

УДК 629.7.015

© Елