млн соответствующая продолжительность увели-

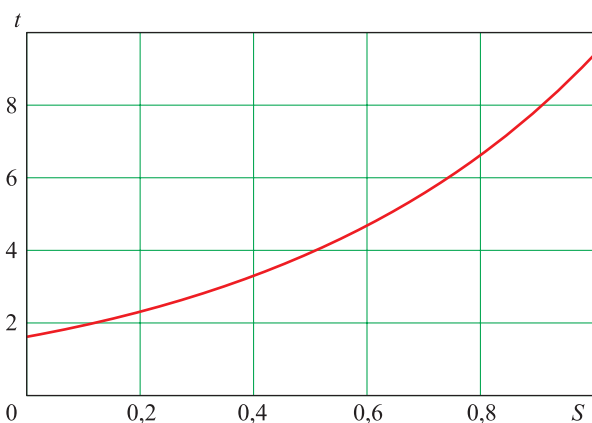


Рис. 1. Зависимость времени t (годы) отработки компьютеризированных систем военного назначения от комплексного показателя сложности (S)

чивается до 12–13 лет. Указанная зависимость воспроизведена на рис. 2.

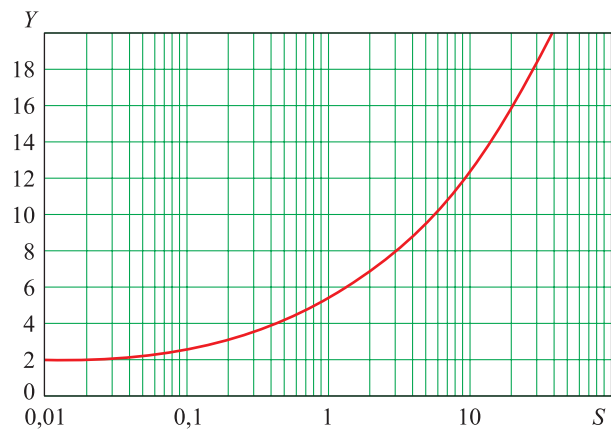


Рис. 2. Зависимость минимального времени Y (годы) окончательной отработки компьютеризированных систем военного назначения от количества строк кода S для уровня проектных организаций США

Важно отметить, что в Минобороны США проводятся многочисленные исследования данных тенденций, однако пока имеется только констатация факта: указанные сроки разработок сохраняются на протяжении последних 15–20 лет, несмотря на быстрое развитие технологий создания и отладки ПО.

Сравнивая полученные оценки оптимальных сроков отработки сложных компьютеризированных систем, затрат на их осуществление, а также установленных заказчиком сроков выполнения работ, можно констатировать наличие противоречия между ними.

На рис. 3 показаны ситуации динамики отработки изделий с различной степенью новизны аппаратуры и ПО.

Для сравнения приведены три кривые:

- кривая I соответствует динамике отработки изделия с минимальными внесенными изменениями в уже отработанную конструкцию и алгоритмы;
- кривая II соответствует динамике отработки изделия с конструкцией средней степени новизны;
- кривая III соответствует динамике отработки изделия с конструкцией и ПО высокой степени новизны.

Эти зависимости отражают существо ранее приведенных оценок сроков отработки ПО сложных компьютеризированных систем.

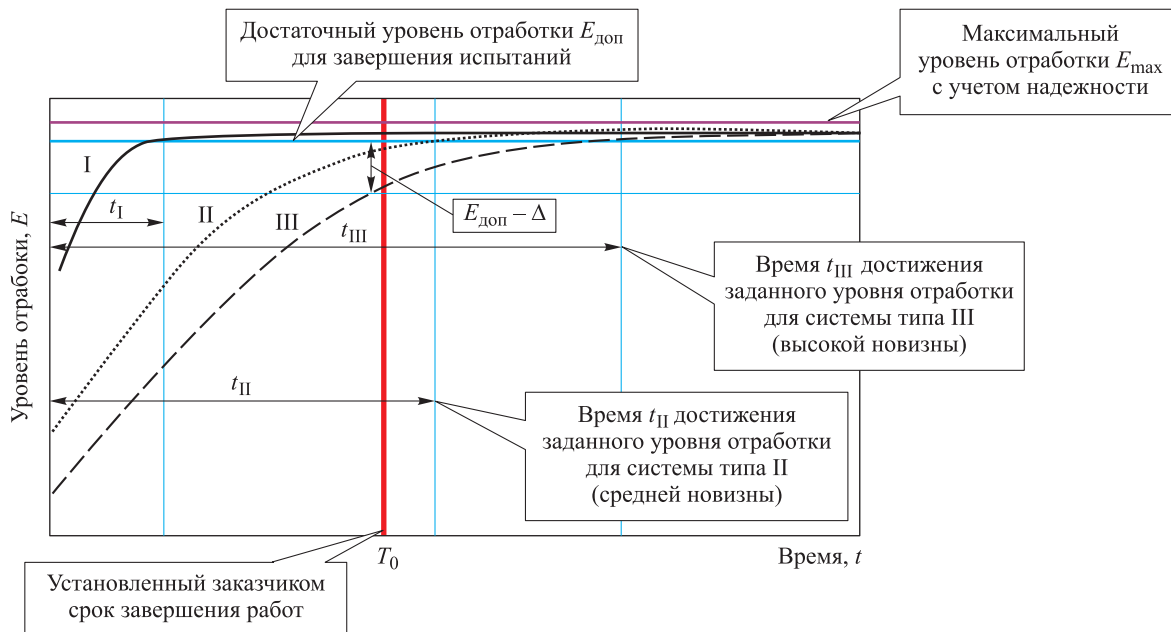


Рис. 3. Зависимости уровней отработки новых изделий при проведении конструкторских испытаний от времени отработки и сложности изделий

В качестве показателя уровня отработки E может быть использован интегральный показатель качества образца по совокупности блоков и агрегатов, методика расчета которого приведена в разделе «Методика оценки качества отработки изделий ракетной техники на этапе конструкторских испытаний».

В зависимости от установленного срока завершения работ, предусмотренного контрактом, и степени новизны разработки не исключены ситуации, когда достигнутый к заданному сроку T_0 уровень отработки E не достигнет требуемого уровня $E_{\text{доп}}$. В этом случае будет справедливо неравенство

$$\Delta = E_{\text{доп}} - E_{\text{доп}T_0} > 0. \quad (11)$$

Устранение неравенства (11) возможно только переносом времени T_0 вправо. Такие ситуации возникают по причине того, что срок T_0 выполнения контракта по разработке нового образца техники установлен исходя из потребностей заказчика без учета объективных сроков разработки сложной компьютеризированной техники. По факту тенденция переноса сроков T_0 вправо характерна для многих проектов как за рубежом, так и в отечественном оборонно-промышленном комплексе (ОПК).

Следует признать, что далеко не всегда причиной переноса сроков исполнения кон-

тракта является сложность разрабатываемого образца.

Можно выбрать другой путь решения задачи, который обеспечит привязку срока получения результата к заданному времени T_0 , допустив возможность значения $\Delta > 0$.

Это условие фиксирует факт наличия некоторой остаточной неопределенности в уровне отработки ПО в момент завершения основного этапа отработки и испытаний T_0 . В случае наличия объективной оценки достигнутого качества отработки аппаратуры, агрегатов и ПО сложного изделия легко определить уровень остаточных рисков, обусловленных незавершенностью отработки. Очевидно, что основной объем проверок должен быть завершен к моменту времени T_0 . Невозможно допустить, что контракт может быть признан выполненным при отсутствии уверенности в том, что в основном диапазоне условий применения задача будет осуществлена должным образом. Вместе с тем отсутствие натурных проверок во всем диапазоне условий применения сохраняет определенные риски ($\Delta > 0$) того, что в некоторых случаях возможно возникновение проблем, ранее не встречавшихся в натурных работах.

Таким образом, актуальна задача интегральной оценки качества отработки изделий



ракетной техники по совокупности данных о работе всех подсистем для установления, в том числе, остаточных рисков.

Методика оценки качества отработки изделий ракетной техники на этапе конструкторских испытаний

Приведенные выше данные свидетельствуют о том, что при испытаниях новой техники с высоким содержанием цифровой аппаратуры с большими объемами программного кода нужно либо ориентироваться на объективные данные по трудозатратам на отработку такой техники и стремиться пройти весь временной цикл до завершения отработки, либо определить способ получения достижимого результата с остаточными рисками в установленные сроки с последующим завершением отработки в процессе эксплуатации принятой заказчиком техники.

В качестве основного показателя оценки качества выполнения изделием ракетной техники своих функций на этапе натурных работ, как было отмечено ранее, заказчик использует показатель успешности пуска (УП), который фиксирует достижение конечной цели – поражение объекта или выполнение полета по заданной траектории.

Для конструктора данный показатель мало информативен. Несмотря на то что на начальном этапе натурных работ вероятность получения конечного результата относительно принятого показателя УП в среднем мала, в каждом натурном эксперименте после анализа результатов проводится уточнение алгоритмов, вскрываются ошибки и неточности ПО, осуществляются корректирующие действия к следующей натурной работе, т. е. обеспечивается улучшение качества работы изделия ракетной техники при проведении последовательности натурных работ. Это нормальный процесс отработки изделия.

Оценим значение математического ожидания показателя УП за время отработки от начального этапа до конечного. Используя выражения (1)–(3), выделим три этапа, на каждом из которых значение вероятности P_i относительно стабильно:

P_I^I – вероятность достижения конечного результата на I (начальном) этапе испытаний;

P_I^{II} – вероятность достижения конечного результата на II (основном) этапе конструкторских испытаний;

P_I^{III} – вероятность достижения конечного результата на III (конечном) этапе испытаний.

Тогда математическое ожидание значения показателя УП будет иметь вид:

$$UP = \frac{1}{I} \sum_{i=1}^I \chi_i, \quad (12)$$

где χ_i – индикатор положительного исхода i -го испытания (равен единице, если конечная цель достигнута, и равен нулю, если конечная цель не достигнута независимо от причины);

I – общее количество испытаний на всем протяжении проведения опытной конструкторской работы.

Преобразуем выражение (12), сгруппировав общую сумму в три слагаемых:

$$UP = \frac{1}{I} \sum_{i=1}^{I_1} \chi_i + \frac{1}{I} \sum_{i=I_1+1}^{I_2} \chi_i + \frac{1}{I} \sum_{i=I_2+1}^I \chi_i = \\ = \frac{\Delta_I}{I} P_I^I + \frac{\Delta_{II}}{I} P_I^{II} + \frac{\Delta_{III}}{I} P_I^{III}, \quad (13)$$

где Δ_I – количество испытаний первого (начального) этапа;

Δ_{II} – количество испытаний основного этапа отработки;

Δ_{III} – количество испытаний завершающего этапа.

Приняв для простоты интенсивность испытаний постоянной, выражение (13) удобно представить в следующем виде:

$$UP = \Delta T_I P_I^I + \Delta T_{II} P_I^{II} + \Delta T_{III} P_I^{III}, \quad (14)$$

$$\Delta T_I + \Delta T_{II} + \Delta T_{III} = T_0,$$

где ΔT_I – относительная продолжительность начального этапа испытаний;

ΔT_{II} – относительная продолжительность основного этапа испытаний;

ΔT_{III} – относительная продолжительность завершающего этапа испытаний;

T_0 – общая продолжительность срока разработки, определенная контрактом.

Принимая во внимание, что, как правило,

$$\Delta T_{III} \ll \Delta T_{II} + \Delta T_I \text{ и } P_I^I < P_I^{II} < P_I^{III}, \quad (15)$$



можно сделать вывод: вклад значения третьего слагаемого выражения (14) в результирующую оценку УП незначителен. При этом значение P_1^{III} наиболее близко к требуемому значению эффективности изделия ракетной техники, так как на III (заключительном) этапе изделие в основном отработано.

Этот вывод свидетельствует о том, что используемый заказчиком показатель УП существенно занижает реальное состояние дел с отработкой опытных изделий при усреднении по всей продолжительности испытаний T_0 . Таким образом, этот показатель будет приближаться к лучшей оценке только при условии

$$\Delta T_{III} \geq \Delta T_{II} + \Delta T_I. \quad (16)$$

Условие (16) при фиксированном времени завершения создания и испытаний опытного образца будет выполнено только на этапе эксплуатации после приемки работы. Другим вариантом адекватного применения показателя УП является оценка математического ожидания успешности пусков только третьего (заключительного) этапа испытаний, которое, как несложно увидеть, соответствует вероятности P_1 выполнения задач пуска:

$$UP = \frac{1}{I_3} \sum_{i=1}^{I_3} \chi_i = P_1^{III}, \quad (17)$$

где I_3 – количество натурных работ на заключительном этапе испытаний.

Заключительный этап испытаний в принятой терминологии соответствует этапу государственных испытаний.

Для конструктора полезно иметь способ оценки качества отработки изделия на протяжении всего процесса создания и испытания новой техники. Тогда при получении роста показателя качества отработки изделия (КОИ) от пуска к пуску можно судить о правильности выбранных технических решений и способов отладки аппаратуры, агрегатов и ПО изделия.

Таким образом, создание методики оценки показателя КОИ позволит получить гораздо лучший инструмент для оценки успешности проводимых работ, чем показатель УП.

Рассмотрим основные подходы к выбору показателей и критериев оценки эффективности (результативности) исследуемых процессов.

Ввиду того что при анализе результатов летных экспериментов необходимо оценивать совокупность параметров и результативность работы многих блоков (агрегатов) и ПО, данная задача относится к классу многокритериальных. Из-за особенностей функционирования ЗУР в полете вклад в конечный результат вносит каждый из агрегатов (блоков бортового оборудования). Выделить наиболее важные из этих агрегатов (блоков аппаратуры) не представляется возможным, так как сбой любого из них приведет к невыполнению задачи в целом. Вместе с тем очевидно, что сложность и надежность указанных агрегатов и блоков существенно различна.

Известно, что для получения оценки качества решения многокритериальных задач часто применяют метод свертки частных показателей [4].

При использовании обобщенных критериев приходится оперировать их значениями, которые обычно лишены содержательного (физического) смысла.

Возникает главный вопрос: как учесть интегральное качество работы U совокупности устройств на борту ракеты в процессе выполнения функциональной задачи?

Удобным для практического применения является метод мультипликативной свертки, когда результирующий показатель качества процесса образуется из произведения (мультипликативной свертки) частных показателей качества работы подсистем большой системы.

Исходя из того что ЗУР содержит определенную совокупность агрегатов, блоков электронной аппаратуры, специальные вычислительные комплексы и алгоритмы управления основными агрегатами и аппаратурой, оценка качества совокупной работы должна обеспечивать интегральную оценку функциональных свойств изделия. Некорректно считать, что если в конкретном пуске отказал один из агрегатов (блоков аппаратуры), то качество работы всей совокупности устройств и агрегатов неудовлетворительное.

Ввиду сложности изделий нового поколения показатель КОИ должен всегда учитывать объем успешно выполненных задач каждым из агрегатов (блоков аппаратуры).



Также в выбранном показателе должен учитываться накопленный положительный опыт по отработке важнейших автономных элементов (блоков аппаратуры, агрегатов, ПО) изделия, выполненных на предыдущих этапах работ.

Важно учесть и то, что в ряде летных экспериментов условия применения изделия отличаются от запланированных. Строгое выполнение условий экспериментов является важнейшим требованием проведения конструкторских испытаний. Если же условия, вызванные внешними причинами, не позволили всему изделию или отдельным устройствам изделия осуществить решение задачи, то этот факт должен быть обязательно учтен при оценке качества выполненной текущей работы. Принцип коллективной ответственности категорически неприемлем для интегральной оценки.

Неправильно приписывать устройству, которое не удалось проверить в работе не по его вине, максимально высокое качество выполнения задачи. Правильно считать, что были возможны различные исходы, однако если имеется положительная предыстория работы рассматриваемого блока, то нельзя не учитывать этого факта.

Анализ вышеперечисленных требований к показателю оценки эффективности выполнения экспериментальных пусков на этапе конструкторских испытаний позволяет сделать следующие выводы:

- дискретный критерий УП ($U = 1$, если цель поражена, и $U = 0$ – в противном случае) на этапе конструкторских испытаний изделий не только не имеет практической ценности из-за отсутствия связи с интегральным качеством ракеты, но и повлечет большие ресурсные затраты при его реализации (выше приведены данные по необходимому количеству пусков, которое не вписывается в разумные объемы);
- использование вероятностных показателей не может быть признано целесообразным ввиду того, что для оценки вероятностей тех или иных событий требуется накопление статистики испытаний, что также связано с большим количеством натурных работ. Каждая из работ для накопления статистики должна проводиться в одинаковой совокупности условий, что практически невыполнимо;

- интегральный показатель КОИ на этапе конструкторских испытаний должен быть чувствительным как к итоговому результату выполнения задачи, так и к условиям осуществления пуска, в том числе учитывать невозможность выполнения итоговой задачи. При этом, если удастся воспроизвести на верифицированной математической модели результат по полученным данным и довести его до завершающей стадии (до встречи ракеты с целью), а также оценить получаемую вероятность поражения цели, то пуск можно считать успешным, что должно быть отражено на соответствующих частных показателях качества работы устройств и агрегатов.

Ввиду того что готовая методика оценки результативности работы бортовой аппаратуры и агрегатов изделия в условиях жестких ограничений на количество пусков на этапе конструкторских испытаний отсутствовала, предложен подход, позволяющий преодолеть указанную проблему.

В результате анализа требований к показателю КОИ удалось получить эмпирическое выражение для оценки показателя успешности U испытательного пуска изделия k -го типа, отвечающее требованиям, изложенным ранее:

$$U = \prod_{i=1}^{I_k} \left[1 - \frac{0,5(\alpha_i + 1)(1 - \beta_i)}{n_i + 1} \right], \quad (18)$$

где I_k – количество агрегатов (блоков аппаратуры) ЗУР k -го типа, которые обладают функциональной автономностью и являются определяющими в последовательности операций для выполнения основной задачи в пуске;

n_i – количество зачетных проверок i -го блока (агрегата) ЗУР в летных экспериментах, в которых достоверно подтверждено, что этот блок (агрегат) выполнил свою задачу;

α_i – индикатор возможной аварии или неисправности i -го блока (агрегата): если авария (неисправность) доказана посредством объективных данных телеметрии или средств внешнетраекторных измерений, то $\alpha_i = 1$, если нет, то $\alpha_i = 0$;

β_i – индикатор качества выполнения задачи i -м блоком (агрегатом): если задача выполнена и это доказано, то $\beta_i = 1$, если не выпол-



нена и это доказано, то $\beta_i = 0$, а если задача не могла быть выполнена по независящим обстоятельствам и из-за этого проверить качество работы блока в конкретном пуске не удалось, то $\beta_i = 0,5$, или $\beta_i > 0,5$, если блок (агрегат) с высокой долей вероятности мог бы выполнить задачу, так как делал это не один раз в предыдущих пусках.

Коэффициенты α_i и β_i в определенном смысле зависимы, однако каждый из них отражает особенности полученной информации из летного эксперимента, поэтому эти показатели-индикаторы должны оцениваться независимо экспертным путем на основе данных натурных экспериментов.

Нетрудно видеть, что приведенное выражение обладает следующими свойствами.

Показатель U принимает значения в диапазоне от 0 до 1, причем 0 – значение абсолютной неуспешности – нулевого качества отработки изделия, когда достоверно установлена авария абсолютно всех блоков и агрегатов ракеты (чего быть не может в принципе), а значение 1 – при достоверно установленном выполнении задачи пуска, т. е. при эффективном выполнении всеми блоками и агрегатами своих функций и получении видимого результата – поражения цели в конкретных условиях эксперимента. В этом крайнем случае оценка U полностью соответствует значению показателя УП (UP).

Показатель U чувствителен к предыстории процесса испытаний: чем больше получено зачетных проверок качества работы каждого из блоков $UP(n_i)$, тем меньше влияние единичной аварийной ситуации с указанным блоком (агрегатом) на интегральный показатель U . Учет этого фактора очень важен для конструкторских испытаний, так как авария блока может происходить по причине производственного дефекта, надежности отказа и других факторов, которые напрямую не изменяют оценки правильности принятого конструкторского решения. Если количество зачетных испытаний рассматриваемого i -го блока мало на протяжении определенного периода испытаний, то очередная аварийная ситуация с этим блоком будет свидетельствовать именно о конструктивном дефекте, требующем углубленного анализа и доработки конструк-

ции блока (агрегата) или соответствующего ПО. В этом случае вклад аварийной ситуации в интегральный показатель будет осязаемым.

Показатель U чувствителен к первопричине неудачи: если i -й блок в анализируемом пуске отработал правильно и это достоверно установлено, то соответствующий коэффициент в итоговом произведении сомножителей равен 1 независимо от количества полученных зачетных результатов по указанному блоку до этого момента. В случае если рассматриваемый блок (агрегат) не смог выполнить задачу по независящим причинам, но однозначно спрогнозировать результат в случае наличия возможности работы сложно, то вклад в коэффициент итогового произведения будет отличен от единицы. Он будет зависеть от количества зачетных результатов, полученных ранее. И это вполне логично: если количество зачетных результатов велико, то, значит, нет оснований подозревать, что данный блок (агрегат) не выполнил бы задачу и в этот раз. Следует отметить, что роль субъективных факторов при проведении указанных оценок нельзя исключить. Но, как показала практика, оценки U , полученные разными специалистами, отличаются не сильно. С ростом n_i эти оценки сходятся.

Для некоторых блоков аппаратуры (веток алгоритмов) проверить работу в конкретном пуске вообще не представляется возможным. Эта ситуация характерна для случаев, когда условия для работы указанного блока не сформировались. Для таких ситуаций уместно принять следующие значения коэффициентов: $\alpha_i = 0$, $\beta_i = 1$.

В качестве критериев успешности этапа конструкторских испытаний с использованием показателя U целесообразны следующие:

- $U > 0,95$ – пуск успешный;
- $U \leq 0,7$ – пуск неуспешный (для завершающего этапа конструкторских испытаний по опыту необходимо поднять планку критерия успешности, например, до уровня $U^* = 0,85$);
- $0,7 < U < 0,95$ – пуск в целом успешный с показателем успешности U (для завершающего этапа конструкторских испытаний следует ужесточить критерий успешности в целом: $0,85 < U < 0,95$).



Значение порога неуспешности, равное 0,7, определяется тем, что к этапу летных конструкторских испытаний часть блоков аппаратуры, агрегатов и ПО отработана и меньших значений получать нельзя, в противном случае необходимо пересматривать результаты наземной конструкторской отработки и автономных летных испытаний.

Для верификации методики приведем пример 4.

Пример 4. Пусть $I_k = 15$. Предположим, что испытания находятся на начальной стадии, когда количество зачетных пусков мало. Для определенности примем следующие значения параметров по каждому из 15 блоков БА и агрегатов:

$$n = (2\ 2\ 2\ 2\ 2\ 2\ 2\ 2\ 2\ 2\ 1\ 1\ 1\ 1\ 1);$$

$$\alpha = (0,1\ 0,1\ 0,1\ 0,1\ 0,1\ 0,1\ 0,1\ 0,1\ 0,1\ 0,1\ 0,1\ 0,1\ 0,1\ 0,1);$$

$$\beta = (0,5\ 0,5\ 0,5\ 0,5\ 0,5\ 0,5\ 0,5\ 0,5\ 0,5\ 0,5\ 0,5\ 0,5\ 0,5\ 0,5);$$

Показатель α , несмотря на то что он должен принимать значение 0 или 1, в данном случае может принять 0,1, что будет означать ненулевую вероятность аварийной работы каждого из блоков аппаратуры. Показатель $\beta = 0,5$ означает неопределенность качества работы блоков (агрегатов) в полете, несмотря на то что в процессе наземной отработки указанных блоков и агрегатов качество работы подтверждено методами моделирования (математического или полунатурного).

После подстановки данных в основную расчетную формулу получим $U = 0,182$, что свидетельствует о том, что уровень отработки элементов конструкции (блоков, агрегатов) изделий слишком мал. Зачетность относительно готовности к завершающему этапу испытаний далека от требуемой. Конструкторские испытания должны продолжаться.

После проведения отработки на этапе автономных летных испытаний значения параметров могут принять лучшие значения. Примем следующие значения параметров:

$$n = (5\ 5\ 5\ 5\ 5\ 5\ 5\ 5\ 5\ 5\ 2\ 2\ 2\ 2\ 2);$$

$$\alpha = (0\ 0\ 0\ 0\ 0\ 0\ 0\ 0\ 0,1\ 0,1\ 0,1\ 0,1\ 0,1\ 0,1\ 0,1);$$

$$\beta = (1\ 1\ 1\ 1\ 1\ 1\ 1\ 1\ 1\ 1\ 1\ 1\ 0,5\ 0,5\ 0,5);$$

Это означает, что количество зачетных проверок аппаратуры и агрегатов возросло, аварийность ряда блоков и агрегатов существенно снизилась, а качество выполнения задач рядом блоков (агрегатов) достигло требуемого.

После подстановки данных в основную расчетную формулу получим $U = 0,749$, что свидетельствует о том, что уровень отработки элементов конструкции (блоков, агрегатов, ПО) изделий значительно повысился. Зачетность относительно готовности к завершающему этапу конструкторских испытаний приблизилась к требуемой.

На основном этапе II конструкторских испытаний могут быть получены следующие данные по отдельным блокам аппаратуры:

$$n = (10\ 10\ 10\ 10\ 10\ 10\ 10\ 10\ 10\ 10\ 5\ 5\ 5\ 5\ 5);$$

$$\alpha = (0\ 0\ 0\ 0\ 0\ 0\ 0\ 0\ 0\ 0\ 0,1\ 0\ 0,1\ 0\ 0,1);$$

$$\beta = (1\ 1\ 1\ 1\ 1\ 1\ 1\ 1\ 1\ 1\ 1\ 0,5\ 0,5\ 0,5);$$

Это означает, что количество зачетных проверок большинства блоков аппаратуры и агрегатов еще больше возросло, аварийность ряда блоков и агрегатов продолжала снижаться, а качество выполнения задач большинством блоков (агрегатов) достигло требуемого. Однако неопределенность по блокам, связанным с работой на конечном этапе (этапе встречи с целью), все еще сохраняется.

После подстановки данных в основную расчетную формулу получим $U = 0,872$, что свидетельствует о том, что уровень отработки элементов конструкции (блоков, агрегатов) изделий вплотную приблизился к требуемому.

Наконец на завершающем этапе конструкторских испытаний может быть получена следующая совокупность результатов по отдельным блокам (агрегатам):

$$n = (15\ 15\ 15\ 15\ 15\ 15\ 15\ 15\ 10\ 10\ 10\ 10\ 10\ 10);$$

$$\alpha = (0\ 0\ 0\ 0\ 0\ 0\ 0\ 0\ 0\ 0\ 0\ 0\ 0\ 0\ 0);$$

$$\beta = (1\ 1\ 1\ 1\ 1\ 1\ 1\ 1\ 1\ 1\ 1\ 1\ 0,5);$$

Это означает, что количество зачетных проверок аппаратуры и агрегатов еще больше возросло, аварийность всех блоков и агрегатов практически исключена, а качество выполнения задач подавляющим большинством блоков (агрегатов) достигло требуемого.

После подстановки данных в основную расчетную формулу получим $U = 0,977$, что свидетельствует о том, что уровень отработки элементов конструкции (блоков, агрегатов, ПО) изделий соответствует требуемому. Зачетность с значением показателя 0,977, значит изделие готово к сдаче заказчику.

Приведенные в примере 4 данные условны и использованы исключительно для иллюстрации связи интегрального показателя успешности с качеством и аварийностью испытываемых блоков и агрегатов изделий.

Требования к интегральному показателю успешности пусков этапа конструкторских испытаний, сформулированные в предыдущем разделе, выполнены. Предложенный метод оценки указанного интегрального показателя чувствителен именно к тем свойствам аппаратуры и агрегатов ракеты, которые и оцениваются на этапе конструкторских испытаний.

Таким образом, на основе проведенного анализа следует вывод о том, что для оценки успешности пусков изделий на этапе конструкторских испытаний целесообразно пользоваться предложенным подходом. Иных вариантов оценки результатов экспериментальных работ, обеспечивающих выполнение сформулированных ранее требований, в доступных источниках не найдено.

Представленная методика апробирована при отработке нескольких изделий ракетной техники нового поколения и показала достаточную чувствительность в плане оценки результатов каждого пуска и динамики успешности работ в целом. На рис. 4 показан примерный вид сглаженной зависимости (18) показателя КОИ от времени и этапов проведения испытаний.

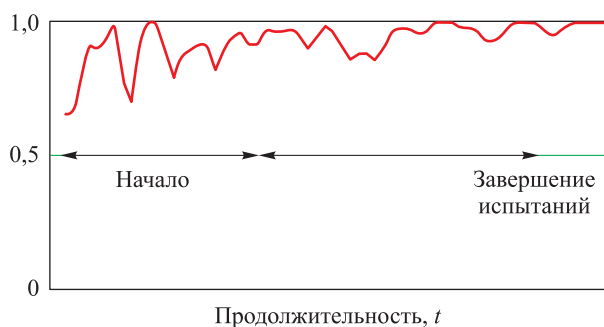


Рис. 4. Примерная зависимость показателя КОИ от времени для трех этапов проведения испытаний

Для сравнения на рис. 5 показаны дискретные оценки успешности, приводимые структурами заказчика. Линейчатые оценки показывают результат $UP = 1$, остальные результаты равны нулю. Причем такие оценки учитывают только конечный результат независимо от того, по какой причине он получен. А таких причин при испытаниях сложной ракетной техники очень много: проблемы наземной составляющей зенитного комплекса, мишенной обстановки, качества бортового оборудования и сборки, человеческий фактор на испытаниях и т. п.

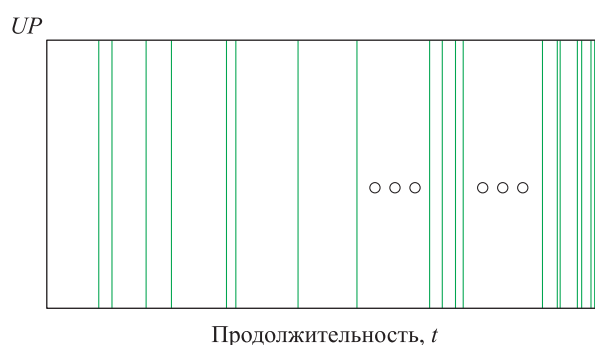


Рис. 5. Дискретные оценки показателя УП, рассчитываемого заказчиком вне зависимости от времени и этапов проведения испытаний

Сравнение графиков на рис. 4 и 5 свидетельствует о наглядности оценки КОИ и полном отсутствии таковой при оценке по показателю УП.

Если принять во внимание ранее полученные выражения и оценки (1)–(4), а также неравенство (11), становится очевидным вывод о том, что при существенных ограничениях выделенного на испытания времени T_0 основной целью испытаний будет являться не столько получение конкретного конечного результата в сжатые сроки, сколько проверка всех возможных ситуаций функционирования ветвящихся алгоритмов. Указанные проверки невозможно провести в натурных работах по причинам множества ограничений. При этом единственным инструментом для решения указанных задач является имитационное моделирование на верифицированных математических моделях.

Таким образом, основной целью натурных работ при малом располагаемом времени на испытания должно быть получение в пер-



вую очередь данных для верификации моделей объектов с последующими значительными объемами вычислений по выявлению ошибок и неточностей программного исполняемого кода. Методы проведения верификации на имитационных моделях приведены в работе [5].

Заключение

Представленные подходы по способам оценки результатов испытаний ориентированы прежде всего на заказчика продукции военного назначения и научно-исследовательские организации Минобороны для объяснения и учета закономерностей создания современной техники при оценке деятельности разрабатывающих предприятий ОПК. Прямолнейные подходы к оценке этой деятельности, не учитывающие особенности и ограничения при проведении испытаний техники нового поколения, наносят вред не только экономике данных предприятий из-за многочисленных несправедливых штрафов и финансовых вычетов за затягивание сроков, но и самому процессу создания отечественной военной техники и вооружения, которые по-прежнему занимают лидирующие позиции в мире.

Научиться понимать проблемы друг друга, наладить тесный профессиональный контакт заказчика и разработчика, уйти от необоснованного вмешательства в процессы создания новой техники – вот тот путь, который позволит предприятиям ОПК не только оставаться на плаву в любых ситуациях, но и по-прежнему быть лидерами мирового рынка вооружений.

Список литературы

1. Проектирование зенитных управляемых ракет / И. И. Архангельский, П. П. Афанасьев, Е. Г. Болотов [и др.]; под ред. И. С. Голубева, В. Г. Светлова. М.: Издательство МАИ, 2001. 732 с.
2. Баранов С. Н., Тележкин А. М. Метрическое обеспечение программных разработок // Труды СПИИРАН. 2014. Вып. 36. С. 5–27.
3. Tate D. Acquisition Cycle Time: Defining the Problem // Acquisition Research Symposium. Monterey, CA: Naval Postgraduate School, 2016. Pp. 80–83.
4. Подиновский В. В. Введение в теорию важности критериев в многокритериальных задачах принятия решений. М.: Физматлит, 2007. 64 с.
5. Верификация кода и обнаружение ошибок исполнения путем абстрактной интерпретации. Решение современных проблем тестирования встроенного программного обеспечения. URL: <https://matlab.ru/news/statya-verifikaciya-koda-i-obnaruzhenie-oshibok-ispolneniya-putem-abstraktnoy-interpretacii> (дата обращения 30.07.2018).

Поступила 13.09.18

Доронин Виктор Валентинович – доктор технических наук, генеральный директор, генеральный конструктор Акционерного общества «Машиностроительное конструкторское бюро «Факел» имени академика П. Д. Грушина, г. Химки.

Область научных интересов: разработка и проектирование зенитных ракет.



Problems of evaluating development testing quality of missile prototypes in full-scale experiments at the development testing stage and ways of solving these problems

The paper analyses whether the volume of new generation missile testing is sufficient for a given development timescale. We consider development testing specifics for the new generation of missiles. The paper cites labour input estimates for debugging the software used in contemporary surface-to-air missiles. We present an approach to estimating missile design and development process quality according to a combination of indices, taking into account how urgent the problem under consideration is for a range of leading developers, as well as for the benefit of the customer.

Keywords: development testing, missile engineering, development time, development testing quality, software, software code, onboard equipment modules, launch success index.

Doronin Viktor Valentinovich – Doctor of Engineering Sciences, Director General, Chief Designer, Joint stock company “Academician P. D. Grushin Mechanical Engineering Design Bureau “Fakel”, Khimki.

Science research interests: development and design of surface-to-air missiles.



УДК 623.468

Ю. С. Зуев, Н. И. Карманов, Е. В. Недоспасова

Определение кинетических параметров для твердого октогенсодержащего взрывчатого вещества по результатам *ODTX*-экспериментов

Предложен способ определения кинетических параметров для взрывчатого вещества *LX-10*. Способ определения параметров включает в себя использование аналитической зависимости для периода индукции, с помощью которой обрабатываются экспериментальные данные, и пакета программ конечно-элементного анализа *ANSYS CFD*. Получено удовлетворительное согласие между расчетными и экспериментальными данными.

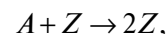
Ключевые слова: взрывчатое вещество, терморазложение, период индукции, время до воспламенения, температура бломсов, *ANSYS CFD*.

Известно, что при попадании изделий, содержащих взрывчатые вещества (ВВ), в тепловое поле пожара, возможен взрыв. Для безопасной эксплуатации взрывоопасных изделий важно уметь определять время от начала воздействия теплового поля до воспламенения и безопасную температуру внешнего теплового поля, а также место возникновения очага реакции для последующего прогнозирования характера развития процесса (выгорание ВВ изделия в режиме послойного или конвективного горения, низкоскоростной взрыв или детонация). Для этого необходимо знать кинетические характеристики ВВ.

Кинетические параметры обычно определяют по результатам экспериментов по нагреву небольших образцов ВВ. Так, например, в США для калибровки кинетических параметров используется *ODTX*-методика [1, 2], суть которой заключается в следующем (рис. 1). Сферический образец ВВ диаметром 1,27 см помещается в массивные цилиндрические алюминиевые бломсы, имеющие полусферические выемки и нагретые до определенной температуры (100...300 °С). После этого фиксируется время от момента размещения образца ВВ в бломсах до момента воспламенения, который определяется по сигналу от микрофона, расположенного рядом с бломсами. В опытах варьируется только температура бломсов.

Для описания экспериментальных данных, полученных по *ODTX*-методике, можно

применять модели многостадийного (3–4 стадии) разложения ВВ [1, 2]. При тепловом расчете реальных изделий предпочтительно использовать простые модели, в которых бы учитывались наиболее значимые моменты терморазложения ВВ. Как известно, при терморазложении и развитии теплового взрыва в конденсированных ВВ чрезвычайно важную роль играют автокаталитические реакции [3]. В связи с этим для описания экспериментальных данных можно использовать модель простого автокатализа, в которой схема разложения исходного ВВ выглядит следующим образом:



где A – исходное вещество (ВВ);

Z – вещество (катализирующий агент), накапливающееся в ходе реакции и ускоряющее разложение A .

Запишем скорость реакции для данного случая [4]:

$$\frac{d[A]}{dt} = -z \exp\left(-\frac{E}{RT}\right)[A](1 - [A] + [Z]_0), \quad (1)$$

где $[A]$ – относительная массовая концентрация исходного вещества A ;

t – время;

z – предэкспоненциальный множитель;

E – энергия активации;

R – универсальная газовая постоянная;

T – температура;

$[Z]_0$ – начальная относительная массовая концентрация катализирующего агента.

Для численного определения времени до воспламенения по *ODTX*-экспериментам необходимо в дополнение к уравнению (1) решать

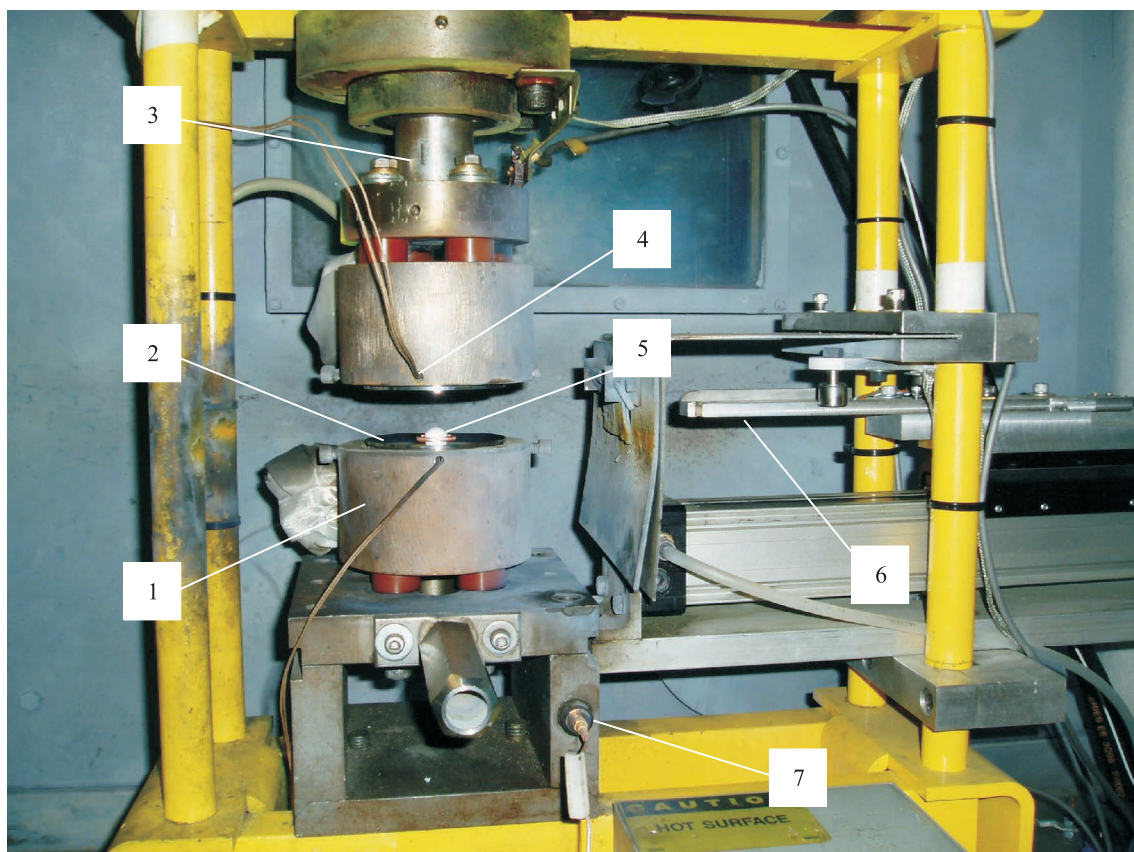


Рис. 1. Постановка ODTX-экспериментов [1, 2]:

1 – нагреватель; 2 – бюм; 3 – поршень; 4 – термопреобразователь; 5 – образец ВВ; 6 – система подачи образца; 7 – микрофон

уравнение теплопроводности с аррениусовским источником тепла [4]:

$$\rho c \frac{dT}{dt} = \nabla(\lambda \nabla T) + Qz \exp\left(-\frac{E}{RT}\right) [A](1 - [A] + [Z]_0), \quad (2)$$

где ρ – плотность;

c – теплоемкость;

λ – коэффициент теплопроводности;

Q – тепловой эффект реакции (Дж/м³).

Начальные и граничные условия для уравнений (1) и (2) применительно к ODTX-экспериментам выглядят следующим образом:

$$T_{t=0} = 20^\circ\text{C}, [A]_{t=0} = 1, T_{r=b} = T_6, \nabla T_{r=0} = 0, \nabla[A]_{r=b} = [A]_{r=0} = 0, \quad (3)$$

где $T_{t=0}$ – температура образца ВВ в момент времени $t = 0$;

$T_{r=b}$ – температура на границе сферического образца ВВ (на радиусе $r = b = 0,635$ см);

T_6 – температура бюмсов;

$\nabla T_{r=0}$ – градиент температуры в центре образца (на радиусе $r = 0$);

$\nabla[A]_{r=b}$, $\nabla[A]_{r=0}$ – градиенты концентраций исходного вещества на границе образца и в его центре.

Уравнения (1) и (2) решаются численно. Значения теплофизических параметров, например для октогенсодержащих ВВ, можно найти в работе [1]. При этом кинетические параметры E и z следует подобрать так, чтобы расчетные данные удовлетворительно соответствовали экспериментальным данным. Ниже будет показан путь отыскания оптимальных значений параметров E и z для ВВ LX-10 (октоген – 95 %, связка – 5 %), которые затем можно применять при расчетах для сложных изделий, содержащих ВВ, аналогичное LX-10.

Ниже на рис. 2 показаны экспериментальные данные по времени до воспламенения $t_{\text{восп}}^{\text{эксп}}$, полученные с помощью ODTX-методики [1]. Поставлена задача – воспроизвести эти результаты.

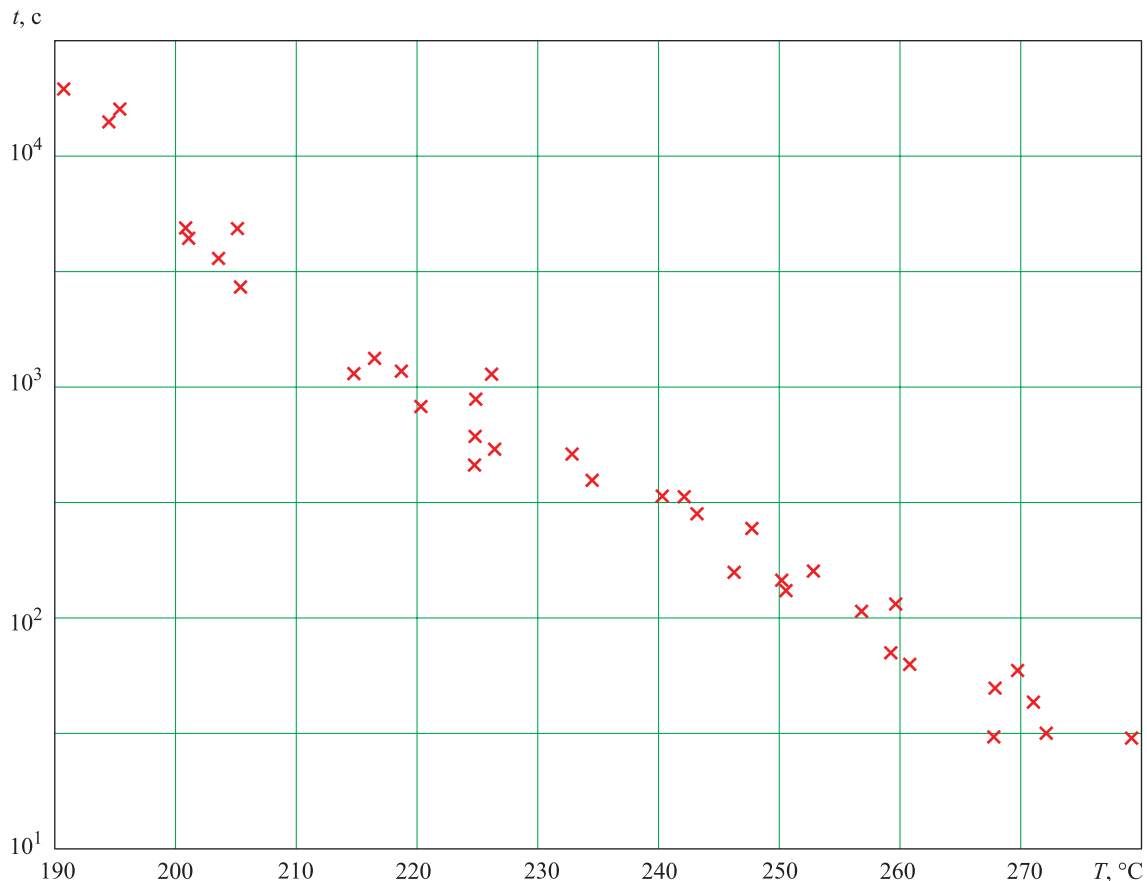


Рис. 2. Экспериментальная зависимость времени до воспламенения $t_{\text{воспл}}^{\text{эксп}}$ от температуры алюминиевых бломсов [1]

В теории горения широко используется понятие периода индукции – времени достижения максимума скорости химической реакции в ВВ или времени до возникновения воспламенения [4]. При расчете периода индукции считается, что и ВВ, и окружающая среда в начальный момент времени имеют одну и ту же температуру. При этом у окружающей среды эта температура остается постоянной в течение всего процесса разложения ВВ вплоть до момента воспламенения. Применительно к ODTX-экспериментам окружающая среда – это массивные алюминиевые бломсы. Выражения для периода индукции можно использовать при обработке экспериментальных данных для предварительных оценок величин кинетических параметров E , z . В случае простого сильного автокатализа адиабатический период индукции записывается следующим образом [4]:

$$t_{\text{ind}}^{\text{ад}} = -\frac{1}{z} \exp\left(\frac{E}{RT_6}\right) \left(1 + \frac{E}{RT_6}\right) \text{Ei}\left(-\frac{[Z]_0}{\gamma}\right), \quad (4)$$

где $\gamma = \rho c R T_6^2 / Q E$ – число Тодеса ($\gamma \sim 0,001$), характеризующее степень экзотермичности реакции разложения ВВ [4];

$$\text{Ei}(x) = \int_{-\infty}^x e^y / y \, dy.$$

Запишем условие сильного автокатализа:

$$[Z]_0 \ll \gamma \quad [4].$$

Формулу (4) можно использовать для аппроксимации экспериментальных результатов (см. рис. 1) по методу наименьших квадратов, определяя при этом параметры E , z , которые можно применять при решении уравнений (1, 2). Однако, согласно формуле (3), начальная температура ВВ должна быть равна температуре бломсов T_6 , в то время как в эксперименте начальная температура составляет 20 °С, и только в ходе нагрева температура ВВ достигнет температуры бломсов. По этой причине необходимо определить экспериментальный период индукции $t_{\text{ind}}^{\text{эксп}}$ для каждого значения температуры бломсов. Очевидно, что экспе-



риментальный период индукции определяется по формуле

$$t_{ind}^{эксп} = t_{восп}^{эксп} - t_{пр}, \quad (5)$$

где $t_{пр}$ – время прогрева сферического образца ВВ от температуры 20 °С до температуры бجومсов.

Определим время прогрева [5]:

$$T_{ц} = T_6 - (T_6 - T_{t=0}) \sum_{n=1}^{\infty} \left[2(-1)^{n+1} \exp\left(-\pi^2 n^2 \frac{at}{r^2}\right) \right], \quad (6)$$

где $T_{ц}$ – текущая температура в центре сферического образца;

$a = \lambda/\rho c$ – коэффициент температуропроводности.

За время прогрева возьмем промежуток от начала нагрева до момента, когда температура в центре образца будет отличаться от температуры бجومсов не более чем на 2 %. Далее проведем расчет времени прогрева по формулам (5) и (6) с использованием следующих усредненных значений теплофизических параметров [1]:

$$\lambda = 0,409 \text{ Вт/м} \cdot \text{°С}, c = 1407 \text{ Дж/кг} \cdot \text{°С}, \\ \rho = 1842 \text{ кг/м}^3.$$

В результате получено, что для всех температур бجومсов $t_{пр} \approx 120$ с. Теперь для определения экспериментального периода индукции надо из экспериментального времени до воспламенения (см. рис. 2) отнять 120 с, при этом не рассматривая время до воспламенения меньше 200 с. Полученную зависимость периода индукции от температуры можно обработать с помощью метода наименьших квадратов, используя выражение (4). Примем, что начальная относительная массовая концентрация катализирующего агента $[Z]_0 = 10^{-8}$. Для такого значения выполняется условие сильного автокатализа $[Z]_0 \ll \gamma$, поскольку $\gamma \sim 0,001$. В табл. 1 приведены получившиеся наборы кинетических параметров вместе с их начальными значениями. Экспериментальное и расчетное время до воспламенения показано на рис. 3. Учитывая разброс экспериментальных

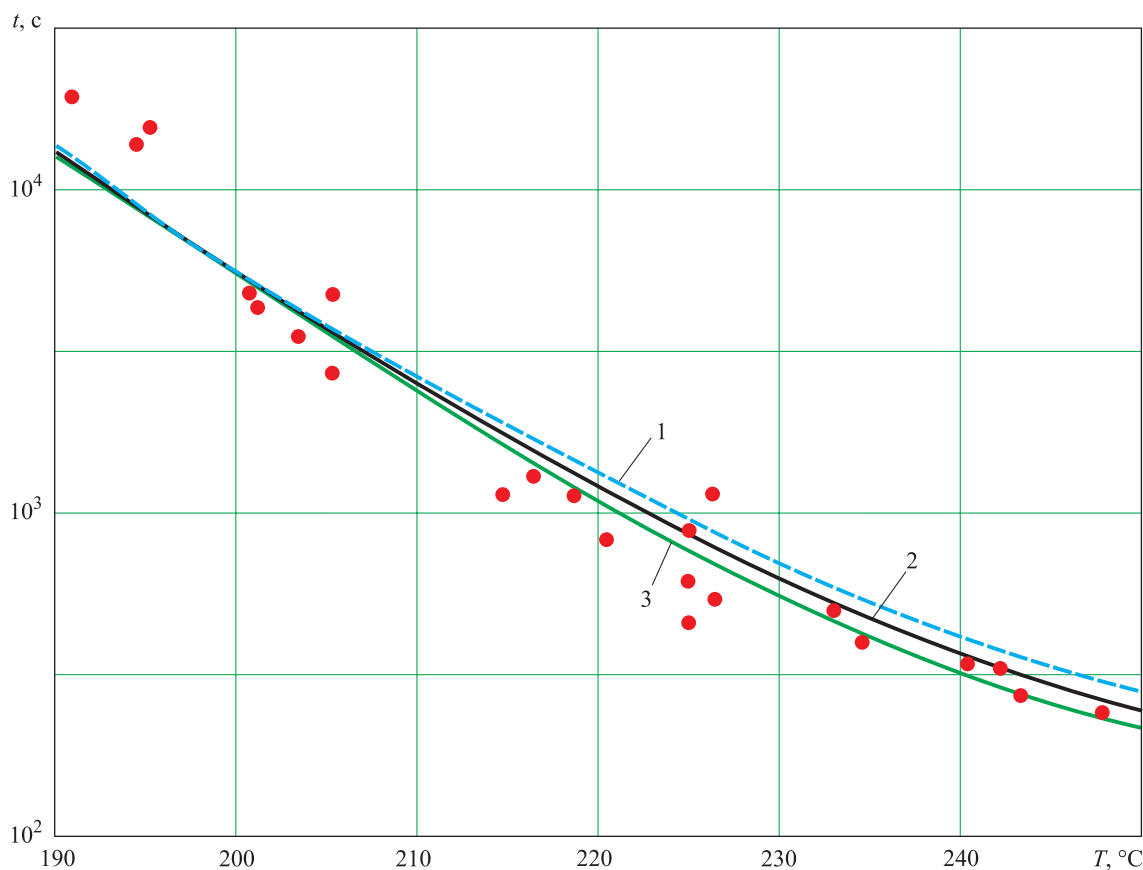


Рис. 3. Сравнение экспериментальных данных с расчетными:

1 – $E = 146\,160$, $z = 3,18 \cdot 10^{13}$; 2 – $E = 155\,143$, $z = 3,102 \cdot 10^{14}$; 3 – $E = 165\,243$, $z = 4,06 \cdot 10^{15}$;

● – эксперимент [1]; —, —, — – расчеты по формулам (4) и (6)



данных, можно сказать, что формула (4) верно отражает результаты экспериментов.

Отметим, что для всех наборов параметров из табл. 1 формула (4) дает примерно одинаковые результаты (см. рис. 3). Следует выбрать только один набор параметров, который наилучшим образом описал бы всю совокупность экспериментальных данных из работы [1].

Таблица 1

Начальные значения кинетических параметров и их значения, полученные после процедуры оптимизации

Начальные значения		Оптимизированные по формуле (3) значения	
E , Дж/моль	z , с^{-1}	E , Дж/моль	z , с^{-1}
145 000	$3,0 \cdot 10^{13}$	146 160	$3,180 \cdot 10^{13}$
150 000	$1,0 \cdot 10^{14}$	150 600	$9,830 \cdot 10^{13}$
155 000	$4,0 \cdot 10^{14}$	155 143	$3,102 \cdot 10^{14}$
160 000	$1,1 \cdot 10^{15}$	160 116	$1,104 \cdot 10^{15}$
165 000	$4,0 \cdot 10^{15}$	165 243	$4,060 \cdot 10^{15}$

Исходя из этого, были проведены расчеты в пакете программ конечно-элементного анализа *ANSYS CFD* (лицензия № 774-2013-ША от 01.10.2013 г.) по определению времени до воспламенения для всех наборов оптими-

зированных параметров E и z из табл. 1 и для всех значений температур блюмсов. Расчеты проводились в осесимметричной эйлеровой постановке. Размер ячейки не превышал 0,25 мм в радиальном направлении. Расчетная геометрия показана на рис. 4.

В расчетах ввиду симметричности рассмотрен только сферический сегмент образца ВВ. Расчет прекращался в тот момент, когда расчетный шаг становился меньше 10^{-6} с, что соответствовало началу воспламенения. Для лучшего соответствия между экспериментальным и расчетным временем до воспламенения для каждого набора оптимизированных параметров (см. табл. 1) варьировалась величина z , при этом E оставалась неизменной. В табл. 2 приведены полученные значения z и суммы квадратов отклонений логарифмов экспериментального и расчетного времени до воспламенения $\sum (\ln(t_{\text{воспл}}^{\text{эксп}}) - \ln(t_{\text{воспл}}^{\text{расч}}))^2$. Данная величина введена как мера соответствия того или иного набора E, z экспериментальным данным. Отметим, что чем меньше эта величина, тем лучше соответствие.

Для описания экспериментальных данных наилучшим образом подходят значения энергии активации $E = 155 143$ Дж/моль

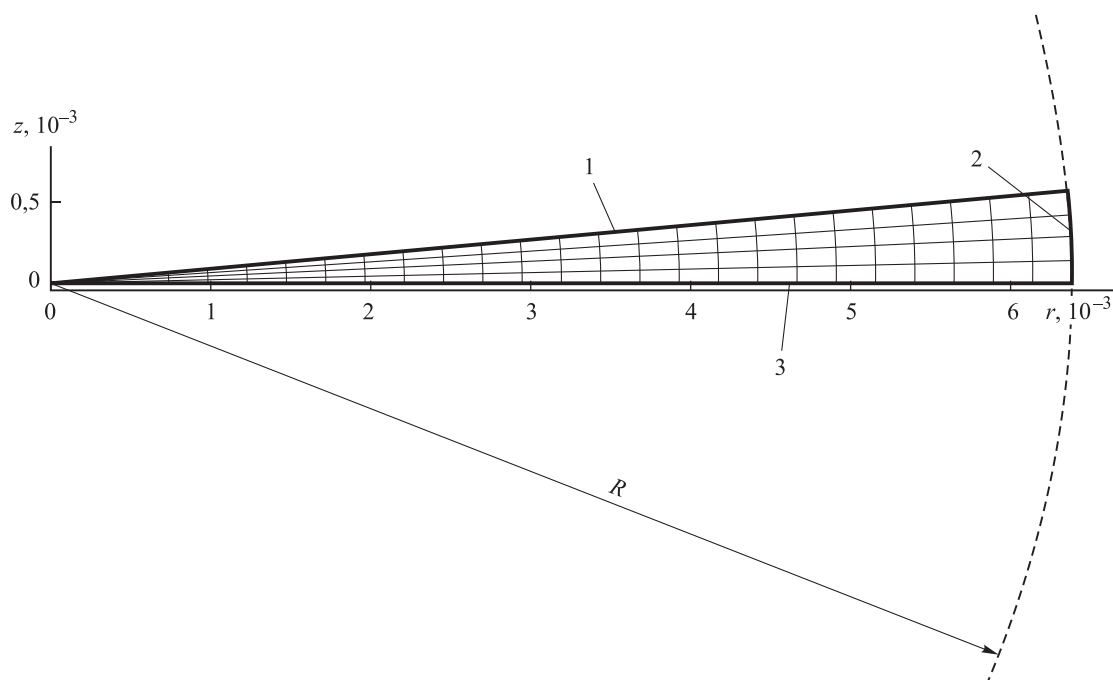


Рис. 4. Расчетная геометрия для сферического образца ВВ:

1 – $\nabla T = \nabla A = 0$; 2 – $T = T_6$, $\nabla A = 0$; 3 – $\nabla T = \nabla A = 0$; r, z – оси в цилиндрической системе координат; $R = 0,00635$ м



и предэкспоненциального множителя $z = 3,502 \cdot 10^{14} \text{ с}^{-1}$ (см. табл. 2). На рис. 5 показаны результаты численных расчетов в сравнении с экспериментальными данными из работы [1].

Таблица 2

Значения параметров z до и после численных расчетов

Начальные значения		Оптимизированные значения z	Сумма квадратов отклонений
E , Дж/моль	z , с^{-1}	z , с^{-1}	$\sum (\ln(t_{\text{эксп}}) - \ln(t_{\text{расч}}))^2$
14 660	$3,180 \cdot 10^{13}$	$3,980 \cdot 10^{13}$	1,765
150 600	$9,830 \cdot 10^{13}$	$1,330 \cdot 10^{13}$	1,628
155 143	$3,102 \cdot 10^{14}$	$3,502 \cdot 10^{14}$	1,396
160 116	$1,104 \cdot 10^{15}$	$1,154 \cdot 10^{15}$	1,431
165 243	$4,060 \cdot 10^{15}$	$3,860 \cdot 10^{15}$	1,595

Таким образом, приведенный выше подход позволяет определить значения кинетических параметров для октогенсодержащего ВВ

LX-10. В дальнейшем, используя полученные значения кинетических параметров, можно проводить расчеты по определению времени до воспламенения для сложных изделий, содержащих ВВ, аналогичные по составу *LX-10*, и для различных режимов нагрева.

Подводя итоги, отметим, что в данной статье предложен способ отыскания оптимальных значений кинетических параметров для ВВ *LX-10*, основанный на результатах экспериментов по определению времени до воспламенения для образцов ВВ диаметром 1,27 см. На первом этапе с помощью аналитического выражения для периода индукции определяются наборы кинетических параметров, с помощью которых удовлетворительно рассчитывается время до воспламенения. На втором этапе с использованием расчетов в программе конечно-элементного анализа *ANSYS CFD* проводятся докалибровка и выбор наиболее оптимального набора кинетических параметров. Численные расчеты с наиболее оптимальным

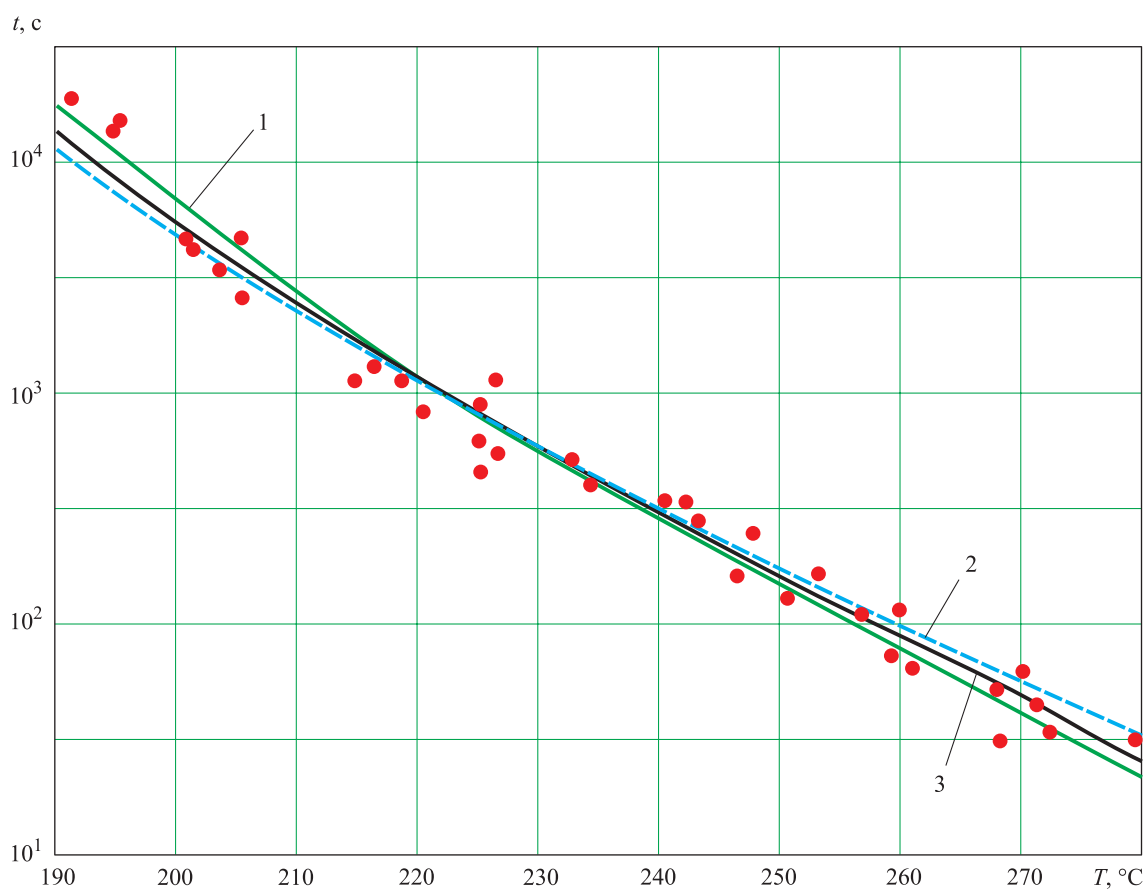


Рис. 5. Сравнение экспериментальных данных с расчетными:

1 – $E = 165\,243$, $z = 3,86 \cdot 10^{15}$; 2 – $E = 146\,160$, $z = 3,18 \cdot 10^{13}$; 3 – $E = 155\,143$, $z = 3,502 \cdot 10^{14}$; ● – эксперимент [1]; —, — —, — — — численные расчеты по уравнениям (1) и (2) с граничными условиями [3]



набором кинетических параметров приводят к удовлетворительному соответствию между расчетными и экспериментальными данными.

Список литературы

1. *Tarver C. M., Tran T. D.* Thermal decomposition models for HMX-based plastic bonded explosives // *Combustion and Flame*. 2004. Vol. 137. No. 1/2. Pp. 50–62.
2. *Tarver C. M., Tran T. D., Whipple R. E.* Thermal decomposition of pentaerythritol tetranitrate // *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*. 2003. Vol. 28. No. 24. Pp. 189–193.

3. *Андреев К. К.* Термическое разложение и горение взрывчатых веществ. М.: Наука, 1966. 343 с.

4. *Рябинин В. К.* Математическая теория горения. Челябинск: Издательский центр ЮУрГУ, 2014. 358 с.

5. *Кутателадзе С. С.* Основы теории теплообмена. Новосибирск: Наука, 1970. 660 с.

Поступила 29.10.18

Зуев Юрий Семёнович – кандидат технических наук, старший научный сотрудник, заведующий кафедрой технической механики федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Национальный исследовательский ядерный университет «МИФИ», г. Снежинск.

Область научных интересов: динамика и прочность машин, летательных аппаратов.

Карманов Николай Иванович – аспирант федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Национальный исследовательский ядерный университет «МИФИ», г. Снежинск. Область научных интересов: моделирование процессов перехода горения во взрыв во взрывчатом веществе.

Недоспасова Екатерина Вадимовна – аспирант федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Национальный исследовательский ядерный университет «МИФИ», г. Снежинск. Область научных интересов: стойкость и прочность тонкостенных оболочек в условиях взрывных нагрузок.

Kinetic parameter estimation for solid octogen-containing explosive according to ODTX-experiments

The study introduces a method for estimating kinetic parameters for the LX-10 explosive. The method includes the use of analytical dependence for the induction period, by which the experimental data are processed, and the ANSYS CFD finite element analysis software package. Satisfactory agreement between the calculated and experimental data was obtained.

Keywords: explosive, thermal decomposition, induction period, ignition distance, bloom temperature, ANSYS CFD.

Zuev Yuriy Semenovich – Candidate of Engineering Sciences, Senior Research Fellow, Head of the Department of Engineering Mechanics, Snezhinsk Physics and Technology Institute of the National Research Nuclear University MEPhI (Moscow Engineering Physics Institute), Snezhinsk.

Science research interests: machinery and aircraft dynamics and strength.

Karmanov Nikolay Ivanovich – post-graduate student, Snezhinsk Physics and Technology Institute of the National Research Nuclear University MEPhI (Moscow Engineering Physics Institute), Snezhinsk.

Science research interests: simulation of combustion-to-explosion process in an explosive.

Nedospasova Ekaterina Vadimovna – post-graduate student, Snezhinsk Physics and Technology Institute of the National Research Nuclear University MEPhI (Moscow Engineering Physics Institute), Snezhinsk.

Science research interests: thin-walled shells strength and stability under explosive loading conditions.

УДК 621.7.043

А. А. Архипов, С. В. Любимский

Моделирование методом конечных элементов процесса изготовления волноводного фланца закрытой объемной штамповкой

Выполнен анализ базового технологического процесса изготовления волноводных фланцев на предприятии ПАО «НПО «Алмаз» «Лианозовский электромеханический завод». Предложен способ оптимизации технологического процесса, проведено его теоретическое исследование методом конечных элементов. Проанализировано напряженно-деформированное состояние поковки фланца сложной формы при его изготовлении закрытой объемной штамповкой.

Ключевые слова: волноводный фланец, закрытая штамповка, штамп, цилиндрическая заготовка, метод конечных элементов, напряженно-деформированное состояние, теоретические исследования.

В процессе научно-исследовательской работы по повышению эффективности процесса изготовления волноводных фланцев (рис. 1) был проведен анализ базовой технологии их изготовления на предприятии Территориально обособленного подразделения «Лианозовский электромеханический завод» (ТОП «ЛЭМЗ»).

Данная технология представляет собой открытую горячую объемную штамповку в подкладном штампе, установленном на штамповочном молоте. Сначала производится обрезка облоя в обрезном штампе. Затем фланец механически обрабатывается для придания ему размеров в соответствии с ОСТ 4Г 0.206.203 [1].

При таком способе изготовления коэффициент использования материала составляет не более 0,5...0,6, что приводит к значительному расходу металла. Кроме того, при открытой штамповке быстро остывающей заготовки на падающем молоте процент брака среди получаемых поковок повышается. Среди дефектных поковок наиболее часто встречаются такие виды брака, как неполная фигура – незаполнение ручья штампа металлом заготовки (рис. 2), недоштамповка, забоины и зажимы. Фланцы волноводов относятся к составным частям радиоэлектронной аппаратуры. Ввиду этого предъявляются высокие требования к точности их размеров и формы, которые затруднительно реализовать при использовании молотовой штамповки.

Для снижения расхода металла и уменьшения процента брака вместо открытой молотовой штамповки было предложено применение за-

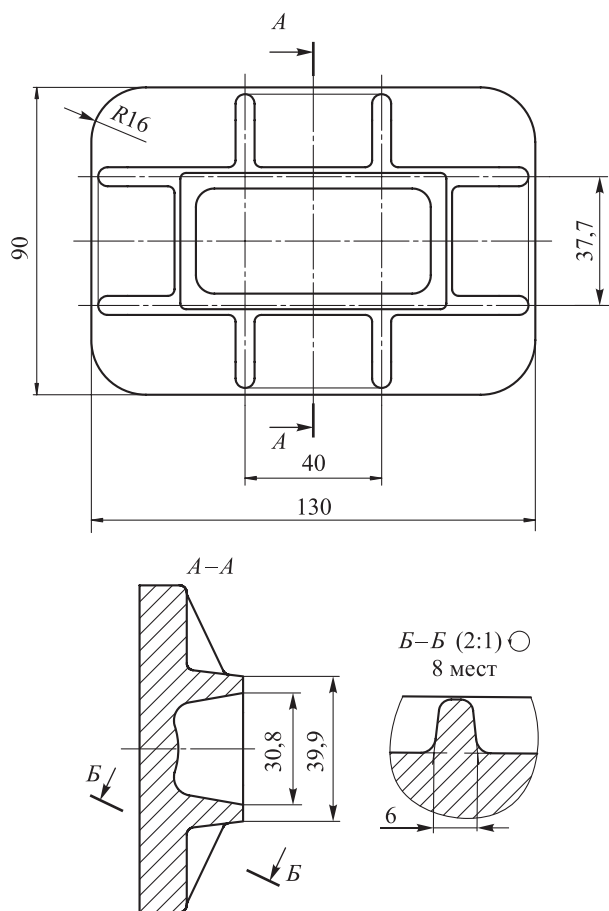


Рис. 1. Эскиз получаемой поковки фланца с основными размерами

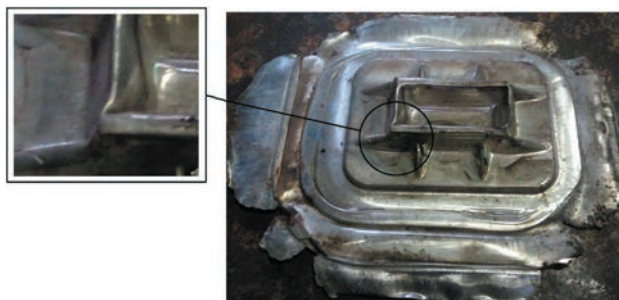
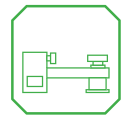


Рис. 2. Дефекты поковки при штамповке на молоте



крытой объемной штамповки на кривошипных горячештамповочных прессах (КГШП) [2]. Вместе с этим предложена замена и самой формы заготовки с прямоугольной на цилиндрическую. Последняя позволяет обеспечить более точную ее установку в полости штампа за счет особенностей его конструкции [3].

На рабочем торце контрпуансона выполнена впадина радиусом, равным радиусу заготовки. При этом номинальный продольный размер матрицы выполнен равным длине заготовки для ограничения течения металла в продольном направлении при заполнении полости штампа. На рис. 3 показаны цилиндрическая заготовка, установленная в рабочей зоне штампа и схема процесса.

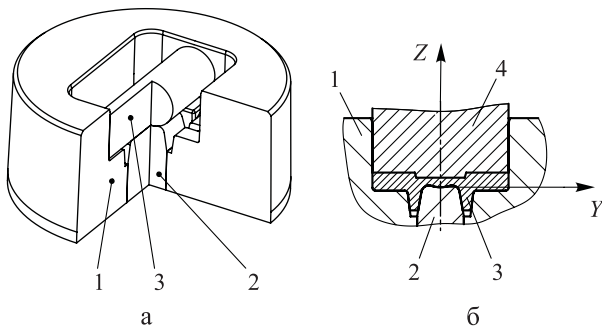


Рис. 3. Установка заготовки в полости штампа (а) и схема процесса закрытой объемной штамповки фланца (б): 1 – матрица; 2 – контрпуансон; 3 – заготовка; 4 – пуансон

В качестве теоретического исследования и для оценки технологической возможности использования закрытой объемной штамповки было проведено компьютерное моделирование технологического процесса методом конечных элементов в программе *Deform-3D* (рис. 4).

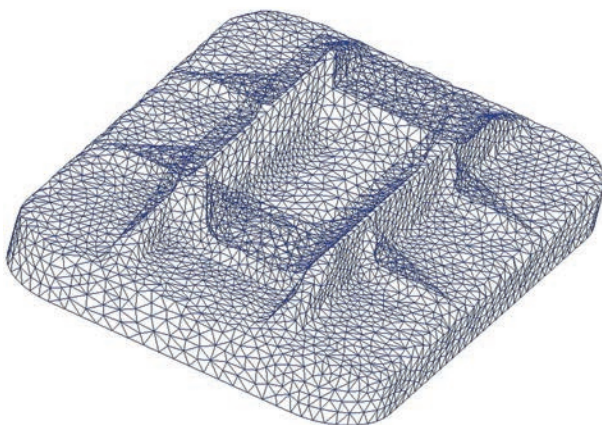


Рис. 4. Трехмерная модель поковки, разбитая на конечные элементы

Трехмерная модель поковки была разбита на 60 000 конечных элементов – тетраэдров 2-го порядка. Матрица, пуансон и контрпуансон рассматривались как абсолютно жесткие тела. Тип контактного взаимодействия обрабатываемого материала с оснасткой принят в соответствии с законом Кулона.

Исходной заготовкой для моделирования процесса выбран цилиндрический прутки диаметром $40,5_{-0,05}^{+0,05}$ мм и длиной $130_{-0,05}^{+0,05}$ мм из сплава алюминиевого АД00 согласно ГОСТ 4784–97. С учетом предварительной обработки заготовки из стандартного сортамента – прутка диаметром 45 мм по ГОСТ 21488–97, коэффициент использования материала составляет 0,8. Температура заготовки 450 °С, предварительно инструмент не нагревается. Коэффициент трения $\mu = 0,4$. Рабочий ход пуансона – 33,7 мм. При деформировании материал заготовки перемещается в направлениях, перпендикулярных в плане оси *Z* и параллельных оси *Y* до полного заполнения объема основания фланца. Затем металл затекает в труднодоступные полости матрицы, соответствующие ребрам жесткости и стенкам выступа фланца.

При моделировании получены значения силы деформирования для всех этапов процесса (рис. 5).

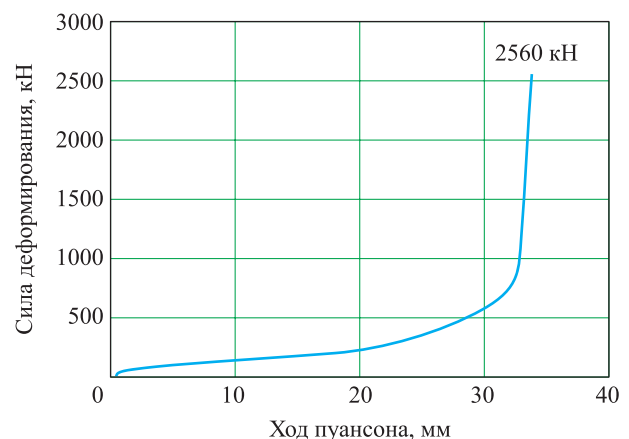


Рис. 5. График зависимости силы процесса от рабочего хода пуансона

На последних этапах деформирования поковки, когда металл заготовки уже достиг стенок полости матрицы, сила значительно возрастает (см. рис. 5). При этом происходит заполнение труднодоступных полостей ребер жесткости и прямоугольного выступа, а также окончатель-

ное формирование плоской поверхности торца фланца.

Высокий уровень силовых факторов по сравнению со свободной осадкой заготовки сопоставимых габаритных размеров можно объяснить тем, что при закрытой штамповке облой не образуется, заготовка полностью заполняет полость штампа. Следовательно, давление прессования очень велико. При этом необходим точный контроль объема заготовки для получения поковки с желаемыми размерами. Недостаточные размеры заготовки препятствуют заполнению полости штампа. Ее избыточные размеры создают чрезмерное давление и могут приводить к разрушению штампа или заклиниванию оборудования [4].

Для определения полей напряжений σ_z и σ_y (рис. 6) выбрано поперечное сечение YZ посередине ребра жесткости, поскольку оно соответствует наиболее проблемной зоне заполнения металлом заготовки полости матрицы. Компоненты напряжений определены по осям Y и Z для окончательной стадии процесса.

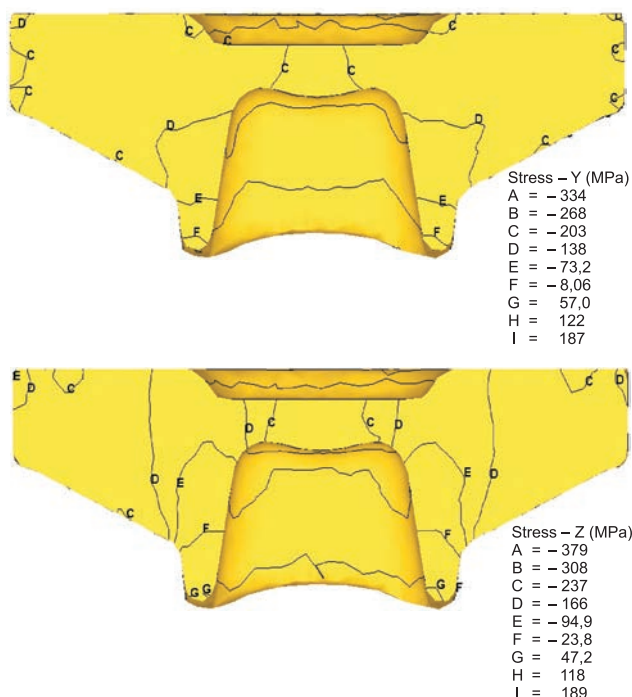


Рис. 6. Поля напряжений σ_z и σ_y в сечении

В ходе анализа полученных данных установлено, что в процессе деформирования в поковке преобладают растягивающие напряжения, имеющие максимальное значение в основании фланца и перемычке. Растягивающие напряже-

ния уменьшаются в зоне выступа. В течение первых 85 % всего процесса деформирования в зонах, соответствующих ребрам жесткости, действуют сжимающие напряжения, которые затем сменяются напряжениями растяжения.

Кинематика течения металла на окончательной стадии деформирования показана на рис. 7. На основе полученных данных моделирования можно сделать вывод, что благодаря выступу в пуансоне и соответствующей ему впадине в торце основания фланца зоны течения металла от плоской поверхности торца фланца, контактирующей с пуансоном, в направлении тыльной поверхности и ребер жесткости смещены к краям заготовки. Это обуславливает более благоприятные условия заполнения полости матрицы.

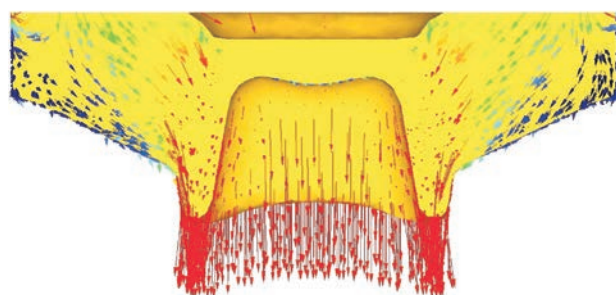


Рис. 7. Картина течения материала заготовки в конце процесса деформирования

В результате проведенного теоретического исследования были получены важные данные по напряженно-деформированному состоянию поковки фланца, а также кинематика течения металла в процессе деформирования. Была определена сила процесса для всех стадий деформирования и построена зависимость силы от величины рабочего хода пуансона. Окончательные результаты моделирования процесса в виде импортированной геометрии в программный комплекс САПР представлены на рис. 8, на котором полость матрицы полностью заполнена металлом заготовки.

Стоит отметить, что постоянно возрастающей ролью радиолокации в системах управления воздушным движением и контроля воздушного пространства, а также увеличением объемов производства радиоэлектронной аппаратуры обусловлена необходимость оптимизации процесса изготовления волноводных фланцев.

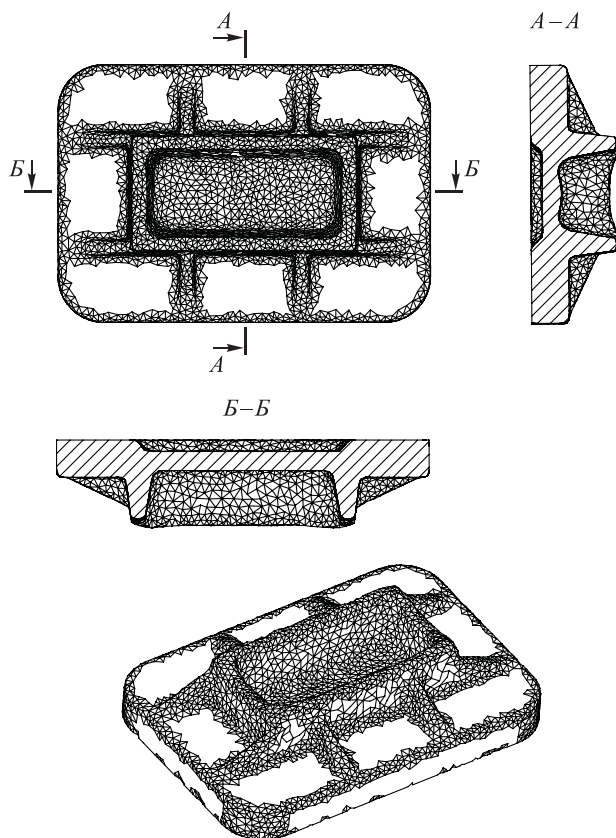
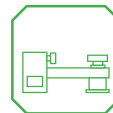


Рис. 8. Результаты моделирования

В результате проведенного исследования были созданы предпосылки для улучшения качества конечного изделия – волновода, главным образом за счет уменьшения количества брака.

Показано, что можно получить экономический эффект за счет увеличения степени использования металла заготовки и уменьшения отходов. При этом коэффициент использования материала увеличивается с 0,5...0,6 до 0,8. Получены важные данные по напряженно-деформированному состоянию поковки волноводного фланца, а также кинематике течения металла в процессе деформирования.

Список литературы

1. ОСТ 4Г 0.206.203–75. Устройства сверхвысоких частот. Волноводы прямоугольные из алюминиевых сплавов. Соединения фланцевые контактные. Детали. Технические условия. Введ. 01.01.77. М.: Стандартиздат, 2012. 130 с.
2. Сосенушкин Е. Н., Архипов А. А. Повышение эффективности технологического процесса изготовления волноводных фланцев. Сб. науч. ст. и докл. XIII Конгресса «Кузнец-2017». Рязань, 12–19 сент. 2017. Рязань: Экспресс-печать, 2017. С. 99–103.
3. Сосенушкин Е. Н. Прогрессивные процессы объемной штамповки. М.: Машиностроение, 2011. С. 287–293.
4. Kalpakjian S., Schmid S. Manufacturing engineering and technology. Prentice Hall PTR, 2009. P. 341.

Поступила 07.12.17

Архипов Андрей Алексеевич – начальник сектора ПАО «НПО «Алмаз» Территориально обособленного подразделения «Лианозовский электромеханический завод», аспирант ФГБОУ ВО «Московский государственный технологический университет «СТАНКИН», г. Москва.

Область научных интересов: обработка металлов давлением.

Любимский Семен Васильевич – инженер-конструктор первой категории ПАО «НПО «Алмаз» Территориально обособленного подразделения «Лианозовский электромеханический завод», магистр ФГБОУ ВО «Московский государственный технологический университет «СТАНКИН», г. Москва.

Область научных интересов: обработка металлов давлением.



FEM simulation of waveguide flange manufacture by closed bulk forming

The purpose of the study was to analyze the basic technological process of manufacturing waveguide flanges at PJSC “ALMAZ R&P Corp.” LEMZ Division. A method for optimizing the process has been proposed, and a theoretical study using the finite element method has been carried out. The stress-strain state of the forging of a complex shaped flange during its manufacture with closed bulk forming has been analyzed as well.

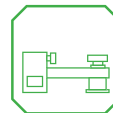
Keywords: waveguide flange, closed bulk forming, stamp, cylindrical workpiece, finite element method, stress-strain state, theoretical studies.

Arkhipov Andrey Alekseevich – head of section, PJSC “ALMAZ R&P Corp.” LEMZ Division, post-graduate student of Moscow State University of Technology “Stankin”, Moscow.

Science research interests: metal forming.

Lyubimskiy Semen Vasil'evich – design engineer of first category, PJSC “ALMAZ R&P Corp.” LEMZ Division, Master’s Degree student of Moscow State University of Technology “Stankin”, Moscow.

Science research interests: metal forming.



УДК 621.74:658.512.2

В. С. Моисеев, Б. Л. Бобрышев, Д. В. Попков,
О. В. Кошелев, К. В. Моисеев

Применение наукоемких технологий при освоении корпусного литья из магниевых сплавов для ЗУР ЗРК С-400 «Триумф»

Впервые рассмотрен оригинальный научно обоснованный подход к проектированию технологических процессов литья крупногабаритных корпусных отливок из магниевых сплавов, изготавливаемых в комбинированных формах (кокиль с внутренним песчаным стержнем). Данный подход включает в себя решение комплекса задач с целью обеспечения условий направленности затвердевания и непрерывности питания отливок. Для решения этих задач для каждого этапа заполнения формы и формирования отливки на основе методов литейной гидравлики и тепловой теории литья были получены выражения для расчета требуемых технологических параметров от температуры заливки расплава до времени выдержки сформированной отливки в форме. Данные расчетные методики были объединены в пакет программ, который прошел успешную апробацию в АО «ММЗ «АВАНГАРД» и ПАО «ДНПП» для изготовления отсеков зенитных управляемых ракет для зенитно-ракетного комплекса С-400 «Триумф» и «Бук-МЗ».

Ключевые слова: магниевые корпусные отливки, кокиль, стержень, литниковая система, температура заливки, теплообмен отливки, теплообмен формы, направленность затвердевания, непрерывность питания, прибыль, холодильник, моделирование.

Одной из основных конструктивных особенностей изделий специального назначения, применяемых в современных отечественных изделиях ракетной техники, является использование литых заготовок из высокопрочных магниевых сплавов.

Применение магниевых сплавов позволяет обеспечить оптимальное соотношение массы к мощности изделия и соответственно тактико-технические характеристики изделия в целом.

Разработка технологического процесса литой заготовки – многофакторная задача, от решения составляющих которой зависит не только качество отливки, но и затраты на ее изготовление, включающие в первую очередь стоимость оснастки, трудоемкость процесса и его металлоемкость. Для малогабаритных и неотчетливых отливок риск ошибки невелик. Однако он существенно повышается для отливок со значительным циклом технологической подготовки производства.

К числу таких литых заготовок относится крупногабаритное корпусное литье для зенитных управляемых ракет (ЗУР) зенитно-ракетного комплекса (ЗРК) С-400 «Триумф».

В настоящее время многие предприятия при разработке технологических процессов литья используют различные системы компьютерного моделирования (СКМ). При этом снижаются затраты на апробацию и корректировку оснастки, а также общее время цикла до получения опытной партии отливок.

Однако ни одна современная СКМ пока не в состоянии оценить рациональность спроектированного технологического процесса литья.

Основные оценочные критерии каждой СКМ – обеспечение заполняемости формы и отсутствие (либо наличие допустимых) усадочных дефектов.

Конечно, пытаться устранить или уменьшить влияние этих недостатков на качество отливки, а также снизить ее металлоемкость можно методом итераций. Однако эффективнее и надежнее проводить предварительные расчеты необходимых технологических параметров получения этих заготовок с целью обеспечения выполнения технических условий при минимальной металлоемкости.

Для реализации данного подхода при разработке технологических процессов литья крупногабаритных корпусных отливок из магниевых сплавов в комбинированную форму (кокиль с внутренним песчаным стержнем) была создана система автоматизированного проектирования, решающая комплекс задач по расчету:

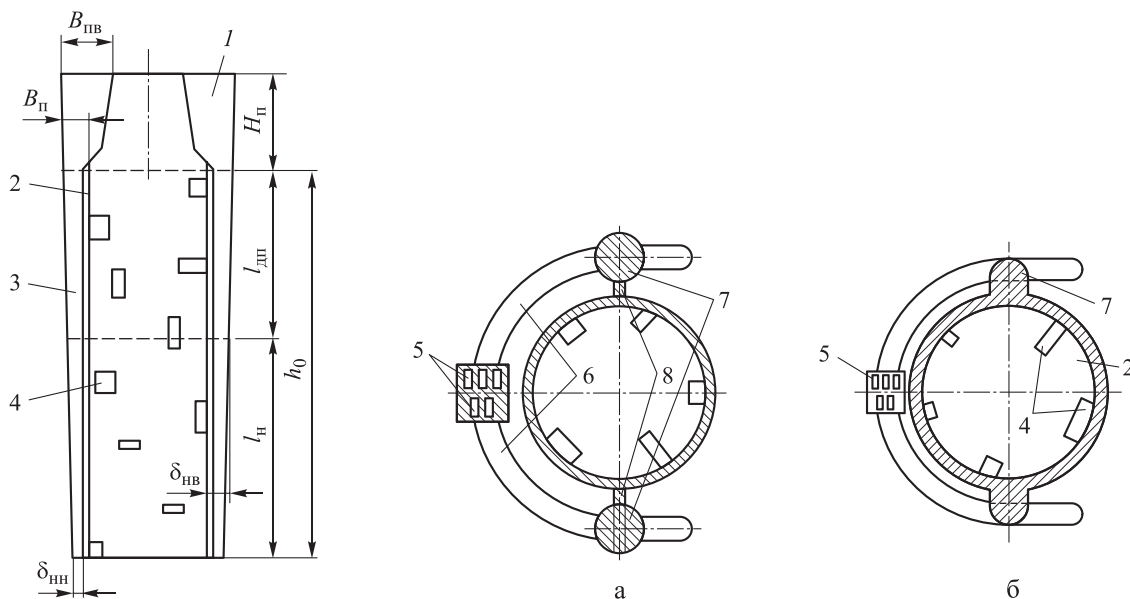


Рис. 1. Схема корпусной тонкостенной отливки с вертикально-щелевой системой в случаях, когда вертикальная щель примыкает непосредственно к наружной стенке отливки (а) и когда роль вертикальной щели выполняет отливка (б):

1 – прилив; 2 – стенка отливки; 3 – технологический напуск; 4 – приливы на внутренней поверхности отливки; 5 – стояк; 6 – литниковый ход; 7 – колодец; 8 – вертикальная щель

- исполняемых размеров литниковой системы (ЛС);
- температуры заливки расплава в форму;
- распределения температур расплава в форме в конце ее заполнения;
- непрерывности питания вертикальных стенок отливки и необходимых технологических напусков;
- прибылей и холодильников.

Решение первой задачи возможно при заданных параметрах конструкции самой ЛС.

Для отливок рассматриваемого класса очевидно применение вертикально-щелевой конструкции ЛС (рис. 1) [1]. При этом можно использовать две схемы:

1) вертикальная щель примыкает непосредственно к наружной стенке отливки (рис. 1, а);

2) роль вертикальной щели выполняет сама отливка, что позволяет исключить отвод теплоты через боковые стенки вертикальной щели и в итоге снизить температуру перегрева заливаемого в форму металла (рис. 1, б).

Расчет литниковой системы при известных рекомендованных соотношениях суммарных площадей элементов ЛС проводится на основе уравнения Бернулли [2] с учетом критических значений критерия Рейнольдса и

экспериментально установленных коэффициентов расхода.

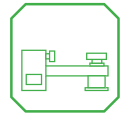
Для расчета температуры заливки литниковую систему и рабочую полость формы разбивают на N участков примерно постоянного сечения в направлении течения металла.

Тогда температуру заливки расплава $t_{\text{зал}}$, при которой исключается допустимое снижение его температуры в форме, можно определить на основании решения уравнения теплового баланса [3]. При этом учитываются:

- скорость расплава в форме (принимая во внимание уменьшение металлостатического напора);
- отвод теплоты перегрева в кокиль (принимая во внимание изменение толщины слоя огнеупорной краски на его рабочей поверхности);
- конвективный теплообмен в потоке при сбросе расплава в приливы отливки с учетом критериев Нуссельта и Пекле;
- теплоотвод в песчаный стержень.

В результате температуру заливки расплава в форму можно определить как [4]:

$$t_{\text{зал}} = t_{\text{фн}} + (t_{\text{вхк}} - t_{\text{фн}}) \exp \left(\frac{b_{\text{фп}} (\alpha_{\text{с}} F_{\text{с}} + \alpha_{\text{лх}} F_{\text{лх}})}{c' \rho' Q_{\text{ф}} (b_{\text{фк}} + b_{\text{фп}})} \right),$$



где $t_{\text{фн}}$, $t_{\text{вхк}}$ – температуры формы начальная и расплава на входе в вертикальный колодец, °С;

$b_{\text{фп}}$, $b_{\text{фк}}$ – коэффициенты аккумуляции теплоты кокиля и песчаной формы, стояка и литникового хода соответственно, Вт · с^{1/2}/(м² · К);

$\alpha_{\text{с}}$, $\alpha_{\text{лх}}$ – коэффициенты теплоотдачи от потока расплава к поверхности формы стояка и литникового хода соответственно, Вт/(м² · К);

$F_{\text{с}}$, $F_{\text{лх}}$ – суммарные поверхности стояков и литниковых ходов соответственно, м²;

c' , ρ' – удельная теплоемкость, Дж/кг · К, и плотность, кг/м³, жидкого сплава соответственно;

$Q_{\text{ф}}$ – расход расплава при заполнении формы, м³/с.

При этом, согласно [2], важно обеспечить проточно-поперечное течение при заполнении полости формы вертикально-щелевой литниковой системы. Для этого рассчитывается величина поперечного растекания расплава на каждом выделенном уровне высоты отливки, которая должна быть не меньше некоторого заданного геометрического параметра (для данного типа отливок – 1/4 длины окружности).

Расчет температур расплава в верхнем и нижнем слоях рабочей полости формы в конце ее заполнения при проточно-поперечном течении следует выполнять с учетом того, что заполнение нижнего заканчивается раньше верхнего.

Поэтому за время заполнения габаритной формы ($h > 1000$ мм) до верхнего сечения в нижнем может начаться затвердевание расплава после его остановки.

На этапе заполнения формы расплавом стенку кокиля можно рассматривать как полуограниченную в тепловом отношении вследствие малой продолжительности процесса. На основании решения задачи [4] для полуограниченного тела при граничных условиях третьего рода изменение температуры в форме от основания отливки до ее верха можно рассчитать, решая уравнения для удельного теплового потока через поверхность кокиля.

При этом, зная заданную температуру заливки формы, необходимо учитывать:

- начальную температуру кокиля и его коэффициент аккумуляции теплоты;

- коэффициент теплоотдачи от потока расплава в кокиль (принимая во внимание толщину слоя краски на нем);

- коэффициент конвективной теплоотдачи;
- среднюю скорость подъема уровня металла в форме.

Зная температуру на входе в основании отливки $t_{\text{вхн}}$ и рассчитав ее для верхних слоев $t_{\text{кн}}$, можно установить среднюю температуру расплава по высоте:

$$t_{\text{зн}} = 0,5(t_{\text{вхн}} + t_{\text{кн}}).$$

Полученные параметры распределения температуры по высоте отливки в конце ее заполнения входят в число исходных данных для расчета непрерывности питания вертикальных стенок отливки и необходимых технологических напусков.

Расчет последовательности затвердевания отливки выполняется на основе известного аналитического решения задачи в теории затвердевания [5].

Отличие составляет определение теплообмена в комбинированной форме в виде суммы коэффициентов аккумуляции теплоты кокиля и песчаного стержня. При этом для кокиля рассчитывается эффективный коэффициент аккумуляция теплоты путем замены кокиля эквивалентной в тепловом отношении полуограниченной формой и использованием математической модели его температурного поля [6]:

$$\frac{b_{\text{эф}}}{b_{\text{к}}} = \frac{\sqrt{\pi F o_{\text{к}} f}}{2\Theta(1 + 1/K + 1/Bi_{\text{к}})},$$

где $b_{\text{к}}$ – коэффициент аккумуляции теплоты кокиля, (Вт · с^{1/2})/(м · К);

$F o_{\text{к}}$, Θ , K , $Bi_{\text{к}}$ – критерии Фурье и Био для кокиля, $F o_{\text{к}} = a_{\text{к}} \tau / \delta_{\text{к}}^2$, $\Theta = (t_{\text{рп}} - t_{\text{ос}}) / (t_{\text{к}} - t_{\text{ос}})$, $K = \lambda_{\text{пк}} \delta_{\text{к}} / \lambda_{\text{к}} \delta_{\text{пк}}$, $Bi_{\text{к}} = \alpha_{\text{с}} \delta_{\text{к}} / \lambda_{\text{к}}$;

$a_{\text{к}}$ – коэффициент температуропроводности кокиля, м²/с;

$\delta_{\text{к}}$ – толщина стенки кокиля, м;

$t_{\text{рп}}$ – средняя расчетная температура отливки в процессе затвердевания, °С;

$t_{\text{ос}}$ – температура окружающей среды, °С;

$\lambda_{\text{к}}$ – коэффициент теплопроводности кокиля, Вт/(м · К);

$t_{\text{к}}$ – начальная температура кокиля, °С;



f – функция нестационарности теплового режима кокиля:

$$f = 1 + \left[\frac{\lambda_{\text{пк}} \Theta}{\delta_{\text{пк}} k_q} - 1 \right] \frac{1 - \exp(-A)}{A},$$

$$A = 1,67 k^{0,85 F}; \quad F = \text{Fo}_K^{0,7},$$

где $\lambda_{\text{пк}}$ – коэффициент теплопроводности покрытия (краски) кокиля, Вт/(м·К);

$\delta_{\text{пк}}$ – толщина покрытия, м;

k_q – коэффициент теплоотдачи через стенку кокиля, Вт/(м²·К).

Результаты анализа последовательности затвердевания стенки отливки служат основой для расчета технологического напуска, обеспечивающего ее питание. При этом используется критерий непрерывности фильтрационного питания [7]:

$$K_q = \frac{G_\tau^2}{V_t},$$

где G_τ – средний градиент температуры в стенке отливки по ее длине, К/м;

V_t – средняя скорость охлаждения стенки при затвердевании, К/с.

Непрерывность питания отливки обеспечивается, если выполняется условие

$$K_q \geq (K_q)_{\text{кр}},$$

где $(K_q)_{\text{кр}}$ – критическое значение критерия непрерывности питания.

Для отливок из сплава МЛ5 $(K_q)_{\text{кр}} = 2,4 \cdot 10^5$ К·с/м² при устранении макропористости или ограничении микропористости.

На основе математической модели температурного поля затвердевающей отливки получена система уравнений для расчета дистанции действия прибыли $L_{\text{дп}}$ и толщины напуска $\delta_{\text{нп}}$ (см. рис. 1):

$$\begin{aligned} & \frac{2(t_{\text{эв}} - t_{\text{сол}}) \tau_3^{3/2}}{\sqrt{\pi \alpha_{\text{эк}} \tau_{\text{зп}}}} \exp \left[-1,05 \left(\frac{h_0}{\sqrt{\alpha_{\text{эк}} \tau_3}} \right)^{1,2} \right] - \\ & - \frac{b_\phi \tau_3 (t_p - t_\phi)}{b_{\text{эк}} \delta_o} \exp \left[-0,72 \left(\frac{h_0}{\sqrt{\alpha_{\text{эк}} \tau_3}} \right)^{1,4} \right] = L_{\text{дп}} (K_q)_{\text{кр}}; \\ & \frac{2b_\phi \delta_{\text{нп}} (t_p - t_\phi) \tau_3^{3/2}}{\left[\sqrt{\pi c_{\text{эк}} \rho} l_{\text{н}}^2 (\delta_o + \delta_{\text{нп}} + 0,5 \delta_{\text{нв}})^2 \right]} = (K_q)_{\text{кр}}, \end{aligned}$$

где $t_{\text{эв}}$ – эквивалентная начальная температура расплава в верхнем сечении стенки, °С,
 $t_{\text{эв}} = t_{\text{лик}} + c' \rho' (t_{\text{зн}} - t_{\text{лик}}) / c_{\text{эк}} \rho$;

$t_{\text{зн}}$ – температура расплава, заполнившего форму, °С;

$t_{\text{лик}}$ – температура ликвидус и солидус сплава, соответственно, °С;

$t_{\text{сол}}$ – температура солидус сплава, °С;

τ_3 – среднее время затвердевания стенки отливки, с;

$\tau_{\text{зп}}$ – время затвердевания прибыли;

$\alpha_{\text{эк}} = \lambda / (c_{\text{эк}} \rho)$ и $b_{\text{эк}} = \sqrt{\lambda c_{\text{эк}} \rho}$ – эффективные коэффициенты температуропроводности, м²/с, и аккумуляции теплоты, (Вт·с^{1/2})/(м²·К), сплава в интервале кристаллизации;

t_p – средняя расчетная температура затвердевающей отливки.

Длина технологического напуска $l_{\text{н}}$ на стенке отливки $l_{\text{н}} = h_0 - l_{\text{гп}}$. Толщина напуска внизу $\delta_{\text{нп}}$ равна припуску на механическую обработку.

Расчет размеров отливки сводится к расчету размера основания сечения конической прибыли $B_{\text{п}}$ с последующим определением верхнего размера сечения $B_{\text{пв}}$ и высоты прибыли $H_{\text{п}}$ по соотношениям с $B_{\text{п}}$ (см. рис. 1):

$$H_{\text{п}} = K_1 B_{\text{п}}, \quad B_{\text{пв}} = K_2 B_{\text{п}}.$$

Для магниевых отливок $K_1 = 1,9 \dots 2,0$ для открытых прибылей и $K_1 = 1,5 \dots 1,6$ для закрытых прибылей, $K_2 = 1,1 \dots 1,2$ [2].

Величина $B_{\text{п}}$ определяется методом узлового расчета путем решения уравнения теплового баланса прибыли [8]:

$$Q_{\text{зп}} = Q_{\text{ф}} + Q_{\text{тп}} + Q_{\text{по}}.$$

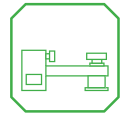
Статьи теплового баланса определяются в зависимости от $B_{\text{п}}$. Особенности расчета теплоты, выделенной при затвердевании прибыли $Q_{\text{зп}}$, состоит в том, что учитывается уменьшение объема металла в прибыли вследствие усадки при затвердевании отливки и прибыли:

$$Q_{\text{зп}} = A_1 B_{\text{п}}^2 - A_2,$$

где $A_1 = 0,5 c_{\text{эк}} \rho L_{\text{п}} (1 + K_1) (t_{\text{эв}} - t_{\text{сол}}) (1 - 0,5 \epsilon_v)$;

$A_2 = c_{\text{эк}} \rho \epsilon_v V_o (t_{\text{эв}} - t_{\text{сол}})$;

$L_{\text{п}}$ – длина прибыли, равная длине верхней части стенки отливки с прибылью, м;



ε_v – относительная объемная усадка сплава при затвердевании, для магниевых сплавов $\varepsilon_v = 0,05...0,06$;

V_o – объем отливки (без колодцев), m^3 .

Теплота, отведенная от прибыли в форму (кокиль) Q_ϕ , определяется следующим образом:

$$Q_\phi = A_3 B_\Pi + A_4 B_\Pi,$$

$$\text{где } A_3 = \frac{2}{\sqrt{\pi}} b_{\text{эфп}} K_1 (1 + K_2) (t_p - t_\phi) \sqrt{\tau_{\text{зп}}};$$

для открытой прибыли:

$$A_4 = \frac{2}{\sqrt{\pi}} b_{\text{эфп}} L_\Pi (K_2 - 1) \sqrt{1 + [2K_1 / (K_2 - 1)]^2} \times (t_p - t_\phi) \sqrt{\tau_{\text{зп}}};$$

для закрытой прибыли:

$$A_4 = \frac{2}{\sqrt{\pi}} b_{\text{эфп}} L_\Pi \left\{ (K_2 - 1) \sqrt{1 + [2K_1 / (K_2 - 1)]^2} + K_2 \right\} \times (t_p - t_\phi) \sqrt{\tau_{\text{зп}}};$$

$b_{\text{эфп}}$ – эффективный коэффициент аккумуляции теплоты формы прибыли, $(\text{Вт} \cdot \text{с}^{1/2}) / (\text{м}^2 \cdot \text{К})$.

Теплота, отведенная из прибыли теплопроводностью в стенку отливки:

$$Q_\Pi = A_5 = \frac{0,3\lambda L_\Pi \delta_0 (t_{\text{эв}} - t_{\text{сол}}) (1 - 1/K_3) [1 + c_{\text{эк}} / c(k_3 - 1)]}{1 - (1/k_3)^{0,87}} \times \sqrt{\alpha_{\text{эк}} \tau_{\text{зп}}}.$$

Теплота, отведенная с открытой поверхности прибыли:

$$Q_{\Pi o} = A_6 B_\Pi,$$

$$\text{где } A_6 = 5,67\varepsilon [(T_{\text{лик}} + T_{\text{сол}}) / 200]^4 K_2 L_\Pi \tau_{\text{зп}};$$

ε – степень черноты открытой поверхности прибыли.

Решением уравнения теплового баланса прибыли с учетом выражений для определения его статей получено:

$$B_\Pi = 0,5 \left[(A_4 + A_6) + \sqrt{(A_4 + A_6)^2 + 4(A_1 - A_3)(A_2 + A_5)} \right] / (A_1 - A_3).$$

Для закрытой прибыли $A_6 = 0$.

Расчет холодильника для песчаного стержня с целью уменьшения времени затвер-

девания рассматриваемого массива (бобышки, фланца и т. д.) или протяженного элемента отливки до требуемого значения ($\tau_{\text{зп}}$) для создания направленного затвердевания сводится к определению размеров холодильника и толщины слоя краски на его поверхности (при выбранном материале холодильника и составе краски). При этом принимаются следующие два допущения. Первое – термическим сопротивлением газового зазора между отливкой и холодильником можно пренебречь по сравнению с термическим сопротивлением слоя краски. Тогда значение коэффициента теплоотдачи в холодильник от отливки будет:

$$\alpha_x = \lambda_{\text{кх}} / \delta_{\text{кх}},$$

где $\lambda_{\text{кх}}$ – коэффициент теплопроводности краски холодильника, $\text{Вт} / (\text{м}^2 \cdot \text{К})$;

$\delta_{\text{кх}}$ – толщина слоя краски холодильника, м.

Второе допущение предполагает использование в решении уравнения теплового баланса холодильника его средней температуры, что возможно, если его толщина (масса) выбрана такой, чтобы повышение его температуры практически не влияло на время затвердевания массива. Тогда, по данным источников [3, 9], требуемая толщина холодильника может быть определена как

$$\delta_x = \frac{2,5\alpha_x \tau_{\text{зп}}}{c_x \rho_x},$$

где c_x – удельная теплоемкость материала холодильника, $\text{Дж} / (\text{кг} \cdot \text{К})$;

ρ_x – удельная плотность материала холодильника, $\text{кг} / \text{м}^3$.

Рассмотренные методики были реализованы в виде пакета программ, прошли апробацию и были успешно применены для разработки технологических процессов изготовления крупногабаритных корпусных отливок из сплавов МЛ5 и МЛ10 в комбинированную форму (кокиль с внутренним песчаным стержнем). Полученные результаты расчетов были проанализированы с помощью СКМ *ProCast*. В частности, на рис. 2–7 показаны основные этапы моделирования разработанного технологического процесса изготовления отливки «Корпус», а именно, моделирование процесса заполнения формы (см. рис. 3) отражает ста-

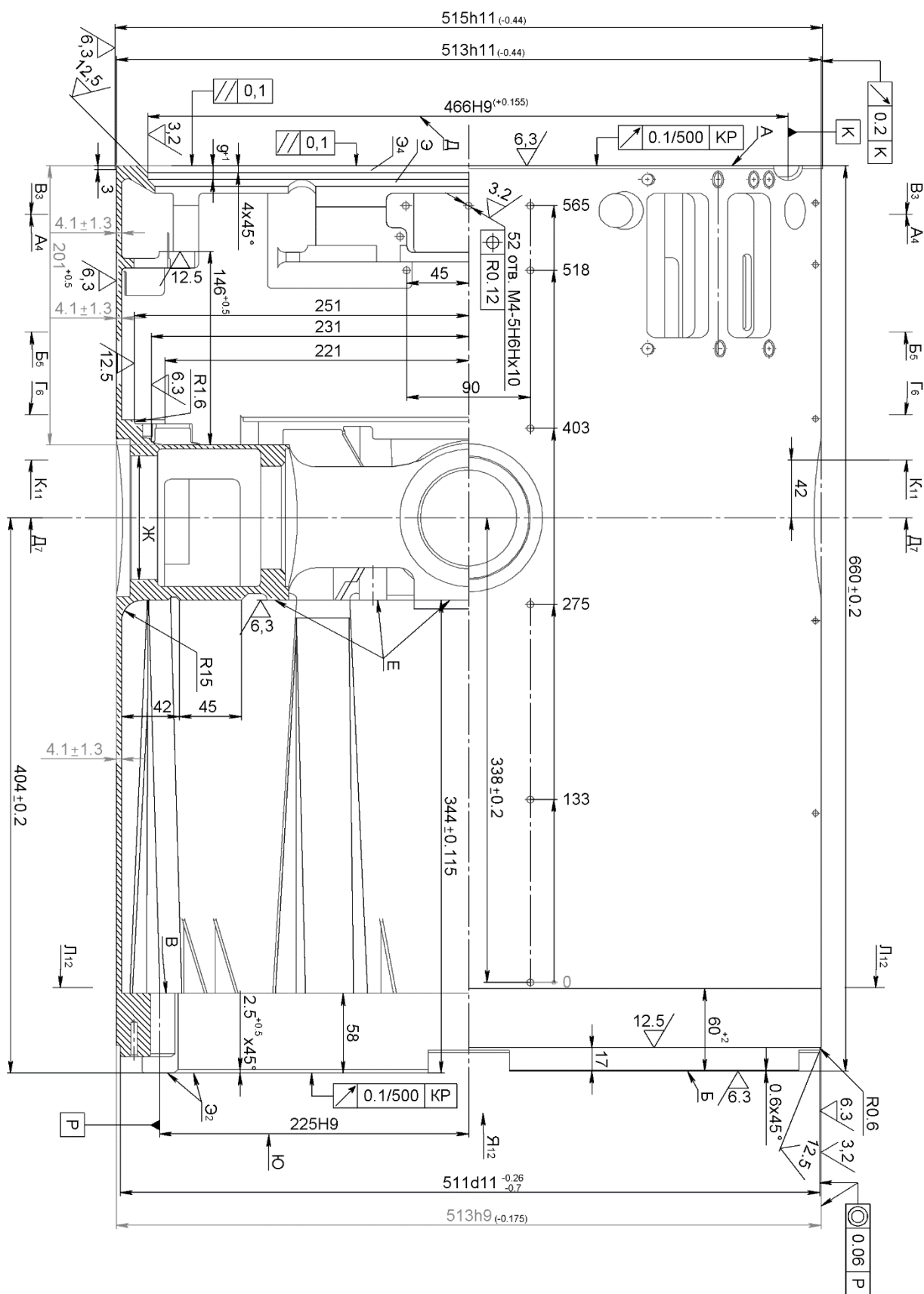


Рис. 2. Чертеж детали «Корпус»

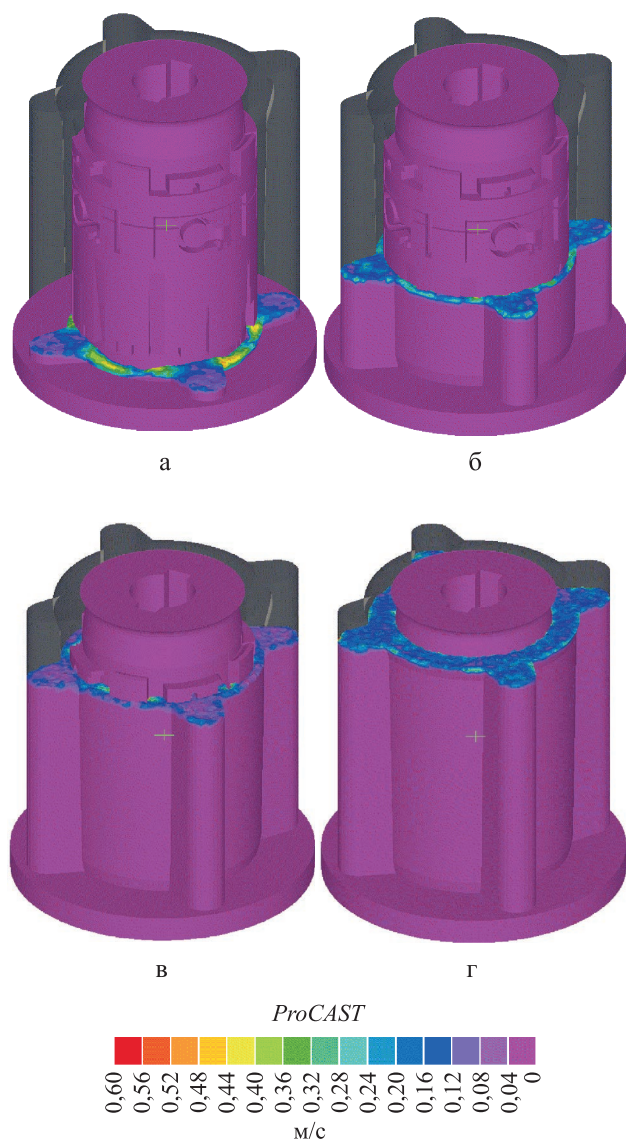
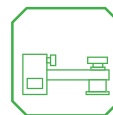


Рис. 3. Распределение скоростей в процессе заполнения расплавом рабочей полости литейной формы, м/с:
а – $\tau = 5$ с; б – $\tau = 25$ с; в – $\tau = 50$ с; г – $\tau = 63$ с

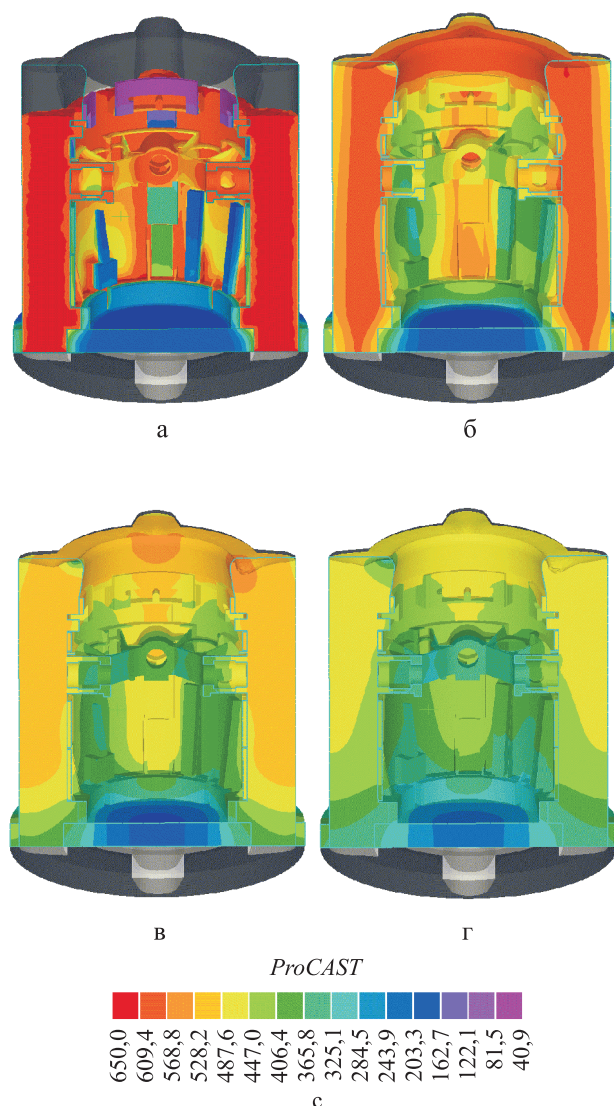


Рис. 4. Изменение температурных полей в процессе заполнения расплавом рабочей полости литейной формы и затвердевания отливки (в сечении), °C:
а – $\tau = 55$ с; б – $\tau = 172$ с; в – $\tau = 432$ с; г – $\tau = 762$ с

бильность соблюдения условий неразрывности и ламинарности потока расплава, что обеспечивают параметры литниковой системы. Анализ температурных полей и образования твердой фазы (см. рис. 4) показывает обеспечение условий направленности затвердевания отливки в процессе ее формирования, что задается начальным распределением температуры расплава в конце заполнения формы, а также исходным градиентом температур кокиля по его высоте и условиям теплообмена между затвердевающим расплавом и формой через предварительно рассчитанный переменный слой теплоизолирующей краски. Образование

усадочной пористости (см. рис. 6) в отливках позволяет определить места их формирования и допустимую величину. При отклонении от нормы, предусмотренной техническими условиями на отливку, проводится повторный расчет технологических средств, обеспечивающих непрерывность питания соответствующих зон литой заготовки (прибылей, технологических напусков, холодильников, толщины теплоизоляционной краски) исходя из минимизации ее металлоемкости.

Для определения времени выдержки отливки в кокиле до ее извлечения рассчитывается продолжительность процесса кристалли-

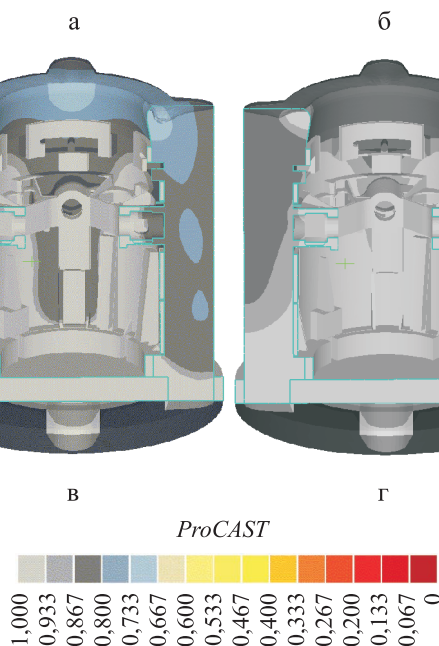
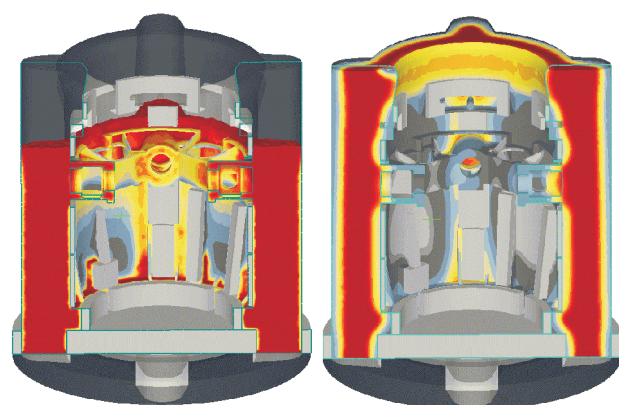


Рис. 5. Анализ образования твердой фазы (в сечении), %:
а – $\tau = 46$ с; б – $\tau = 112$ с; в – $\tau = 402$ с; г – $\tau = 802$ с

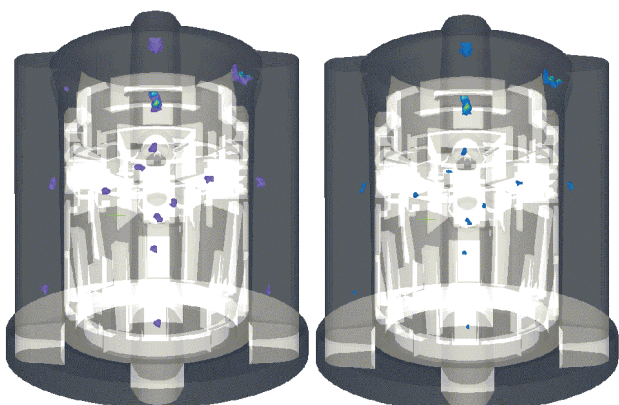


Рис. 6. Образование усадочной пористости:
а – более 10 %; б – более 20 %

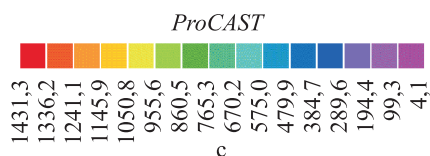
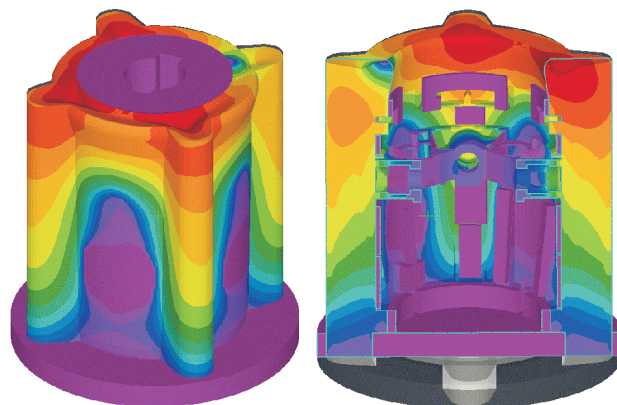


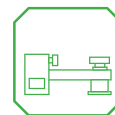
Рис. 7. Продолжительность процесса кристаллизации, с:
а – с внешней стороны отливки; б – по сечению отливки

зации (см. рис. 7), что важно для минимизации задолженности литейной оснастки и повышения производительности процесса получения литых заготовок.

Анализ полученных результатов как для данной отливки, так и для остальных литых элементов конструкции ЗУР для ЗРК С-400 «Триумф» из магниевых сплавов показал высокую эффективность результатов расчетов всех технологических параметров.

В результате была спроектирована конструкторская документация и изготовлена литейная оснастка. После отработки технологических процессов все спроектированные отсеки как из сплава МЛ5 для изделий АО «ММЗ «АВАНГАРД», так и из сплава МЛ10 для изделий ПАО «ДНПП» были подвергнуты первой группе контроля согласно ОСТ 1.90248–77 и успешно выдержали его. Проведенные квалификационные испытания также показали, что изготовленные отсеки полностью удовлетворяют требованиям технических условий.

Таким образом, эффективность применения разработанных методик для расчетов технологических параметров крупногабаритного корпусного литья из магниевых сплавов в комбинированную форму высока за счет сложности решаемых задач и надежности выдаваемых результатов.



Список литературы

1. Галдин Н. М. Литниковые системы для отливок из легких сплавов. М.: Машиностроение, 1978. 199 с.
2. Галдин Н. М., Чистяков В. В., Шатульский А. А. Литниковые системы и прибыли для фасонных отливок. М.: Машиностроение, 1992. 256 с.
3. Вейник А. И. Теория затвердевания отливки. М.: Машгиз, 1960. 495 с.
4. Неуструев А. А., Моисеев В. С., Смыков А. Ф. Разработка САПР технологических процессов литья. М.: ЭКОМЕТ, 2005. 216 с.
5. Лыков А. В. Теория теплопроводности. М.: Высшая школа, 1967. 392 с.
6. Баландин Г. Ф. Основы теории формирования отливки. В 2 ч. М.: Машиностроение. Ч. 1, 1976. 328 с. Ч. 2, 1979. 335 с.
7. Неуструев А. А. Формализация условий фильтрационного питания литых заготовок // Обработка легких и специальных сплавов. М.: ВИЛС, 1996. С. 228–238.
8. Неуструев А. А., Моисеев В. С. Автоматизированное проектирование технологических процессов литья. М.: МГАТУ, 1994. 256 с.
9. Неуструев А. А. Тепловой режим холодильника, установленного в песчаной форме // Труды МАТИ. 1960. № 48. С. 103–123.

Поступила 12.07.18

Моисеев Виктор Сергеевич – доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой «Технологии и системы автоматизированного проектирования металлургических процессов» Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», г. Москва.

Область научных интересов: литейное производство.

Бобрышев Борис Леонидович – кандидат технических наук, доцент, доцент Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», г. Москва.

Область научных интересов: литейное производство.

Попков Денис Владимирович – кандидат экономических наук, заместитель генерального директора по качеству и НТР Акционерного общества «Московский машиностроительный завод «АВАНГАРД», г. Москва.

Область научных интересов: литейное производство.

Кошелев Олег Викторович – главный металлург Акционерного общества «Московский машиностроительный завод «АВАНГАРД», г. Москва.

Область научных интересов: литейное производство.

Моисеев Кирилл Викторович – кандидат технических наук, заместитель главного металлурга Акционерного общества «Московский машиностроительный завод «АВАНГАРД», г. Москва.

Область научных интересов: литейное производство.



Using knowledge-intensive technologies to master magnesium alloy casting for surface-to-air missile bodies of the S-400 Triumph anti-aircraft weapon system

For the first time ever, the paper presents an original scientifically informed approach to manufacturing process design for magnesium alloy casting of large body parts using combined moulds (a permanent mould with an internal sand core). This approach involves solving a system of problems to ensure directional solidification and a steady feeding rate. To solve these problems at each stage of mould filling and casting formation, we used methods of foundry hydraulics and thermal theory of casting to derive expressions for computing the necessary manufacturing parameters, from the pouring temperature to the duration of keeping the finished casting in the mould. We combined these computational techniques into a single software package, which was successfully tested in practice at the JSC Moscow Mechanical Engineering Plant AVANGARD and Public stock company “Dolgoprudny Research Production Enterprise” while manufacturing surface-to-air missile compartments for the S-400 Triumph and Buk-M3 anti-aircraft weapon systems.

Keywords: cast magnesium bodies, permanent mould, core, feed system, pouring temperature, heat transfer in the casting, heat transfer in the mould, directional solidification, steady feeding rate, runner, chill, simulation.

Moiseev Viktor Sergeevich – Doctor of Engineering Sciences, Professor, Head of Department of Technology and Computer-Aided Design Systems for Developing Metallurgical Processes, “Moscow Aviation Institute (National Research University)”, Moscow.

Science research interests: foundry engineering.

Bobryshev Boris Leonidovich – Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor, Associate Professor, “Moscow Aviation Institute (National Research University)”, Moscow.

Science research interests: foundry engineering.

Popkov Denis Vladimirovich – Candidate of Economic Sciences, Deputy Director General in charge of quality assurance and research and development, JSC Moscow Mechanical Engineering Plant AVANGARD, Moscow.

Science research interests: foundry engineering.

Koshelev Oleg Viktorovich – Chief Metallurgist, JSC Moscow Mechanical Engineering Plant AVANGARD, Moscow.

Science research interests: foundry engineering.

Moiseev Kirill Viktorovich – Candidate of Engineering Sciences, Deputy Chief Metallurgist, JSC Moscow Mechanical Engineering Plant AVANGARD, Moscow.

Science research interests: foundry engineering.



УДК 621.396.67:629.396:96

В. Ю. Шустиков

Программный комплекс расчета отражательных характеристик целей с осесимметричной формой в резонансном и высокочастотном диапазонах длин волн

Для разработки программного обеспечения решения задачи дифракции электромагнитной волны на объекте и расчете его ЭПР предложено применить один из наиболее точных, устойчивых и распространенных сегодня методов – метод интегральных уравнений, ограничив его использование рассмотрением целей с осесимметричной формой поверхности, что достаточно часто случается на практике. Рассмотрен широкий круг практических вопросов, связанных с применением метода интегральных уравнений для тел вращения, при этом основное внимание уделено условиям, необходимым для получения результатов с заведомо высокой точностью. Представлено программное обеспечение, в котором реализован предлагаемый метод, приведены результаты расчетов.

Ключевые слова: электромагнитная волна, обратное рассеяние, эффективная площадь рассеяния, наведенные токи, интегральные уравнения.

Несмотря на большое количество работ, посвященных электродинамическому моделированию электромагнитных полей, рассеянных объектами с различной формой поверхности, решение задачи расчета отражательных характеристик объектов лоцирования до сих пор является актуальным и востребованным разработчиками радиолокационной аппаратуры. Больше всего вопросов остается при создании моделей функционирования дорогостоящих радиолокационных станций (РЛС) обзора космического пространства. Одной из особенностей таких РЛС является использование дециметрового и метрового диапазона радиоволн, что позволяет существенно снизить эффективность радиопоглощающих покрытий, наносимых на поверхность наблюдаемых целей. С точки зрения расчета эффективной площади рассеяния (ЭПР) таких целей основной сложностью является неприменимость методов высокочастотной асимптотики, поскольку соизмеримость размеров целей с длиной волны вызывает необходимость учитывать в расчете теневые области поверхности объекта и переотражения между различными участками. Однако существующие в настоящее время пакеты прикладных программ решения электродинамических расчетов позволяют провести подобные расчеты с достаточно большой точностью, но их чаще всего невозможно применить в случае необходимости внедрения блока расчета отражательных

характеристик целей в сложные комплексные модели, имитирующие работы широкополосных РЛС в быстро меняющейся обстановке.

Известно, что в настоящее время для решения задач дифракции на телах вращения в резонансной области широко используется метод интегральных уравнений (ИУ). В отличие от методов геометрической теории дифракции, физической оптики, краевых волн и т. д., справедливых в высокочастотной области, метод интегральных уравнений дает возможность асимптотически точно описать рассеянное поле в дальней зоне при соизмеримости линейных размеров тела с длиной волны. Однако, несмотря на большое количество публикаций, посвященных данному методу, существует большой разрыв между теоретическими исследованиями и построением алгоритмов, дающих устойчивые решения для любых идеально проводящих тел вращения во всей резонансной области.

Пусть на идеально проводящее ограниченное тело падает плоская электромагнитная волна с напряженностью электрического E_i и магнитного полей H_i . Будем называть поле этой волны первичным $\{E^p, H^p\}$. Под воздействием первичного поля по телу текут токи с плотностью J^p , создающие вторичное рассеянное поле $\{E_r, H_r\}$.

Получим интегральное уравнение для задачи дифракции электромагнитной волны на идеально проводящем теле. Пусть электромагнитное поле возбуждается локальными сторонними токами J_0 . Для определения



электромагнитного поля вне идеально проводящего тела с замкнутой поверхностью S нужно решить следующую задачу: найти векторы $\{\mathbf{E}, \mathbf{H}\}$, удовлетворяющие вне поверхности S уравнениям Максвелла [1]:

$$\text{rot} \mathbf{H} = -i\omega \mu \mathbf{E} + \mathbf{J}_0,$$

$$\text{rot} \mathbf{E} = -i\omega \mu \mathbf{H},$$

и граничному условию на поверхности S :

$$[\mathbf{n}, \mathbf{E}] = 0,$$

где $\mathbf{H}$ и $\mathbf{E}$ – векторы напряженности электрического и магнитного полей;

ϵ, μ – электрическая и магнитная проницаемость среды;

ω – частота электромагнитных колебаний.

Для получения интегрального уравнения удобно воспользоваться следующей формулой, дающей представление магнитного поля вне поверхности S в виде суперпозиции первичного (поля сторонних источников в свободном пространстве) и вторичного (рассеянного телом) поля [2, 3]:

$$\begin{aligned} \mathbf{H}(m) = \mathbf{H}^n(m) + \frac{1}{4\pi} \oint_S \left\{ \left[\text{grad}_q \frac{e^{-ikr_{mq}}}{r_{mq}}, [\mathbf{n}_q, \mathbf{H}(q)] \right] + \right. \\ \left. + i\omega \mu [\mathbf{n}_q, \mathbf{E}(q)] \frac{e^{-ikr_{mq}}}{r_{mq}} - (\mathbf{n}_q, \mathbf{H}(q)) \text{grad}_q \frac{e^{-ikr_{mq}}}{r_{mq}} \right\} dS_q, \end{aligned} \quad (1)$$

где $\mathbf{H}^n(m)$ – магнитное поле заданных сторонних источников в точке m при отсутствии идеально проводящего тела;

k, r_{mq} – расстояние между точкой m , находящейся в пространстве вне тела, и точкой q на поверхности тела S , $k = \omega \sqrt{\epsilon \mu}$;

$\mathbf{n}_q$ – внешняя нормаль к поверхности S в точке q .

Формулу (1) называют формулой Стреттона – Чу [4], она дает представление электромагнитного поля через значения его на поверхности S , причем необходимо знать как тангенциальные, так и нормальные составляющие $\mathbf{H}$ и $\mathbf{E}$ на поверхности S .

В случае идеально проводящего тела граничные условия на поверхности S требуют обращения в нуль касательных составляющих электрического поля

$$[\mathbf{n}, \mathbf{E}] = 0,$$

и нормальных составляющих магнитного поля, т. е.

$$(\mathbf{n}, \mathbf{H}) = 0. \quad (2)$$

Вводя для поверхностного тока, наведенного на поверхность идеально проводящего тела в точке q , обозначение

$$\mathbf{J}^s(q) = [\mathbf{n}_q, \mathbf{H}(q)],$$

можем переписать интегральное представление (1) в виде:

$$\mathbf{H}(m) = \mathbf{H}^n(m) + \frac{1}{4\pi} \oint_S \left[\text{grad}_q \frac{e^{-ikr_{mq}}}{r_{mq}}, \mathbf{J}^s(q) \right] dS_q. \quad (3)$$

Для получения интегрального уравнения относительно поверхностного тока $\mathbf{J}^s(q)$ перейдем к пределу в соотношении (3), устремляя точку m на поверхность S . Для составляющих соотношения (3) имеем:

$$\begin{aligned} \lim_{m \rightarrow p} \frac{1}{4\pi} \oint_S \left[\text{grad}_q \frac{e^{-ikr_{mq}}}{r_{mq}}, \mathbf{J}^s(q) \right] dS_q = \\ = \frac{1}{4\pi} \oint_S \left[\text{grad}_q \frac{e^{-ikr_{pq}}}{r_{pq}}, \mathbf{J}^s(q) \right] dS_q + \frac{1}{2} [\mathbf{J}^s(p), \mathbf{n}_p] \end{aligned} \quad (4)$$

(следует из свойств потенциала двойного слоя [2, 3]), $\mathbf{H}(p)|_S = [\mathbf{J}^s, \mathbf{n}_p]$, $\mathbf{H}^n(m)|_S = \mathbf{H}^n(p)$ (в силу условия (2)).

Воспользовавшись соотношением (4), получим:

$$\begin{aligned} \frac{1}{2} [\mathbf{J}^s(p), \mathbf{n}_p] = \mathbf{H}^n(p) + \\ + \frac{1}{4\pi} \oint_S \left[\text{grad}_q \frac{e^{-ikr_{pq}}}{r_{pq}}, \mathbf{J}^s(q) \right] dS_q. \end{aligned} \quad (5)$$

Умножив уравнение (5) векторно на $\mathbf{n}_p$, можно записать его в виде:

$$\begin{aligned} \mathbf{J}^s(p) + 2 \oint_S [\mathbf{n}_p, [\mathbf{J}^s(q), \text{grad}_q G(p, q)]] dS_q = \\ = 2 [\mathbf{n}_p, \mathbf{H}^n(p)], \end{aligned} \quad (6)$$

где $G(p, q)$ – расстояние между точками наблюдения p и истока q , $G(p, q) = \frac{e^{-ikr_{pq}}}{4\pi r_{pq}}$.

$$r_{pq} = \sqrt{(z_p - z_q)^2 + R_p^2 + R_q^2 - 2R_p R_q \cos \Psi}, \quad \Psi = \varphi_p - \varphi_q.$$



Соотношение (6) является интегральным уравнением Фредгольма второго рода для поверхностной плотности тока на идеально проводящем теле. Оно описывает внешнюю электродинамическую задачу для идеально проводящего тела; в общем случае трехмерное интегрирование производится по поверхности тела, что существенно затрудняет расчеты. Однако задача упрощается для идеально проводящих тел вращения. В этом случае интегрирование по поверхности тела нужно заменить интегрированием по его образующей путем перехода от декартовых координат (x, y, z) к координатам вращения (u, v, φ) (рис. 1) [1, 2]. В координатах орт $\mathbf{v}_0$ направлен по касательной вдоль образующей тела; орт $\mathbf{u}_0$ совпадает с нормалью к телу в точке на образующей, при этом координата $u=0$ для любой точки; орт φ_0 направлен по касательной перпендикулярно образующей тела по направлению вращения.

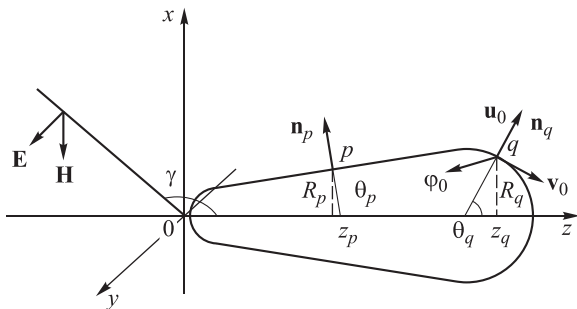


Рис. 1. Геометрическая постановка задачи

Тогда после записи составляющих уравнения в координатах вращения и разложения их в ряд Фурье по азимутальным гармоникам φ_m получим систему двух интегральных одномерных уравнений Фредгольма второго рода относительно неизвестных гармоник плотностей тока $j_{mv}^3(v_p)$ в точке наблюдения p :

$$\begin{cases} j_{mv}^3(v_p) + \int_0^{\max(v)} [P_m^{11}(v_p, v_q) j_{mv}^3(v_q) + \\ + P_m^{12}(v_p, v_q) j_{m\varphi}^3(v_q)] R_q dv_q = 2j_{m\varphi}^3(v_p), \\ j_{m\varphi}^3(v_p) + \int_0^{\max(v)} [P_m^{21}(v_p, v_q) j_{mv}^3(v_q) + \\ + P_m^{22}(v_p, v_q) j_{m\varphi}^3(v_q)] R_q dv_q = 2j_{mv}^3(v_p), \end{cases} \quad (7)$$

где $P_m(v_p, v_q)$ – ядра системы интегральных уравнений, которые определяются следующим образом [1, 2]:

$$P_m^{11}(v_p, v_q) = \frac{R_p}{z_p - z_q} \sin(\theta_q) \frac{\partial S_m}{\partial z} - \left(\frac{R_q}{z - z_q} \sin(\theta_q) - \cos(\theta_q) \right) \frac{\partial}{\partial z} \frac{S_{m+1} + S_{m-1}}{2}; \quad (8)$$

$$P_m^{12}(v_p, v_q) = im \frac{z_p - z_q}{R_p R_q} S_m; \quad (9)$$

$$P_m^{21}(v_p, v_q) = im \left(\frac{\sin(\theta_q) \cos(\theta_p)}{R_p} - \frac{\cos(\theta_q) \sin(\theta_p)}{R_q} - \frac{(z_p - z_q) \cos(\theta_q) \cos(\theta_p)}{R_p R_q} \right) S_m; \quad (10)$$

$$P_m^{22}(v_p, v_q) = -R_q \sin(\theta_p) \left(\frac{\partial S_m}{(z_p - z_q) \partial z} \right) + (R_p \sin(\theta) + (z_p - z_q) \cos(\theta_p)) \frac{1}{z_p - z_q} \frac{\partial}{\partial z} \frac{S_{m+1} + S_{m-1}}{2}. \quad (11)$$

Здесь R_p и R_q – нормированные (умноженные на волновое число) радиусы вращения точек p и q образующей тела вокруг оси Oz , z_p и z_q – нормированные координаты z точек p и q .

Входящая в (12)–(15) функция S_m является m -м коэффициентом разложения функции Грина в ряд Фурье и вычисляется следующим образом [1, 2, 4]:

$$S_m = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} \frac{e^{-ir_{pq}}}{r_{pq}} e^{-im\psi} d\psi. \quad (12)$$

Производную функции Q_m легко получить с использованием ее интегрального представления [1, 4]:

$$Q_m = -\frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} \frac{e^{-ir_{pq}}}{r_{pq}^3} (ir_{pq} + 1) e^{-im\psi} d\psi. \quad (13)$$

Правая часть системы интегральных уравнений (7) – результат разложения в ряд Фурье электромагнитных токов $j_{m\varphi}^3(v)$ и



$j_{mv}^{\text{э пад}}(v)$, наведенных падающей на тело электромагнитной волной единичной амплитуды в точке наблюдения p . Для идеально проводящего тела при нулевой составляющей магнитного поля они записываются следующим образом:

$$j_{m\phi}^{\text{э пад}}(v) = i^m m \cos(\theta) \frac{I_m(R_p \sin \gamma)}{R_p \sin \gamma} e^{iz_p \cos \gamma},$$

$$j_{mv}^{\text{э пад}}(v) = i^{m-1} \frac{\partial I_m(R_p \sin \gamma)}{\partial (R_p \sin \gamma)} e^{iz_p \cos \gamma},$$

где γ – угол между осью Oz и направлением падения (отражения) электромагнитной волны (см. рис. 1).

Полученное в результате решения (7) распределение токов на образующей позволяет рассчитать рассеянное поле в дальней зоне в сферической системе координат

$$\begin{aligned} \mathbf{E}_{\vartheta}^{\text{рас}}(r, \vartheta, \varphi) = \frac{e^{-ir}}{2r} \sum_{m=-\infty}^{\infty} e^{im\varphi} \left(\int_v \left\{ \left[-i^m \cos \theta \cos \vartheta \times \right. \right. \right. \\ \left. \left. \times \frac{dI_m(x_v \sin \vartheta)}{d(x_v \sin \vartheta)} - i^{m+1} \sin \theta \sin \vartheta I_m(x_v \sin \vartheta) \right] J_{mv} + \right. \\ \left. \left. + mi^{m+1} \cos \vartheta \frac{I_m(x_v \sin \vartheta)}{x_v \sin \vartheta} J_{m\phi} \right\} e^{iz \cos \vartheta} x_v dv \right), \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \mathbf{E}_{\varphi}^{\text{рас}}(r, \vartheta, \varphi) = \frac{e^{-ir}}{2r} \sum_{m=-\infty}^{\infty} e^{im\varphi} \left(\int_v \left\{ -mi^{m+1} \cos \theta \times \right. \right. \\ \left. \left. \times \frac{I_m(x_v \sin \vartheta)}{(x_v \sin \vartheta)} J_{mv} - i^m \frac{dI_m(x_v \sin \vartheta)}{d(x_v \sin \vartheta)} \right\} J_{m\phi} e^{iz \cos \vartheta} R dv \right). \end{aligned}$$

Затем нетрудно рассчитать ЭПР:

$$\sigma = \frac{\lambda^2 |\mathbf{E}_{\vartheta}^{\text{рас}} + \mathbf{E}_{\varphi}^{\text{рас}}|^2}{4\pi},$$

где λ – длина волны падающего излучения.

Основным фактором, влияющим на точность расчета ЭПР тела вращения по предлагаемой методике, является точность расчета функции Грина кольцевого источника и ее производной (формулы (12) и (13)). На рис. 2 показано поведение функций S_m и Q_m , откуда видно, что они имеют точки разрыва, из-за которых возникает неустойчивость и, как следствие, падает точность расчета характеристик рассеяния. Это обстоятельство суще-

ственно затрудняет разработку программной реализации метода интегральных уравнений и снижает возможности его применения в высокочастотной области, где длина волны падающего излучения значительно меньше размеров объекта [3]. Как нетрудно показать, причина появления разрыва – совпадение точки наблюдения с точкой интегрирования и обращение в нуль знаменателей подынтегральных выражение (12) и (13).

В ходе работы над программным обеспечением с помощью численных экспериментов было исследовано поведение функций (12) и (13), определена целесообразность использования численного интегрирования методом Гаусса по шести точкам при их расчете для случая совпадения точек наблюдения и интегрирования. В других случаях при расчете численными методами функций (12) и (13) достаточно использовать интегрирование методом Гаусса по трем точкам.

На основе данной методики был разработан пакет программ расчета отражательных характеристик идеально проводящего тела вращения произвольной формы при заданном ракурсе его облучения и поляризации падающей волны. Расчетный блок программы реализован на языке программирования C++ в виде отдельного модуля, что позволяет осуществить его внедрение в любой программный комплекс с помощью любого стандартного интерфейса обмена данными. Входными данными для программного обеспечения являются заданная в табличном виде образующая тела вращения, длина волны падающего излучения и поляризация падающей волны, выходными – значение амплитуды и фазы отраженного сигнала на заданной поляризации при заданном ракурсе облучения.

В качестве примера использования расчетного модуля на рис. 3 показана программа расчета круговой диаграммы ЭПР тела вращения. Проиллюстрирована возможность ввода образующей исследуемого тела вращения с помощью графического редактора, длины зондирующей волны и ее поляризации, а также сохранения результатов (см. рис. 3).

В отличие от ранних разработок используемый алгоритм позволяет рассчитывать угловые диаграммы обратного рассеяния во всем

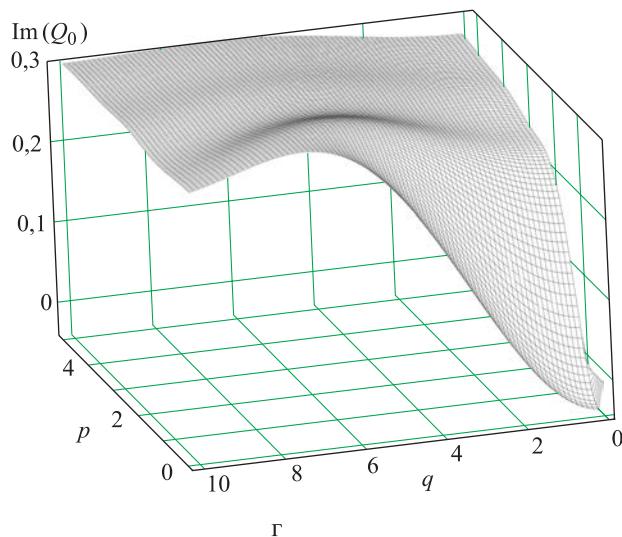
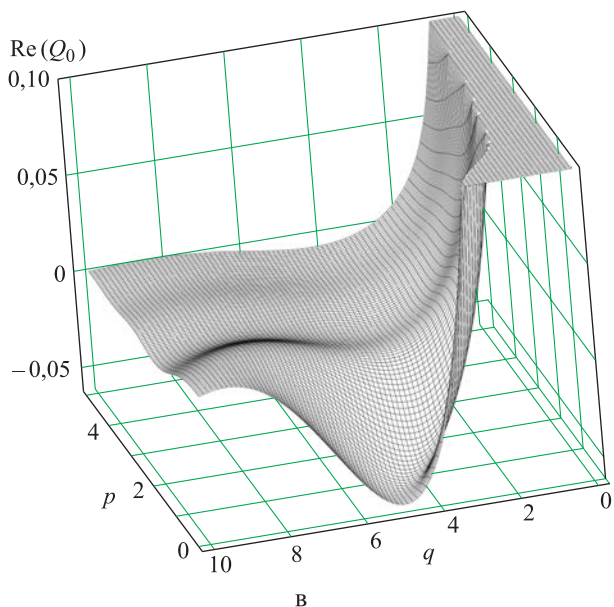
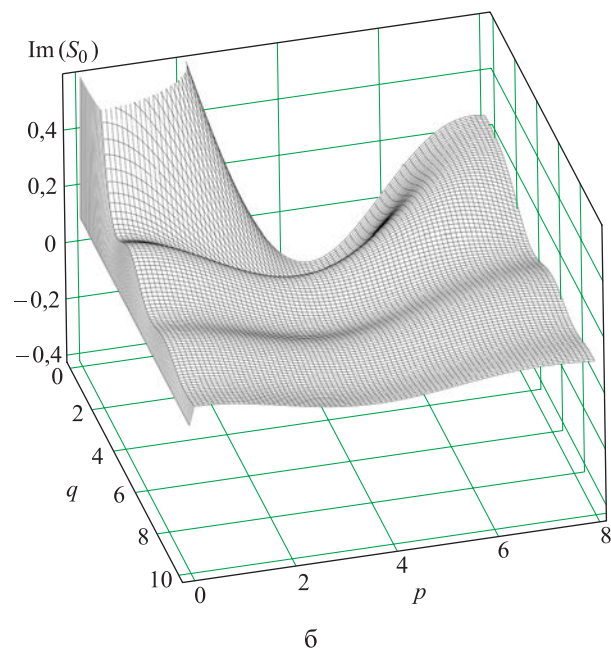
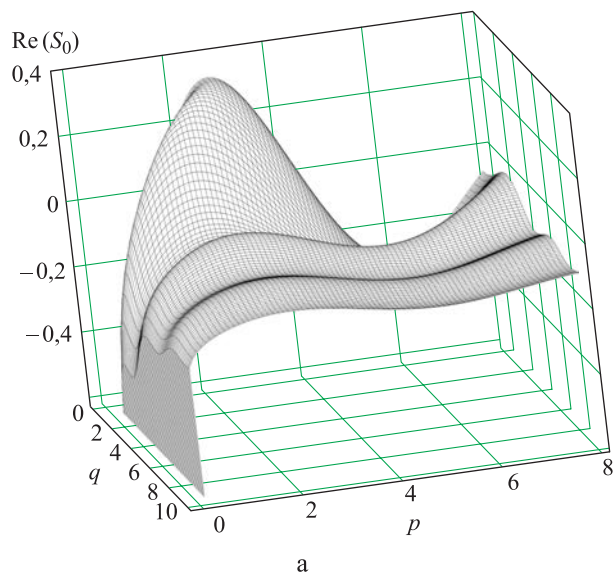


Рис. 2. Функция Грина кольцевого источника:

а – действительная часть S_m ; б – мнимая часть S_m ; в – действительная часть Q_m ; г – мнимая часть Q_m

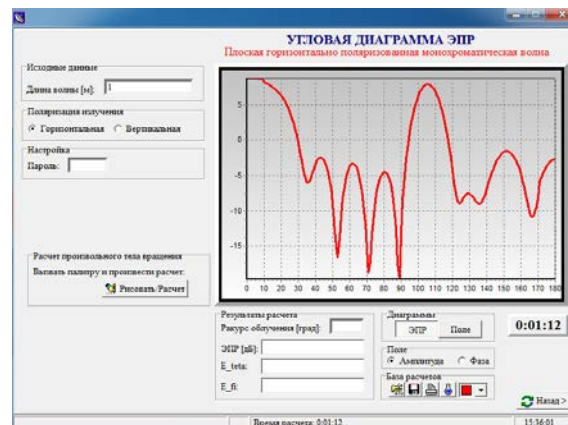
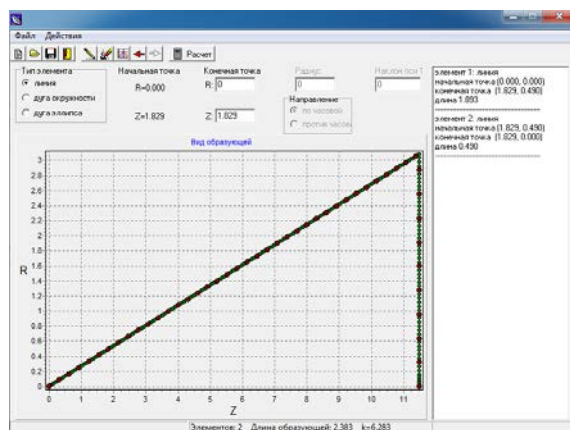


Рис. 3. Вид окон программного обеспечения расчета ЭПР

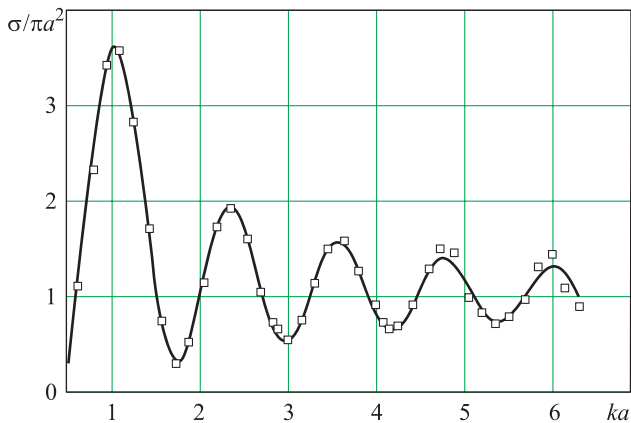


Рис. 4. Результаты расчета ЭПР сферы:
□ – расчет методом ИУ; — – общеизвестные результаты

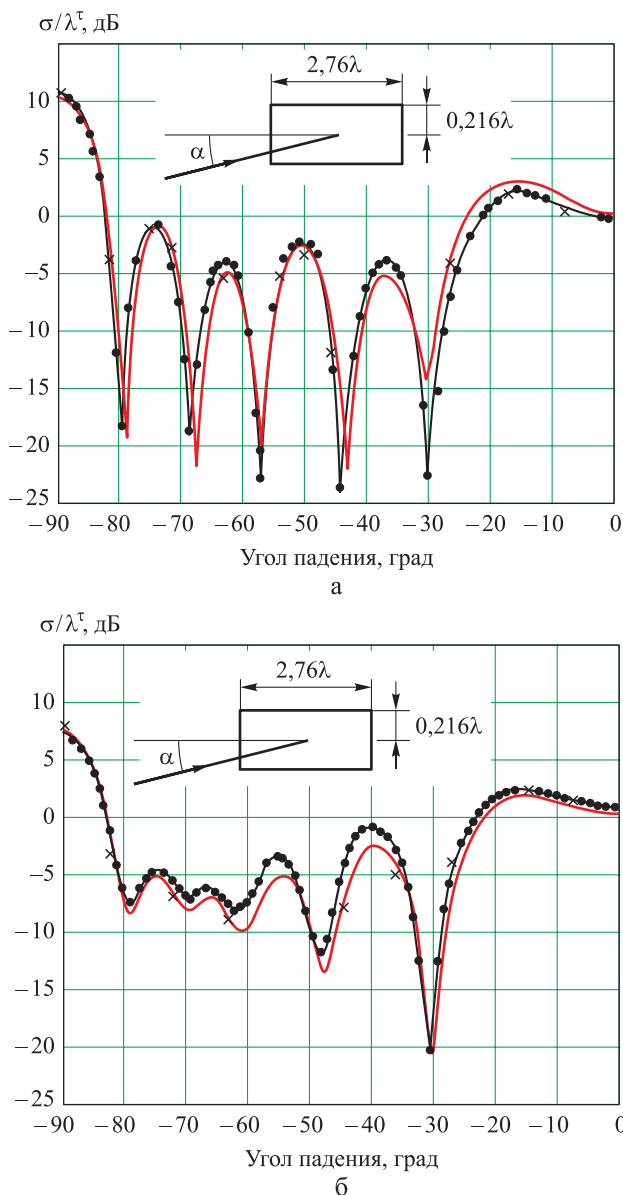


Рис. 5. Угловые диаграммы эффективной площади рассеяния цилиндра поляризации HH (а) и VV (б):
× – экспериментальные данные; ● – результаты Мичиганского университета; — – расчет методом ИУ

резонансном диапазоне, в том числе и в его высокочастотной области. Для калибровки разработанного программного обеспечения проведены расчеты ЭПР идеально проводящей сферы, на рис. 4 приведено сравнение полученных результатов с общеизвестными.

Рассчитаны угловые диаграммы эффективной площади рассеяния тел типа цилиндр и конус (рис. 5, 6) для вертикальной и горизонтальной поляризации падающей и отраженной волны. Эти результаты хорошо совпадают с опубликованными экспериментальными данными [5, 6], что позволяет использовать разработанный программный модуль в качестве составной части более сложных моделирующих систем.

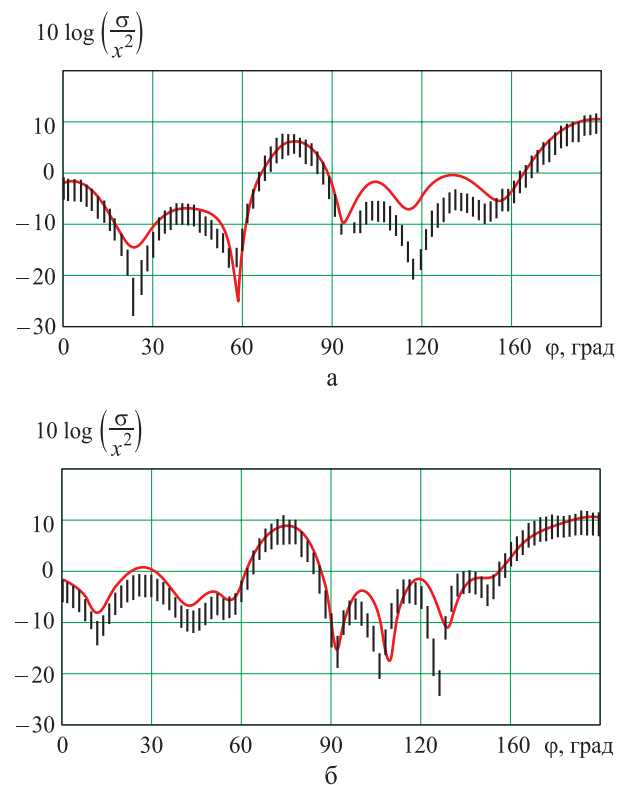


Рис. 6. Угловые диаграммы эффективной площади рассеяния конуса при $\gamma = 15^\circ$, $ka = 3,08$:
а – вертикально поляризованное радиопередающее средство; б – горизонтально поляризованное радиопередающее средство; ||||| – измеренные величины;
— – метод ИУ

Итак, в работе приведено описание метода интегральных уравнений для расчета ЭПР идеально проводящих тел вращения в резонансной области. В ходе реализации алгоритма расчета исследовано влияние точности расчета



функции Грина кольцевого источника и ее производной на устойчивость системы линейных уравнений кольцевых токов, возбуждаемых первичным падающим полем на поверхности исследуемого объекта. На основе созданного алгоритма разработано программное обеспечение, результаты его работы проверены сравнением с известными данными.

Список литературы

1. Ахияров В. В., Слукин Г. П., Шустиков В. Ю. Расчет отражательных характеристик идеально проводящих тел вращения в резонансной области методом интегральных уравнений // Антенны. 2001. Вып. 8. С. 53–60.
2. Стрэттон Дж. А. Теория электромагнетизма. М.: Гостехиздат, 1948. 300 с.

3. Васильев Е. Н. Возбуждение тел вращения. М.: Радио и связь, 1987. 272 с.

4. Ахияров В. В., Орлов В. М., Слукин Г. П., Шустиков В. Ю. Применение метода интегральных уравнений для определения электромагнитных полей, рассеянных идеально проводящими телами вращения в резонансной области // Электромагнитные волны и электронные системы. 2005. № 7. Т. 3. С. 15–20.

5. Ruck G. T., Barrick D. E., Stuart W. D., Krichbaum C. K. Radar cross section handbook. New York; London: Plenum Press, 1970. 947 p.

6. Митра Р. Вычислительные методы в электродинамике. М.: Мир, 1977. 487 с.

Поступила 04.12.17

Шустиков Владимир Юрьевич – кандидат технических наук, доцент, заместитель начальника отдела АО «Концерн ВКО «Алмаз – Антей», г. Москва.

Область научных интересов: радиолокация, распространение электромагнитных волн.

Software package for calculating the reflectance profile of axisymmetrically-shaped targets in resonant and high frequency wavelength ranges

To develop software for solving the problem of electromagnetic wave diffraction at an object and calculate its scattering cross section, it is proposed to apply one of the most accurate, stable and common methods today – the integral equation method, confining its use to considering the targets with an axisymmetric surface shape, which often happens in practice. The study deals with a wide range of practical issues related to the application of the integral equation method for solids of revolution, with the main attention being paid to the conditions necessary for obtaining results with known-high accuracy. We present the software in which the proposed method is implemented, and give the results of calculations.

Keywords: electromagnetic wave, backscattering, scattering cross-section, induced currents, integral equations.

Shustikov Vladimir Yur'evich – Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor, Deputy Head of Department, the “Almaz – Antey” Air and Space Defense Corporation, Joint Stock Company, Moscow.

Science research interests: radio detecting and ranging, electromagnetic wave propagation.



УДК 004.05

А. В. Самонов

Методика реализации программно-управляемого процесса разработки и верификации программных средств автоматизированных систем специального назначения

Определены наиболее проблемные вопросы использования технологий и средств разработки программного обеспечения автоматизированных систем специального назначения, основанных на модельно-ориентированном подходе. При реализации данного подхода предполагается, что все артефакты жизненного цикла системы (требования, проект, реализация) представлены в виде формальных моделей. Предложены пути решения этих проблем посредством реализации программно-управляемого процесса разработки и верификации формальных исполняемых *FUML*-моделей требований и архитектуры программного обеспечения.

Ключевые слова: автоматизированные системы управления, диаграммы активности, диаграммы классов, модели анализа, модели архитектуры, проектирование и верификация, генерация тестовых сценариев.

Введение

Высокая динамичность подготовки и ведения современных боевых действий обуславливают необходимость всеобъемлющего и согласованного использования в системе управления силами и средствами специального назначения комплексов средств автоматизации (КСА), систем связи и передачи данных (ССПД), построенных на основе современных информационных и телекоммуникационных технологий. Предприятия оборонно-промышленного комплекса (ОПК) Российской Федерации, осуществляющие разработку таких сложных программно-технических систем (СПТС), должны учитывать следующие существенные особенности систем и процесса их создания:

- отсутствие прямых аналогов, что ограничивает возможность использования типовых проектных решений и готовых прикладных систем;
- высокие требования к надежности, производительности и защищенности СПТС, что обусловлено необходимостью обеспечения непрерывности автоматизированного управления войсками, силами и средствами;
- необходимость интеграции вновь разрабатываемых систем с уже существующими и унаследованными;
- функционирование СПТС в неоднородной среде на нескольких аппаратных платформах.

Разработка СПТС представляет собой сложную и ресурсоемкую задачу, результат решения которой, к сожалению, не всегда удовлетворяет заданным требованиям и соответствует объему выделенных временных и финансовых ресурсов. При этом стоит отметить тенденцию возрастания роли и значения в обеспечении корректного и надежного функционирования СПТС их программной составляющей – программных средств систем вооружения (ПССВ). В ходе применения СПТС подтверждено, что до 85...90 % отказных ситуаций обусловлены ошибками в их программной составляющей.

О наличии серьезных проблем при создании и внедрении СПТС красноречиво свидетельствуют результаты анализа успешности выполнения как отечественных, так и зарубежных проектов по их созданию. В качестве примера приведем данные из отчета компании *The Standish Group* [1] о качестве реализации проектов по созданию информационных систем (ИС), выполненных в США за последние 15 лет. Согласно этим данным, только 16,2 % проектов были завершены вовремя и в рамках первоначального бюджета. При этом 31,1 % проектов по созданию ИС провалились, в 52,7 % случаев возникли проблемы, из-за которых итоговый бюджет превысил первоначальный в среднем в 2 раза, а сроки – в 3,3 раза, при этом было реализовано менее 75 % требуемого функционала. Основные причины этого – низкое качество исходного комплекса требований к разрабатываемой системе,



отсутствие автоматизированных средств их валидации, сопровождения и коррекции. Актуальность данной проблемы подтверждают приведенные в работе [2] данные: бюджет проекта в случае внесения изменений в требования возрастает более чем в 3 раза, а сроки исполнения – более чем в 2 раза.

Для решения указанных проблем в рамках системной и программной инженерии создаются новые более эффективные технологии, модели и средства автоматизированного проектирования, разработки и верификации СПТС. Процесс разработки СПТС состоит из трех основных этапов: обоснование требований, проектирование и реализация. Каждый из них в соответствии с методологией модельно-ориентированного подхода включает процедуру верификации соответствующего артефакта. По результатам проведенного анализа можно заключить, что в настоящее время достаточно успешно решены вопросы, связанные с автоматизацией процессов генерации и верификации программного кода, создаваемого на этапе реализации. В то же время на начальных этапах создания СПТС, в частности, на этапах формирования комплекса требований и проектирования архитектуры системы, по-прежнему требуется существенное участие специалистов в области системной инженерии и информационных технологий.

Подтверждением актуальности автоматизированной поддержки процессов обоснова-

ния требований и проектирования архитектуры служат данные о распределении стоимости устранения ошибок, внесенных и обнаруженных на различных этапах жизненного цикла (ЖЦ) СПТС. Например, в монографии известного американского эксперта Б. Бозма [3] отмечено, что удельная стоимость исправления дефектов возрастает по экспоненциальному закону распределения по мере продвижения продукта к стадии эксплуатации. При этом затраты на исправление дефекта, внесенного на этапе обоснования требований, при его обнаружении на этапе проектирования возрастают в 5 раз, на этапе реализации в 10 раз, на этапе тестирования в 20 раз, а в ходе эксплуатации – в 100 и более раз (рис. 1).

В связи с этим, главной целью исследований и работ, основные результаты выполнения которых представлены в данной статье, являлась разработка алгоритмического, программного и методического обеспечения процессов построения и верификации формальных моделей комплекса требований и архитектуры программных средств (ПС), предназначенных для использования в КСА и ССПД автоматизированных систем специального назначения (АССН). Их использование позволит снизить затраты на поиск и устранение дефектов, вносимых на этапах формирования требований и проектирования архитектуры, и существенно повысить качество (функциональную корректность, надежность, производительность,

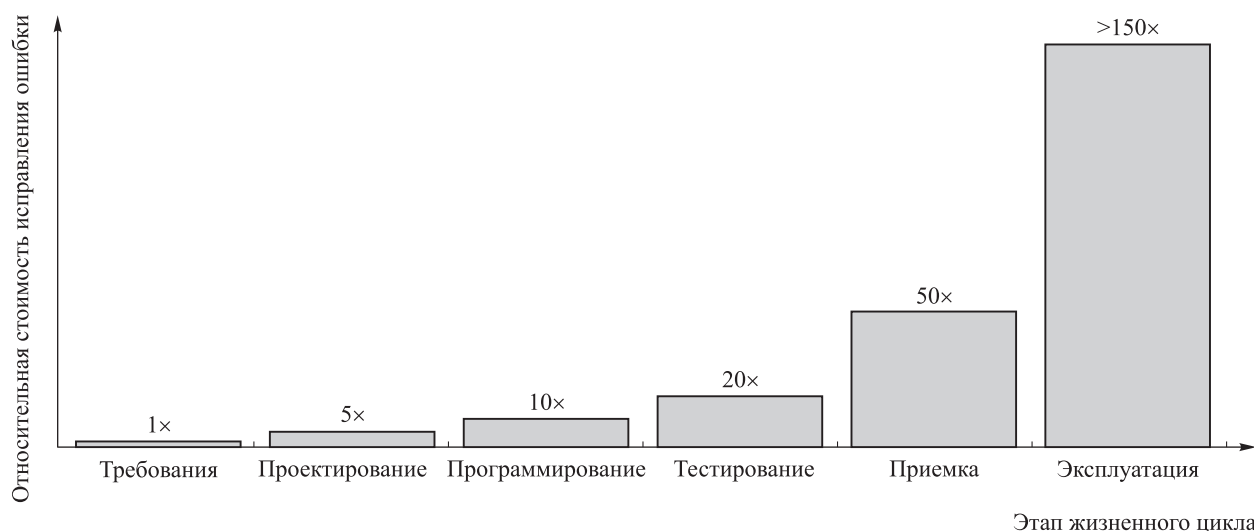


Рис. 1. Относительная стоимость исправления ошибки



защищенность, совместимость) разрабатываемых систем благодаря реализации программно-управляемого процесса их разработки и верификации.

Обзор современной нормативно-методической базы и научных публикаций в области разработки и верификации СПТС

Наиболее важными нормативно-методическими документами в этой области, по мнению автора данной статьи, являются спецификации и модели, разработанные под эгидой международной организации *Object Management Group (OMG)*, с которой сотрудничают более 800 научно-исследовательских и государственных организаций (*INCOSSE, EURESCOM, DISA, NIST, NASA* и др.) и промышленных компаний (*AT&T, IBM, Oracle, Microsoft, Cisco Systems* и др.). В настоящее время на сайте организации [4] опубликовано более 230 методических документов и спецификаций. В контексте рассматриваемых в настоящей статье вопросов наиболее важными из них являются следующие: *Meta Object Facility (MOF)*, *Unified Modeling Language (UML)*, *XML Metadata Interchange (XMI)*, *System Modeling Language (SysML)*, *Object Constraint Language (OCL)*, *UML Testing Profile (UTP)*, *Action Language for Foundational UML (ALF)*, *Semantics of a Foundational Subset for Executable UML Models (FUMML)*, *Requirements Interchange Format (ReqIF)*.

Приведенные выше документы составляют научно-методическую базу системной и программной инженерии, они активно используются на практике, постоянно дополняются и совершенствуются. В России активные исследования в этой области ведутся в Институте систем программирования им. В. П. Иванникова, на факультете вычислительной математики и кибернетики МГУ им. М. В. Ломоносова, в Санкт-Петербургском государственном университете, Новосибирском государственном техническом университете, Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского и др. Ниже приведен краткий анализ наиболее интересных, с точки зрения автора, научно-технических публикаций и работ.

В первую очередь следует представить монографии и практические руководства.

В фундаментальном труде известного сербского ученого и эксперта в области *MBSE*, профессора Белградского университета Д. Милисева (*Dragan Milicev*) [5] изложены принципы и методы применения для промышленной разработки СПТС современных информационных технологий, основанных на объектной парадигме и модельно-ориентированном подходе, и, что особенно ценно в контексте исследуемых в настоящей статье проблем, даны рекомендации и примеры использования для этих целей фундаментальной части языка моделирования *UML – Foundational UML (FUMML)*. На его основе создаются и верифицируются исполняемые формальные *UML*-модели. Также отметим монографию [6], разработанную С. Фридендалем, А. Муром, Р. Штайнером, которые являются активными участниками разработки целого ряда методических документов и спецификаций *OMG* и применяют свои знания на практике в *Lockheed Martin* и *Raytheon Company*. В ней в сжатой форме с примерами изложены не только приемы и способы применения конструкций и механизмов языка *SysML*, но и дано объяснение его философии и принципов.

Следующую группу образуют публикации, посвященные решению частных задач разработки и верификации СПТС. Диссертационная работа сотрудника НГТУ А. В. Маркова посвящена вопросам автоматизации процессов проектирования и анализа программного обеспечения с использованием языка *UML* и сетей Петри [7]. В работе дано описание методики проектирования программного обеспечения с использованием *UML*-диаграмм последовательности в формате *.xmi* и представлен способ их автоматической трансляции в формат *.cpn*, используемый для описания сетей Петри. Результатом применения этой методики являются иерархические сети Петри, в ходе анализа которых осуществляется верификация проекта программного обеспечения (ПО), представленного в виде *UML*-диаграмм. Наиболее ценными для практики представляются следующие изложенные в данной работе решения:

- алгоритм преобразования *UML*-диаграмм в сети Петри;



- алгоритм и правила реализации инверсии в сетях Петри для проверки достижимости выбранного состояния сети;

- алгоритмическое и программное обеспечение для построения и анализа сетей Петри с целью выявить и устранить дефекты создаваемого ПО.

Полезная и ценная информация содержится в обзоре современных методов автоматической генерации тестов [8]. В работе дано описание следующих методов:

- структурного тестирования с помощью символического выполнения (*structural testing using symbolic execution*);

- тестирования на основе моделей (*model-based testing*);

- комбинаторного тестирования (*combinatorial testing*);

- выборочного тестирования (*random testing*);

- поиска на основе тестирования (*search-based testing*).

В статье [9] описан способ проектирования и моделирования бизнес-процессов, реализуемых в парадигме сервисно-ориентированной архитектуры (*Service Oriented Architecture, SOA*), с помощью диаграмм активности, для верификации которых предложено использовать аппарат цветных сетей Петри (*Colour Petri Net, CPN*).

В работе [10], подготовленной специалистами Шанхайского университета, описан подход к верификации крупномасштабных веб-проектов посредством разработки и анализа исполняемой модели соответствующего программного обеспечения. Для построения исполняемой модели разработан метод, в котором в качестве исходных данных используются динамические диаграммы последовательностей (*Live Sequence Charts, LSCs*). UML-модель, представленная с помощью LSCs-диаграмм, преобразуется в символьный конечный автомат. Сценарии тестирования создаются путем обхода автомата методом «поиск в глубину» (*Depth-first search, DFS*).

В статье [11] описаны два метода реализации автоматической проверки нагруженных систем реального времени с использованием сценариев. В первом случае система модели-

руется как сеть временных автоматов (BA). Во втором – с помощью набора диаграмм динамических последовательностей (*LSCs*) и требований в виде отдельной анализируемой LSC-диаграммы. Автором статьи разработаны временные (темпоральные) расширения для подмножества ядра языка LSC и определена его семантика на основе трассировки. Анализируемая LSC-диаграмма транслируется в ее поведенческий эквивалент в нотации диаграммы BA. Верификация корректности модели осуществляется посредством моделирования диаграммы BA в режиме реального времени с использованием аппарата темпоральной логики (*Computational Tree Logic, CTL*) с последующим сравнением полученного результата с эталоном. Оба метода реализованы с помощью средств инструмента UPPAAL.

В работе [12] описан способ генерирования модульных тестов (*unit case*) на основе модели архитектуры, представленной в форме UML-диаграмм активностей. Построение тестов осуществляется с помощью решателей SMT/SAT, которые анализируют управляющий граф программы, записанной на математическом языке программирования AMPL. Особое внимание уделено смешанному целочисленному нелинейному программированию и построению логических формул (*Object Constraint Language, OCL*) для ограничений.

В статье [13] для установления и синхронизации связей системных требований с элементами дизайна предложено применять поведенческие SysML-диаграммы. Для реализации автоматической верификации проекта в виде комплекса SysML-диаграмм приведены следующие операции:

- преобразование SysML-диаграмм активностей в сети Петри, представленные на языке *Petri Net Markup Language (PNML)*;

- математический аппарат и инструментальные средства анализа сетей Петри *CPN Tools* и *SPIN*;

- алгоритм верификации присутствующих в SysML-диаграммах деятельности временных требований, представленных в виде формул линейной темпоральной логики (*Linear Temporal Logic, LTL*), с помощью разработан-



ного автором данной работы языка (*Active Temporal Requirement Language, AcTRL*).

В статье [14] для создания средств динамической верификации и валидации проектных поведенческих моделей предложено использовать исполняемые предметно-ориентированные языки моделирования (*eXecutable Domain-Specific Modeling Languages, XDSML*). С помощью созданных на их основе средств можно осуществлять мониторинг состояния анализируемых моделей посредством построения и управления трассами их исполнения в среде виртуальной машины *XDSML*. Данный метод имеет более высокую производительность по сравнению со стандартной *UML*-метамоделью благодаря возможности исключать из обработки избыточные данные [14].

По результатам анализа публикаций и представленных в них решений можно заключить, что основные усилия исследователей направлены на разработку методов и средств автоматизированной генерации и верификации программных реализаций СПТС, в меньшей степени – на автоматизацию разработки и верификации проектных решений. Практически отсутствуют решения для автоматизированного формирования и верификации комплекса требований. В качестве основных математических моделей и построенных на их основе средств для автоматической верификации используются математический аппарат и алгоритмы анализа сетей Петри, решатели задач *SMT/SAT*, различные вариации исполняемых языков моделирования *xUML*, а также предметно-ориентированные языки моделирования *XDSML*.

Обоснование проблемных вопросов и способов их решения

В настоящее время наиболее эффективным для создания СПТС является подход, основанный на методологии модельно-ориентированной системной инженерии (МОСИ) (*Model-based systems engineering, MBSE*) [15], включающий три базовые технологии: разработку на основе моделей (*Model driven development, MDD*); архитектуру на основе моделей (*Model driven architecture, MDA*); тестирование на основе моделей (*Model based testing, MBT*). В ходе реализации данного подхода предпола-

ется, что создаваемые и используемые на всех этапах ЖЦ системы артефакты (комплекс требований, технический проект, программные и технические реализации, средства верификации и тестирования) представляются в виде формальных моделей. Благодаря этому может быть реализован программно-управляемый процесс создания ПССВ.

Процесс создания ПССВ по методологии МОСИ схематично представлен на рис. 2. Он включает три этапа, на которых создаются модели трех типов:

- модель анализа (формальное представление комплекса требований к системе);
- модель архитектуры (формальное представление технического проекта);
- модель реализации (формальное представление программной реализации).

Следует подчеркнуть, что существенной особенностью МОСИ является то, что каждый этап завершается процедурой верификации полученного на этом этапе артефакта и принятием решения о его пригодности для дальнейшего использования или направления его доработки при обнаружении дефектов.

Для синхронизации и обеспечения прямых и обратных связей между всеми моделями (артефактами жизненного цикла разрабатываемых систем) должны быть разработаны методы и алгоритмы автоматической трансформации и синхронизации моделей разных уровней. Формально-математической основой *MBSE* являются языки визуального проектирования и моделирования: *MOF, UML, SysML, FUMML, AFL, ArchiMate, AADL, SDL, Modelica* и др. Технологическую базу составляют такие инструментальные средства, как *IBM Rhapsody, Magic Draw, Sparx Enterprise Architect, Eclipse Papyrus, MASIW* и др.

В настоящее время технологии и средства МОСИ применяются при создании систем и комплексов, используемых в авиационно-космической, автомобильной, кораблестроительной, микроэлектронной, энергетической, военной и других отраслях. Благодаря их использованию были достигнуты определенные успехи в части повышения производительности труда разработчиков СПТС, улучшения их качества и сокращения сроков создания.

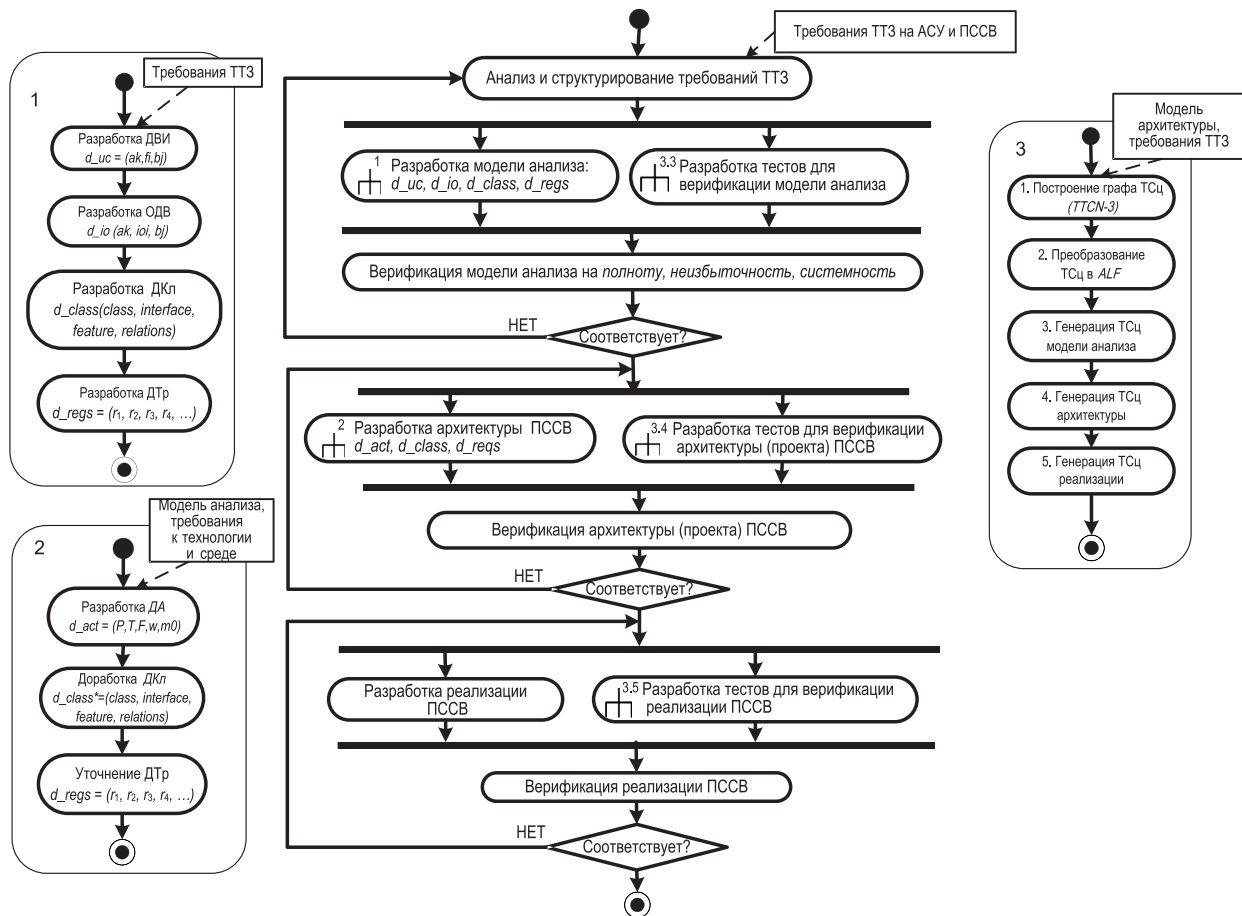


Рис. 2. Общая схема методологии МОСИ

В то же время кардинальным образом улучшить ситуацию пока не удалось. Основными сдерживающими факторами достижения качественных улучшений в решении данных задач являются:

- объективная сложность задачи построения формального представления требований к системе на основе исходной неформальной формы их представления;
- наличие широкого спектра языков и средств, предлагаемых для построения моделей анализа, архитектуры и реализации системы, при отсутствии четких и конкретных правил и рекомендаций их применения;
- отсутствие средств автоматизированного построения и выполнения тестовых сценариев верификации моделей анализа и архитектуры.

Таким образом, для преодоления представленных выше проблем и реализации программно-управляемого последовательно-итерационного процесса разработки и верификации моделей анализа и архитектуры

ПССВ в соответствии со схемой (см. рис. 2), необходимо разработать алгоритмическое и программное обеспечение:

- построения формального описания требований к системе (модели анализа) на основе исходной неформальной формы их представления;
- поддержки процесса проектирования ПССВ в виде связанного набора исполняемых *FUML* диаграмм – модели архитектуры;
- автоматизированного построения и выполнения тестовых сценариев верификации моделей анализа и архитектуры.

В качестве единой концептуальной, языковой и инструментальной среды разработки и верификации моделей анализа и архитектуры ПССВ предлагается использовать языки моделирования *UML*, *FUML* и *ALF*, абстрактный язык описания метамodelей *MOF* (*MetaObject Facility*) и протокол обмена метаданными *XMI* (*XML Metadata Interchange*).

В следующих разделах представлено описание разработанных автором статьи способов и алгоритмов решения данных задач.



Алгоритм построения формальной модели требований на языке *FUML*

Схема алгоритма построения формальной модели требований (модели анализа), предназначенного для реализации процедуры № 1 (см. рис. 2), представлена на рис. 3. Алгоритм заключается в построении набора связанных между собой *FUML*-диаграмм вариантов использования (ДВИ) – d_uc , обзорных диаграмм взаимодействия (ОДВ) – d_io , диаграмм классов (ДКл) – d_class , диаграмм требований (ДТр) – d_reqs , диаграмм параметров (ДПар) – d_pars .

Опишем диаграмму i -го варианта использования, представляющего собой функциональное требование:

$$d_uc_i = (a_k, f_i, b_j),$$

где a_k – пользователь или внешняя система, инициирующие исполнение функции (варианта использования) f_i ;

f_i – функция системы, реализующая вариант использования uc_i ;

b_j – компонент (модуль, блок, класс) системы, реализующий функцию:

$$f_i(input, operation, result),$$

где $input$ – входные данные;

$operation$ – алгоритм или программа, реализующие выполнение функции f_i ;

$result$ – результат выполнения функции f_i .

Для каждого варианта использования разрабатывается обзорная диаграмма взаимодействия d_io :

$$d_io_i = (a_k, io_i^{fi}, b_j).$$

Здесь $io_i^{fi} = (io_i^{fim}, io_i^{fia})$ описывает алгоритм реализации функции j -м блоком (классом) проектируемого программного средства, который включает описание основного io_i^{fim} и альтернативных потоков io_i^{fia} .

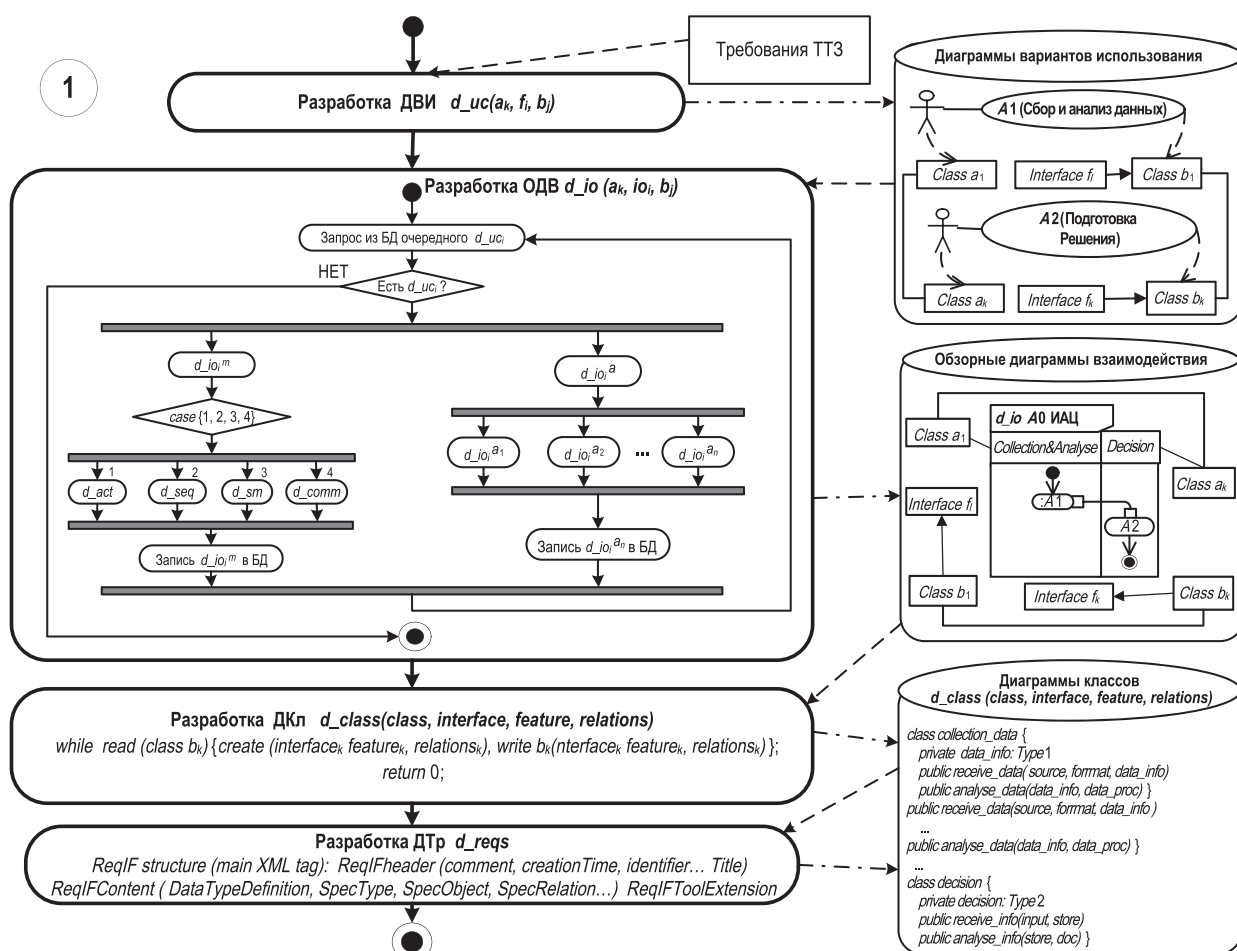


Рис. 3. Разработка модели требований



Альтернативные потоки описывают работу программ при возникновении нештатных ситуаций, например, ошибочных действий пользователя, непредусмотренных воздействий со стороны внешней среды и др. Основные и альтернативные потоки могут иметь подчиненные потоки, которые в ОДВ представляются с помощью фреймов с приставкой *ref_*. Подчиненные потоки ОДВ отражают функционирование программы с точки зрения пользователя и могут быть формализованы с помощью диаграмм активностей, диаграмм последовательностей, машин состояний или коммуникаций. Для задания порядка и возможности реализации тех или иных потоков применяются пред- и постусловия. Для построения обзорных диаграмм взаимодействия используются:

- узлы управления *node_control* типа *decision node*, *merge node*, *fork node*, *join node*, *interaction*, *interaction use*;
- узлы данных *node_object*;
- ссылки на диаграммы активности *ref_act*;
- ссылки на диаграммы последовательности *ref_seq*;
- ссылки на диаграммы машин состояний *ref_sm*;
- ссылки на диаграммы коммуникаций *ref_comm*.

Детальные описания алгоритмов реализации функции с системной точки зрения как основного, так и альтернативных потоков разрабатываются на этапе проектирования ПССВ. На обзорной диаграмме взаимодействия могут также применяться псевдоузлы, соответствующие началу алгоритма *initial node*, завершению потока управления *flow final node* и алгоритма *activity final node*, а также временные ограничения *duration constraint*, *time constraint*.

Следующим шагом построения модели анализа является разработка диаграммы нефункциональных требований, определенных в техническом задании для каждой функции:

$$d_reqs = (r_1^f, r_2^f, r_3^f, r_4^f \dots),$$

где r_1^f – требования к оперативности исполнения функции f ;

r_2^f – требования к производительности (например, объемы хранимых, обрабатываемых и передаваемых данных, количество поль-

зователей, количество и размеры запросов в единицу времени и др.);

r_3^f – требования к надежности (коэффициент готовности, время безотказной работы, время восстановления и др.);

r_4^f – требования к защищенности.

Для каждого функционального блока и информационного объекта программы разрабатывается конструкция *class*, в которой задаются атрибуты, операции (методы), ограничения и семантика. Наборы взаимодействующих классов объединяются в диаграммы классов *d_class*. Формально диаграмма классов может быть описана так:

$$d_class = (class, interface, features, relations),$$

где *class* – имена классов;

interface – интерфейсы, описывающие сигнатуры операций (входные и выходные параметры), за реализацию которых отвечают соответствующие классы. Связь класса с соответствующим интерфейсом описывается посредством отношения *realization* или *dependency*;

features – атрибуты класса, которые могут включать ограничения на значения атрибутов *constraint*;

relations – отношения ассоциации (*association*), обобщения (*generalization*) и зависимости (*dependency*) между классами. Класс владеет (*ownedAttribute*) атрибутами (*StructuralFeature*) и может находиться в определенных отношениях (*association*, *generalisation*, ...) с другими классами. Атрибуты имеют определенный тип (*DataType*) и характеристики множественности (*MultiplicityElement*).

Фрагмент модели анализа программного обеспечения информационно-аналитического центра (ИАЦ), разработанной в соответствии с описанным выше алгоритмом, представлен на рис. 4. Данный фрагмент содержит основные элементы формальной модели требований к программному обеспечению ИАЦ, обеспечивающего реализацию функций сбора, анализа данных и подготовки решения. Основными элементами данной модели являются: диаграммы вариантов использования (*d_uc*), обзорная диаграмма взаимодействия (*d_io*), диаграмма требований (*d_reqs*), диаграмма активностей

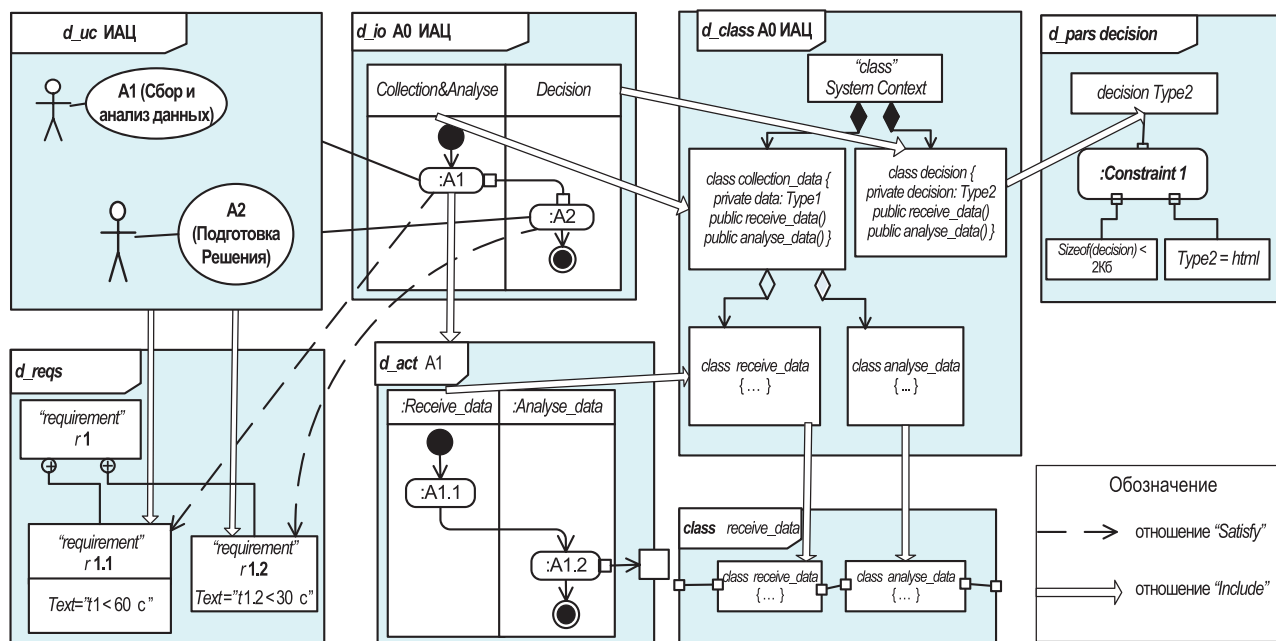


Рис. 4. Модель архитектуры

(*d_act*), диаграммы классов (*d_class*), диаграмма параметров (*d_pars*). Они связаны между собой посредством отношений «удовлетворять требованию» (*satisfy*) и «включения» (*include*), а также через общие атрибуты.

Построенная таким образом модель анализа требований подвергается процедурам валидации и верификации. Процедура валидации заключается в оценивании комплекса требований на предмет его полноты и корректности и выполняется как программными средствами, так и неформальной экспертизой специалистов в данной предметной области. При верификации проверяются такие свойства модели, как непротиворечивость, системность, избыточность, безопасность, живость, отсутствие взаимоблокировок, невыполнимых операций и зацикливаний. Процедура верификации модели требований осуществляется посредством ее исполнения и тестирования в среде виртуальной машины *FUML* и анализа с помощью решателей *SAT/SMT*. Описание этих методов и средств представлено в следующих разделах.

Алгоритм проектирования ПССВ

Проектирование архитектуры ПССВ реализуется в соответствии с алгоритмом (рис. 5). В качестве исходных данных используется модель анализа, представленная обзорными диаграммами взаимодействия *d_io*, диа-

граммами требований к качеству реализации функций *d_reqs*, диаграммами классов *d_class*, диаграммами параметров *d_pars*, а также требованиями к технологиям разработки и среде функционирования. На основе каждой *d_io_i* разрабатываются и детализируются входящие в нее диаграммы активностей *d_act_i*, последовательностей *d_seq*, состояний *d_sm* и коммуникаций *d_comm*. Для реализации процедуры верификации три последних типа диаграмм транслируются в диаграммы активностей и представляются на языке *ALF* (*Action Language for Foundational UML*). Каждая диаграмма активностей описывается с помощью узлов управления (*node_control*) типа *decision node*, *merge node*, *fork node*, *join node*, *interaction*, *interaction use*; узлов данных (*node_object*); пре- (*pre*) и пост- (*post*) условий.

На следующем шаге алгоритма на основе каждой *d_io_i* разрабатываются и детализируются входящие в нее диаграммы активностей (*d_act*), последовательностей (*d_seq*), состояний (*d_sm*) и коммуникаций (*d_comm*). Затем для реализации процедуры верификации три последних типа диаграмм транслируются в диаграммы активностей и представляются на языке *ALF* (*Action Language for Foundational UML*). На завершающем шаге алгоритма вы-

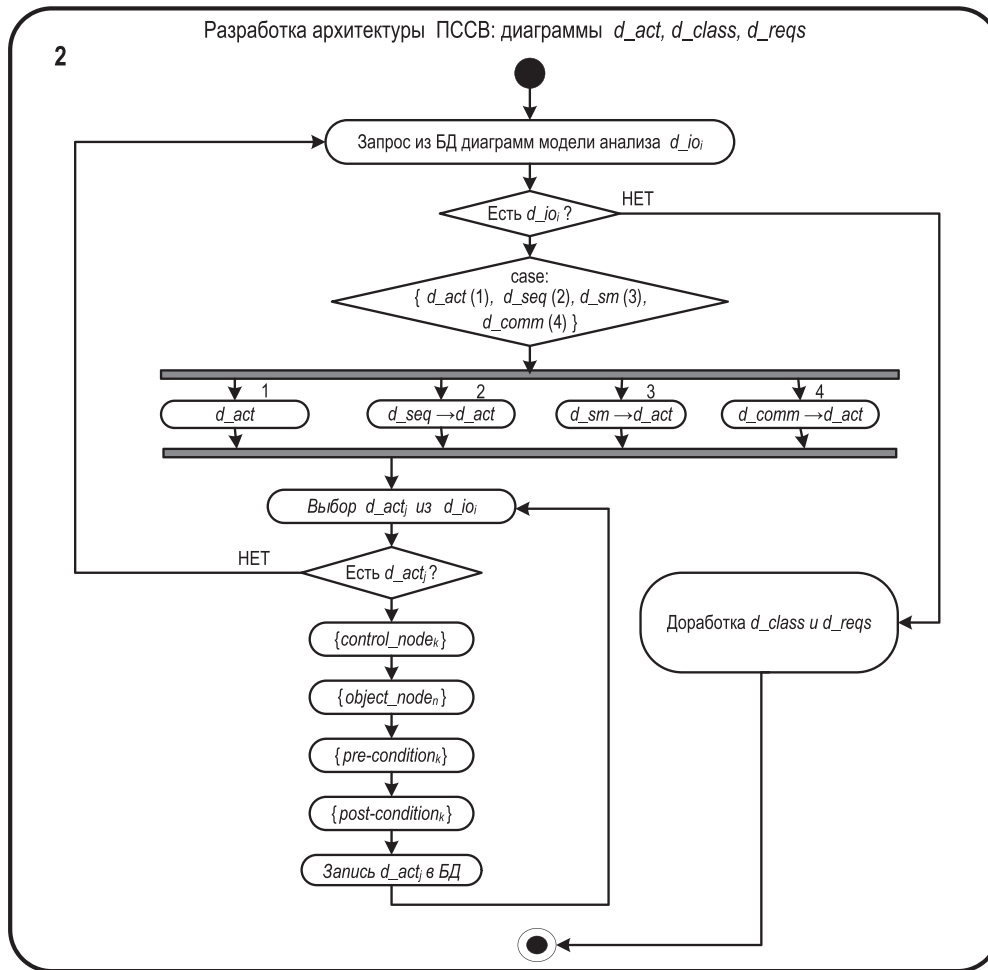


Рис. 5. Разработка модели архитектуры

полняются доработка и корректировка диаграммы классов (d_class) и диаграммы требований (d_regs) для их согласования с разработанными диаграммами активностей.

На рис. 6 приведена схема, иллюстрирующая процедуру верификации формальной $FUML$ -модели архитектуры ПССВ посредством ее исполнения в среде виртуальной $FUML$ -машины, включающей три компонента: *ExecutionFactory*, *Executor* и *Locus*. *ExecutionFactory* (фабрика выполнения моделей) используется для создания экземпляров семантических классов *visitor*, соответствующих исполняемым элементам $FUML$ -модели.

Класс *Executor*, представляющий собой абстракцию виртуальной машины для исполнения $FUML$ -модели, обеспечивает выполнение операций:

- расчет значения спецификации исполняемого элемента модели *evaluate*;

- синхронное выполнение поведения, получающего определенные входные данные и выдающее на выходе результат их обработки *execute*;

- асинхронное выполнение определенного поведения, возвращающее ссылку на экземпляр выполняемого действия *start*.

Выполнение $FUML$ -модели осуществляется в конкретной виртуальной машине (*Locus*), являющейся абстракцией физического или виртуального компьютера. Верифицируемая в среде виртуальной $FUML$ -машины модель архитектуры (см. рис. 6) построена из $FUML$ -диаграмм классов и активностей и представлена на языке *ALF*. Модель архитектуры ПССВ верифицируется на предмет удовлетворения основным требованиям:

- полноты реализации функциональных требований, определенных в обзорных диаграммах взаимодействия d_io ;

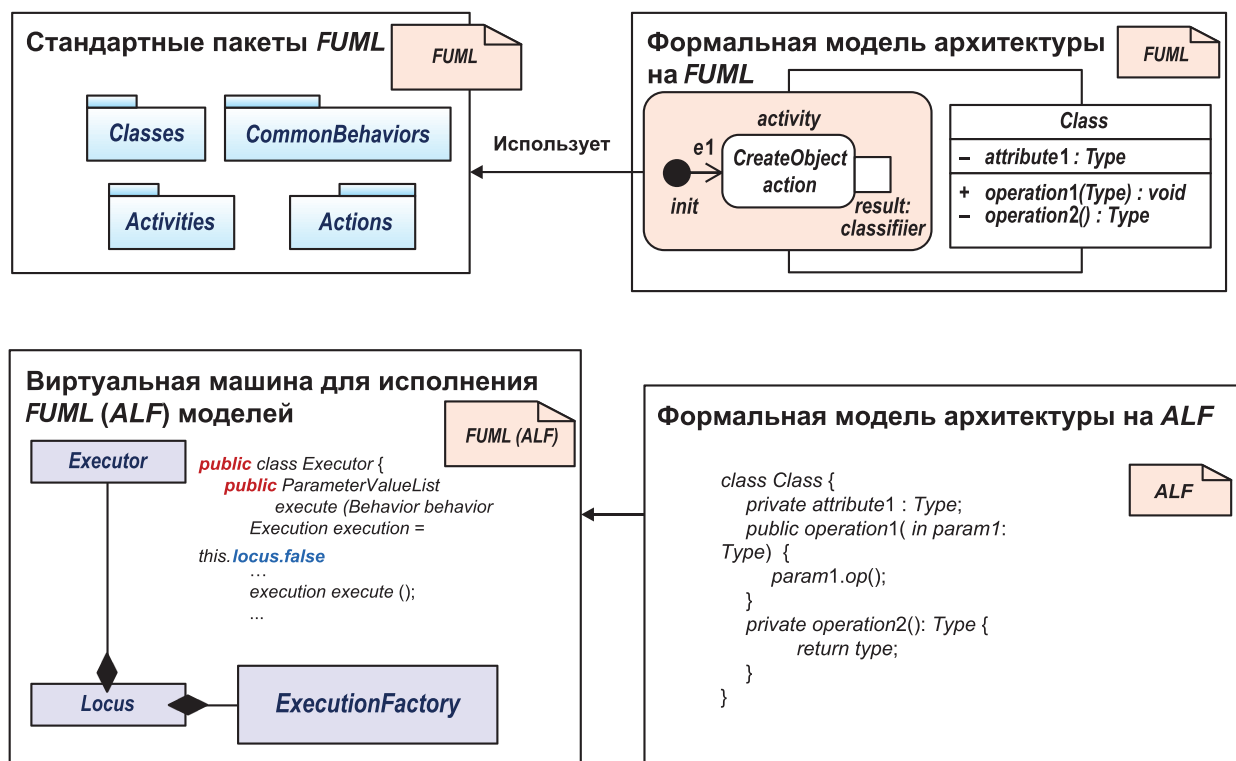


Рис. 6. Схема выполнения FUML-модели в верифицированной модели

• полноты и корректности реализации нефункциональных требований, определенных в диаграммах требований d_reqs и диаграммах параметров d_pars ;

- согласованности и непротиворечивости всех диаграмм модели;
- отсутствия избыточности.

Кроме того, необходимо проверить, удовлетворяет ли модель архитектуры таким требованиям, как безопасность, живость, отсутствие взаимоблокировок, невыполнимых операций и зацикливаний. Описание алгоритма, обеспечивающего решение данной задачи, представлено в следующем разделе.

Алгоритм разработки тестовых сценариев для верификации моделей анализа, архитектуры и реализации ПССВ

Схема алгоритма разработки тестовых сценариев для верификации моделей анализа, архитектуры и реализации ПССВ представлена на рис. 7. Основными этапами реализации данного алгоритма являются:

- построение по управляющим графам диаграмм активности графов тестовых сценариев (ТСц);
- описание ТСц на языке ALF;

- генерация ТСц для верификации модели анализа;

- генерация ТСц для верификации модели архитектуры;

- генерация ТСц для верификации модели реализации.

На вход данного алгоритма может подаваться либо модель анализа, представленная в виде FUML обзорных диаграмм взаимодействия, либо модель архитектуры, представленная в виде FUML-диаграмм активностей. На их основе строится соответствующий верифицируемой модели граф ТСц, в котором учтены функциональные и нефункциональные требования к разрабатываемому ПССВ. Последние должны быть записаны на языке ограничений OCL (Object Constraint Language). Представленный на языке ALF ТСц передается на вход решателям SMT/SAT CVC-4 [16] и Z3 [17]. Эти решатели посредством символического исполнения программ и процедур автоматического доказательства теорем осуществляют обнаружение таких дефектов, как нарушение безопасности и живости, возможности взаимоблокировок и зацикливаний, наличие тупиков, нарушение граничных

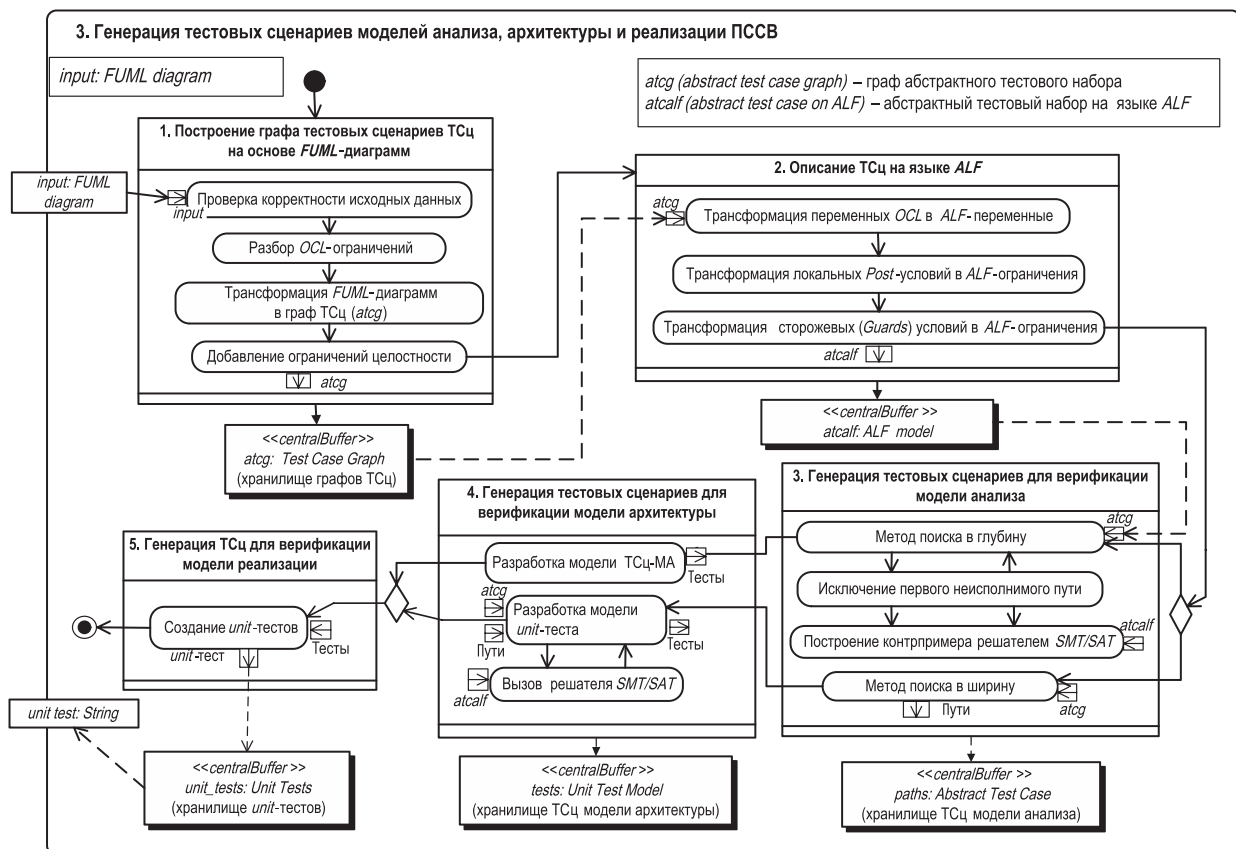


Рис. 7. Схема алгоритма разработки тестовых сценариев

значений переменных, и других ошибок проектирования и реализации. Для обнаруженных дефектов решатели *SMT/SAT* генерируют тесты (контрпримеры), с помощью которых разработчики могут установить и устранить причины этих дефектов и ошибок.

Заключение

В настоящее время для разработки сложных программно-технических систем активно применяются модельно-ориентированные технологии, методы и средства. При их использовании все артефакты жизненного цикла системы (требования, архитектура и реализация) должны быть представлены в виде формальных моделей. На основе проведенного анализа можно заключить, что наибольшую трудность представляют задачи формализации и верификации требований и архитектуры. Это обусловлено, во-первых, объективной сложностью задачи формализации изначально неформального представления требований, во-вторых, – отсутствием четких и конкретных правил и алгоритмов построения формальных моделей

требований и архитектуры с помощью предлагаемых для этого разнообразных языков и инструментальных средств.

Для преодоления указанных выше трудностей были разработаны следующие модели, алгоритмы и методики:

- графово-текстовая метамодель формализованного представления комплекса требований к ПС АССН в виде фиксированного набора взаимосвязанных *FUMML*-диаграмм;
- графово-текстовая метамодель формализованного описания архитектуры ПС АССН в виде рационального набора взаимосвязанных *FUMML*-диаграмм;
- алгоритмы разработки формальных моделей требований и архитектуры ПС АССН на основе разработанных для них метамodelей;
- алгоритмы верификации моделей требований и архитектуры ПС АССН посредством их моделирования и анализа в среде виртуальной *FUMML*-машины и выполнения тестовых сценариев, построенных с помощью решателей *SMT/SAT*;



- методические рекомендации реализации программно-управляемого процесса разработки и верификации ПС АСЧН с помощью разработанных моделей и алгоритмов.

В настоящее время сотрудники Военно-космической академии им. А. Ф. Можайского проводят работы по реализации описанных в статье моделей и алгоритмов в виде комплекса программных средств. В качестве среды и прототипов используются инструментальные средства, библиотеки и приложения, реализованные в рамках проекта *Eclipse (EFM, GMP, Papyrus, Moka, ReqCycl, Titan)* [18]. Применение данного комплекса позволит реализовать программно-управляемый процесс разработки и верификации ПС АСЧН. Основными его достоинствами являются:

- использование единой модельно-языковой и информационно-программной среды разработки и верификации формальных моделей требований, архитектуры и программной реализации ПС АСЧН, построенной на основе технологий объектно-ориентированного анализа и проектирования, методов и средств дедуктивной верификации, языков и средств визуального моделирования *FUML, XMI, ALF, VM FUML*;

- реализация автоматизированных процедур верификации, валидации и коррекции комплекса требований и проектных решений как в случае обнаружения каких-либо дефектов, так и при изменении самих требований или условий эксплуатации АСЧН, что позволит улучшить экономические показатели в части снижения финансовых и временных затрат, связанных с выполнением дополнительных работ.

Список литературы

1. The Standish Group report. URL: <https://www.projectsmart.co.uk/white-papers/chaos-report.pdf> (date access 14.05.2018).
2. Defense acquisitions. Assessments of selected weapon programs. Report to Congressional Committees. GAO-17-333SP. March 2017. <https://www.gao.gov/assets/690/683838.pdf> (date access 14.07.2018).
3. Selby R. W., ed. Software engineering. Barry W. Boehm's lifetime contributions to software development, management, and research. Los

Alamitos: Wiley- IEEE Computer Society Press, 2007. 832 p.

4. OMG. Object management group. URL: <https://www.omg.org> (date access 14.05.2018).

5. Milicev D. Model-driven development with executable UML. USA: Wrox, 2009. 816 p.

6. Friedenthal S., Moore A., Steiner R. A practical guide to SysML. The systems modeling language. Elsevier Inc., 2012. 630 p.

7. Марков А. В. Автоматизация проектирования и анализа программного обеспечения с использованием языка UML и сетей Петри. Дис. ... канд. Новосибирск, 2015.

8. Anand S., Burke E. K., Chen T. Y., Mcminn P. An orchestrated survey on automated software test case generation // Journal of Systems and Software. August 2013. Vol. 86. Iss. 8. Pp. 1978–2001.

9. Andr'e E., Choppy C., Reggio G. Activity diagrams patterns for modeling business processes. URL: <http://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1.650.6505&rep=rep1&type=pdf> (date access 25.07.2018).

10. Li L., Gao H., Shan T. An executable model and testing for web software based on live sequence charts // IEEE ICIS 2016, June 26–29, 2016, Okayama, Japan. URL: <https://zapdf.com/an-executable-model-and-testing-for-web-software-based-on-li.html> (date access 25.07.2018).

11. Li Sh., Balaguer S., David A., Kim G., Nielsen B., Pusinskas S. Scenario-based verification of real-time systems using // Formal Methods in System Design. 2010. Vol. Iss. 2–3. <https://doi.org/10.1007/s10703-010-0103-z> (date access 20.07.2018).

12. Kurth F. Automated Generation of Unit Tests from UML activity diagrams using the AMPL interface for constraint solvers. Hamburg: Hamburg University of Technology (TUHH), Technische Universität, Hamburg-Harburg Institute for Software Systems, 2014. 77 p.

13. Rahim M., Boukala-Ioualalen M., Hammad Ah. Petri nets based approach for modular verification of SysML Requirements on Activity Diagrams. URL: <http://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/> (date access 20.07.2018).

14. Bousse E., Mayerhofer T., Combemale B., Baudry B. Advanced and efficient execution trace management for executable domain-specific modeling languages // Software and Systems Modeling. URL: <https://link.springer.com/article/10.1007/s10270-017-0598-5> (date access 20.07.2018).



15. Hart L. E. Introduction to model-based system engineering (MBSE) and SysML. Presented at the Delaware Valley INCOSE Chapter Meeting. July 30, 2015. URL: <https://www.incose.org/docs/default-source/delaware-valley/mbse-overview-incose-30-july-2015.pdf> (date access 21.06.2018).
16. CVC-4. URL: <https://github.com/CVC4/CVC4> (date access 22.05 2018).

17. Z3. URL: <https://github.com/Z3Prover/z3> (date access 22.05 2018).
18. Eclipse. URL: <https://www.eclipse.org/modeling/emf/> (date access 22.05.2018).

Поступила 27.07.18

Самонов Александр Валерьянович – кандидат технических наук, доцент, старший научный сотрудник Военно-космической академии им. А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург.

Область научных интересов: системный анализ, информатика, системная и программная инженерия, методы и средства обеспечения информационной безопасности.

Methodology of implementing a programmable process of software design and validation for specialised automated systems

The paper defines the most problematic issues of using model-based technologies and tools for developing specialised automated system software. Implementation of this approach assumes that all the application development life-cycle artifacts (requirements, project, implementation) are presented as formal models. We propose ways of solving these problems by means of implementing a programmable development and validation process for executable *FUML* models of software requirements and architecture.

Keywords: *automated control systems, activity diagrams, class diagram, analysis models, architecture models, design and validation, test case generation.*

Samonov Aleksandr Valeryanovich – Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor, Senior Research Fellow, Mozhaisky Military Space Academy, Saint Petersburg.

Science research interests: systems analysis, information technology, system and software engineering, information security methods and tools.



Ю. Н. Третьяков

Минутная готовность длиною в жизнь



В 1973 г. в поэтическом сборнике «Минутная готовность», изданном в Алма-Ате, были опубликованы стихи неизвестного автора Григория Васильченко. Стройные и мелодичные строки мало о чем говорили простому читателю, но высекли скупые слезы из глаз железных людей, профессионалов своего дела, волею судьбы и Родиной назначенных для создания противоракетного щита нашего государства:

*Не первый раз я вижу это,
но как волнуется душа,
Когда летит антиракета
Над диким берегом Балхаша!*

Какая антиракета, какой дикий берег?
Эти слова были понятны и дороги только из-

бранным людям, создающим первую в мире систему противоракетной обороны (ПРО). Среди них стихи этого автора передавались из уст в уста, пользовались большой популярностью, становились песнями и точно отражали суть их жизненного пути.

Автором этих строк был Григорий Васильевич Кисунько, главный конструктор экспериментальной системы противоракетной обороны (система «А»), генеральный конструктор системы ПРО Москвы (система А-35), Герой Социалистического Труда, член-корреспондент АН СССР, лауреат Ленинской премии, доктор технических наук, профессор, генерал-лейтенант.

20 июля 2018 г. был отмечен столетний юбилей со дня рождения Григория Васильевича Кисунько. Всю его жизнь можно сравнить с минутной готовностью к подвигу, к решению новых задач, которые ставил перед собой он сам или государство. Он никогда не сомневался в возможности их решения и с огромным энтузиазмом брался за воплощение в реальность. Причем чем сложнее была задача, тем ярче горели глаза Григория Васильевича, который предвкушал масштаб и сложность ее решения.

Жизнь в селе и материальные трудности семьи поставили перед Григорием Васильевичем еще в раннем возрасте первую задачу – выбор жизненного пути. И он этот выбор сделал.

Г. В. Кисунько оставил село и уехал в город Луганск. Там поступил на физико-математический факультет Донецкого педагогического института, который окончил в 1938 г. с отличием по специальности «физика». Затем поступил в аспирантуру на кафедру теоретической физики Ленинградского государственного педагогического института им. А.И. Герцена.

Аспирантуру окончил в июне 1941 г., успешно защитив диссертацию на соискание ученой степени кандидата физико-математических наук.

В кандидатской диссертации Г. В. Кисунько «Теория пространственных зарядов в

© Третьяков Ю. Н., 2018



фотопроводящих кристаллах» были детально и комплексно рассмотрены физические процессы взаимодействия света и электромагнитной плазмы. Даны инженерные методы расчетов, которые до сих пор используются при проектировании радиоэлектронной аппаратуры.

Начавшаяся Великая Отечественная война поставила перед каждым жителем СССР сложнейший вопрос, вопрос жизни и смерти: тыл или фронт?

Перспективный молодой ученый несколько не сомневался в выборе своего пути. В июле он добровольцем вступил в Ленинградскую армию народного ополчения, но оттуда был откомандирован в Красную Армию и направлен для обучения в Военное училище воздушного наблюдения, оповещения и связи (ВНОС).

После окончания училища в феврале 1942 г. лейтенант Г. В. Кисунько направлен в Особую Московскую армию ПВО. Здесь он служил до декабря 1944 г. в должностях помощника командира взвода – начальника станции по технической части, командира взвода – начальника станции, инженера роты станции радиообнаружения самолетов.

Находясь в боевых порядках защитников воздушных рубежей столицы нашей Родины, Г. В. Кисунько предложил и реализовал несколько оригинальных усовершенствований в конструкцию первых отечественных РЛС РУС-2 и МРУ-105, что позволило существенно улучшить их боевые и эксплуатационные характеристики.

Пожалуй, военные годы окончательно определили направление его дальнейшей деятельности и сформировали Г. В. Кисунько как ученого. Делом его жизни стали задачи, связанные с укреплением обороноспособности СССР.

Теоретические основы этого ответственного и непростого дела Г. В. Кисунько досконально исследовал в Военной Краснознаменной академии связи им. С.М. Буденного, где прошел путь от преподавателя до начальника кафедры теоретических основ радиолокации. Он стал одним из самых опытных специалистов страны по электродинамике.

Работая в академии, совмещая преподавательскую, научно-исследовательскую и кон-

структорскую деятельность, Г. В. Кисунько выполнял и опубликовал серию оригинальных работ в области СВЧ-техники, которые нашли широкое применение как теоретическая база для специальных инженерных расчетов, а также вошли во многие вузовские и аспирантские курсы.

Докторская диссертация Григория Васильевича базировалась на его фундаментальном труде «Электродинамика полых систем», опубликованном в 1946 г., и была посвящена проблемам решения волновых уравнений для краевых задач прикладной электродинамики.

Как настоящий ученый, Григорий Васильевич не мог остановиться только на теоретических исследованиях. Критерием истины всегда была и остается практика. И такая возможность реализации своих теоретических знаний ему была предоставлена.

В октябре 1950 г. Григорий Васильевич был прикомандирован к Министерству вооружения СССР для работы в КБ-1, где в полной мере принял участие в научно-технической революции по перевооружению войск противовоздушной обороны (ПВО), переходу их от ствольной артиллерии к зенитно-ракетным комплексам.

За его плечами работа над созданием первой отечественной зенитно-ракетной системы С-25 «Беркут». Г. В. Кисунько вместе с такими маститыми учеными, как П. Н. Куksenко, А. А. Расплетин, С. А. Лавочкин, в кратчайшие сроки создали достаточно надежную систему защиты Москвы от массированного применения стратегической бомбардировочной авиации. Ничего подобного в мире еще не было. Эта система имела для СССР чрезвычайно важное военно-политическое и стратегическое значение.

В 1956 г. в составе группы участников разработки системы С-25 заместителю главного конструктора Г. В. Кисунько присвоено звание Героя Социалистического Труда.

Не в характере Григория Васильевича было почивать на лаврах. Поэтому он с огромным энтузиазмом взялся за новую работу – создание мобильной зенитно-ракетной системы С-75 коллективом ученых. Г. В. Кисунько разрабатывал антенно-волноводный тракт для этой системы.



В 1957 г. система С-75 была принята на вооружение. Благодаря своей мобильности она очень часто оказывалась в горячих точках, использовалась во многих войнах и конфликтах и выходила победителем в борьбе с новейшими авиационными комплексами противника.

Григорий Васильевич по праву гордился своим детищем – системами С-25 и С-75, они стали непреодолимой преградой на пути агрессивных планов наших «заклятых друзей» (это любимое выражение Григория Васильевича для недоброжелательных оппонентов) во главе с США.

Понимали это и противники СССР, которые все чаще и чаще в своих агрессивных планах стали опираться на новый вид оружия – баллистические ракеты дальнего действия как основное средство доставки ядерных зарядов к стратегически важным объектам СССР. Ракетно-ядерное оружие стало главным козырем американской дипломатии.

Имеющиеся в СССР средства ПВО противодействовать им не могли. Возникла реальная опасность нанесения по стране ракетно-ядерного удара, о чем красноречиво свидетельствуют исторические материалы, ставшие доступными широкой общественности в последние годы.

Новые угрозы безопасности государства остро поставили вопрос о необходимости создания противоракетной обороны наиболее важных стратегических объектов страны. В отличие от многих маститых ученых, скептически относящихся к решению этой задачи, Г. В. Кисунько активно поддерживал необходимость и реальность решения проблемы борьбы с баллистическими ракетами противника.

Его не остановили слова «это просто бред», «испуг маршалов», «это такая же глупость, как стрельба снарядом по снаряду», «военные фантазеры», «ни в коем случае нельзя поддаваться на предложения военных», «это просто неразрешимый ребус, и только». А именно такими высказываниями в 1953 г. некоторые известные ученые встретили предложение Министерства обороны о немедленном начале работ по созданию системы противоракетной обороны наиболее важных стратегических объектов.

Работа по созданию противоракетного щита нашей Родины стала вершиной научного и конструкторского творчества Г. В. Кисунько.

Он сразу понял, что одной из наиболее сложных проблем ПРО станет проблема точного измерения координат цели и противоракеты для решения задачи поражения цели осколочной боевой частью. Решение было найдено. Для достижения требуемых высоких точностей Г. В. Кисунько предложил так называемый метод трех дальностей. Методом наведения был выбран метод параллельного сближения противоракеты с целью на встречных курсах.

Для реализации метода трех дальностей Г. В. Кисунько решил использовать три радиолокатора точного наведения (РТН). Поскольку объектом обороны была выбрана Москва, наиболее оптимальным был вариант размещения радиолокаторов в вершинах равнобедренного треугольника, вписанного во внешнее кольцо созданной системы ПВО Москвы С-25 «Беркут» радиусом 85 км.

На вновь созданном полигоне ПРО, в районе озера Балхаш, предстояло построить аналогичный «треугольник».

Был обоснован состав будущей системы ПРО. В систему «А» входили:

- главный командно-вычислительный пункт системы и центральная вычислительная станция;
- три радиолокатора точного наведения противоракеты на цель, каждый из которых состоял из радиолокационного канала обнаружения и сопровождения баллистических целей и радиолокационного канала захвата и сопровождения противоракет;
- радиолокационная станция визирования (вывода) противоракеты и совмещенная с ней станция передачи команд управления на борт противоракеты и подрыва ее боевой части;
- стартовая позиция, на которой размещались пусковые установки противоракет;
- техническая позиция подготовки противоракет.

Все эти средства, расположенные в пустыне Бетпак-Дала на расстояниях в сотни километров друг от друга, были связаны меж-



ду собой радиорелейной системой передачи данных.

Система обеспечивала возможность управления средствами экспериментального комплекса ПРО с помощью электронной вычислительной машины в едином боевом цикле с главного командно-вычислительного пункта.

Учитывая скоротечность процесса перехвата баллистических ракет и невозможность вмешательства человека в него, впервые в России практически весь процесс перехвата цели был полностью автоматизирован с использованием цифровой вычислительной машины М-40 (захват цели и противоракеты на сопровождение осуществлялся операторами вручную). Эта машина была одной из первых разработок Института точной механики и вычислительной техники АН СССР. Быстродействие машины составляло 40 тысяч одноадресных операций в секунду, оперативная память 4096 четырехразрядных слов, представление чисел с фиксированной запятой. На тот момент времени М-40 была одной из самых производительных ЭВМ в мире.

Уже в ходе отработки системы «А» коллектив академика Сергея Алексеевича Лебедева модернизировал М-40. Новая ЭВМ обеспечивала выполнение вычислительных операций с плавающей запятой и получила индекс М-50.

Три радиолокатора точного наведения размещались в вершинах правильного треугольника со сторонами в 150 км на трех площадках Балхашского полигона, соответственно в 140, 240 и 180 км от современного города Приозерска.

Благодаря методу трех дальностей обеспечивались требуемые высокие точности определения координат цели и противоракет при их наведении на цель. Измерение дальностей проводилось со среднеквадратическими отклонениями не более 5 м.

Особой технической новизной отличалась противоракета В-1000, созданная коллективом ОКБ-2 (ныне Машиностроительное конструкторское бюро «Факел») под руководством академика П. Д. Грушина.

Это была двухступенчатая ракета с самым мощным в мире твердотопливным ускорителем и управляемой второй ступенью

с жидкостным ракетным двигателем. Средняя скорость противоракеты составляла 1000 м/с. Система управления обеспечивала маневрирование ракеты с перегрузками 2–3 единицы и перехват цели на высотах до 25 км. Противоракета была оснащена уникальной боевой осколочной частью конструкции Константина Ивановича Козорезова. В качестве поражающих элементов использовались десятки тысяч шариков с запрессованными внутри зарядами взрывчатого вещества. В центре заряда располагались плотные высокопрочные шарики меньшего диаметра.

4 марта 1961 г. система «А» впервые в мире осуществила успешный перехват цели и поражение головной части баллистической ракеты Р-12, летевшей со скоростью более 3 км/с, осколочно-фугасной боевой частью противоракеты.

Американским ученым удалось повторить подобное лишь более чем через 20 лет – 10 июня 1984 г.

Летом 1961 г. на сессии ООН Первый секретарь ЦК КПСС, председатель Совмина СССР Никита Сергеевич Хрущев известил мировую общественность о том, что в СССР создано оружие, которым, по его меткому выражению, можно было попасть «в муху в космосе». Это, пожалуй, лучше чем «снарядом по снаряду».

Вызывают восхищение подвиг первопроходцев и неимоверно высокие темпы проведения работ: в 1953 г. ни у кого в стране не было полной ясности, какой должна быть система ПРО и возможно ли ее создание вообще, а уже в 1960 г. начались комплексные испытания экспериментальной системы ПРО. Таким образом, практически с нуля были проведены фундаментальные исследования, охватывающие широкий спектр новейших научных направлений в области радиолокации, теории передачи информации, ракетостроения, вычислительной техники, теории автоматического управления, алгоритмизации и программирования и др., которые стали теоретической базой создания как технических средств системы ПРО, так и системы обороны в целом.

Здесь следует отметить, что целеустремленность, иногда граничащая с упрямством озадаченного научной идеей главного кон-



структора Григория Васильевича Кисунько, не могла ему позволить ждать завершения фундаментальных исследований, поэтому параллельно велись экспериментальные, конструкторские и технологические работы уникальной сложности, создавалась производственная база, велось строительство испытательного полигона, решались порой неразрешимые организационные вопросы.

Все это было направлено на достижение единственной цели: доказать «доброжелателям», а может быть, и себе возможность перехвата и уничтожения головной части баллистической ракеты.

Появление в СССР уникального стратегического оборонительного оружия, системы противоракетной обороны мгновенно отрезвило многие горячие головы, которые были готовы немедленно развязать новую мировую ракетно-ядерную войну и уничтожить Советский Союз.

Данное достижение является результатом работы огромного коллектива гражданских и военных ученых, исследователей, испытателей и других специалистов. Это результат грандиозной системной деятельности государственных органов управления, промышленных министерств и ведомств, Министерства обороны по координации небывалой по масштабам кооперации коллективов, разработчиков, предприятий-изготовителей, монтажных и военно-строительных организаций, личного состава воинских частей и военных представительств.

Цементирующей основой этого успеха был, безусловно, главный конструктор «Аннушки» (так с любовью называли свое детище ее разработчики) Григорий Васильевич Кисунько.

В 1966 г. за работы по созданию системы «А» и связанные с ними исследования Г. В. Кисунько была присуждена Ленинская премия.

Экспериментальная система противоракетной обороны была первым и, как показала история, правильным шагом к созданию боевой системы ПРО.

Достигнутые при разработке системы «А» положительные результаты по обнаружению, сопровождению и поражению баллисти-

ческих ракет открыли реальную перспективу создания боевой системы ПРО. И, как было присуще характеру Г. В. Кисунько, к разработке проекта боевой системы ПРО он приступил, не дожидаясь окончания комплексных испытаний экспериментальной системы ПРО, лишь получив первые положительные результаты по обнаружению и сопровождению баллистических целей экспериментальным радиолокатором «РЭ».

В конце 1959 г. Г. В. Кисунько завершил аванпроект боевой системы ПРО Москвы – систему А-35. В отличие от экспериментальной боевая система ПРО должна была обеспечить перехват групповой цели на заатмосферных высотах и больших дальностях, а основным средством поражения становилась противоракета со специальной боевой частью.

7 января 1960 г. вышло Постановление ЦК КПСС и СМ СССР о создании системы А-35. Была определена кооперация исполнителей, и утверждены графики выполнения работ. Началось серийное производство средств системы на заводах страны, а Петр Дмитриевич Грушин приступил к разработке противоракеты А-350. Новая противоракета должна была обладать летными характеристиками, во много раз превышающими характеристики противоракеты В-1000 системы «А». Максимальная дальность и высота перехвата противоракеты составляла 350 км. Скорость противоракеты А-350 была больше, чем у В-1000.

Уникальность создаваемой системы ПРО, новизна принимаемых технических решений, высокий уровень автоматизации, ограниченные возможности проведения натурных пусков баллистических ракет, а также ряд других факторов поставили перед участниками создания системы серьезную самостоятельную научно-техническую проблему. Требовалась разработка принципиально новой методологии испытаний и ввода ее в эксплуатацию. Именно для решения этой задачи был создан и начал свою историю Специальный вычислительный центр № 4 (впоследствии 45-й Центральный научно-исследовательский институт Министерства обороны, а в настоящее время – Научно-исследовательский испытательный центр ЦНИИ ВВКО).



Первым начальником института был назначен полковник Иван Макарович Пенчуков. Заместителем начальника института по научно-исследовательской работе – полковник Николай Пантелеймонович Бусленко. Институту несказанно повезло с его первыми руководителями. И. М. Пенчуков – блестящий организатор, отец-командир, Н. П. Бусленко – генератор научных идей, основоположник советской школы прикладной математики.

Уже первые результаты исследований, развернутых в институте, показали всю сложность и масштабность поставленных перед ним задач. Тем не менее институт в кратчайшие сроки разработал опытно-теоретический метод испытаний.

Как показала последующая практика испытаний и ввода систем ПРО, этот метод явился единственно возможным способом количественной оценки характеристик сложных систем вооружения во всем диапазоне их боевого использования, в условиях крайне ограниченных возможностей проведения натурных экспериментов. Применение опытно-теоретического метода позволило в сжатые сроки и с минимальными затратами материальных средств провести испытания и принять на вооружение ряд важнейших объектов ПРО.

Создание системы А-35 велось в условиях практически открытой борьбы с генеральным конструктором системы и «гражданской войны» в высших эшелонах власти. Систему А-35 пытался остановить «таран» – вернее, система противоракетной обороны территории страны «Таран», создатели которой обещали сделать ее более эффективной, а главное – более дешевой. У них не получилось даже на бумаге. И только после отставки Н. С. Хрущева, лично поддерживавшего разработчиков системы «Таран», были возобновлены работы на всех объектах системы А-35.

8 декабря 1970 г. принято решение о начале государственных испытаний системы ПРО А-35, а 1 сентября 1971 г. головной стрельбовый комплекс первой очереди системы А-35 был поставлен на опытное боевое дежурство.

Страна получила надежный щит, а военно-политические эксперты серьезно задумались о влиянии ПРО на стратегическую ста-

бильность. В результате было признано, что дальнейшее развитие системы ПРО является дестабилизирующим фактором и инициирует развитие стратегических наступательных вооружений. Именно поэтому, несмотря на диаметрально противоположные идеологические позиции СССР и США, обе страны приняли обоюдное решение о проведении переговоров по ограничению систем ПРО и подписании соответствующего договора.

Более того, переговоры проводились в условиях, когда советской промышленностью уже был успешно реализован целый комплекс противоракетных программ, доведенных до практических результатов. Безусловно, это был наш козырный туз в руках переговорщиков.

Показателен и еще один момент, связанный с подготовкой договора по ПРО. Первоначальное предложение США не подразумевало проведения переговоров об ограничении наступательных вооружений, но в итоге американской стороной было принято предложение СССР об увязке в договоре стратегических наступательных и оборонительных вооружений.

Результат такого стремления сторон к достижению взаимоприемлемых компромиссов известен. Подписанный в 1972 г. «Договор между Союзом Советских Социалистических Республик и Соединенными Штатами Америки об ограничении систем противоракетной обороны» стал важнейшим элементом международного права, обеспечившим сохранение мира и стратегической стабильности на долгие 30 лет.

К сожалению, сохранить созданный механизм сдержек и противовесов между Россией и США не удалось. Используя миф о росте ракетных угроз со стороны Северной Кореи и Ирана, а также воспользовавшись ослаблением экономической и военной мощи России, США в 2001 г. пошли на односторонний выход из Договора по ПРО 1972 г.

С этого момента США взяли курс на создание глобальной системы ПРО.

Следует отметить, что Российская Федерация на протяжении всего периода после выхода США из Договора по ПРО неуклонно придерживалась основных его положений. Кроме того, в последнее время по инициативе



российской стороны между РФ и США неоднократно проводились переговоры по ограничению развертывания системы ПРО США. Пока безрезультатно.

А тем временем анализ современной международной обстановки показывает, что в международной сфере зарождаются новые вызовы и угрозы национальной безопасности России. Усиливается тенденция к созданию однополярной структуры мира при экономическом и силовом доминировании США. Стратегия односторонних действий США постоянно дестабилизирует международную обстановку, провоцирует напряженность, зарождает все новые и новые региональные и локальные вооруженные конфликты в том числе в непосредственной близости от границ России.

Очевидно, США показалось, что их больше ничего не сдерживает, а зря! Дело Григория Васильевича Кисунько живет, а система про-

тиворакетной обороны России развивается. Она расширяет спектр возможных реакций военно-политического руководства страны на ракетные угрозы. Стратегическая система противоракетной обороны обеспечивает отражение ракетного удара заданного масштаба, что существенно снижает угрозу потери управления страной и армией на начальном этапе эскалации вооруженного конфликта и позволяет увеличить время на принятие обоснованного решения на ответные действия стратегических ядерных сил.

Закончить хотелось бы словами благодарности нашим ветеранам, создателям и испытателям системы ПРО, а также тем, кто осуществлял ее боевое применение и эксплуатацию. Вы сделали невозможное для нашей Родины и ее безопасности, сверх предельных возможностей человека. Спасибо вам за это!

Поступила 14.05.18

Третьяков Юрий Николаевич – доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник Научно-исследовательского испытательного центра ЦНИИ ВВКО Министерства обороны Российской Федерации, г. Москва.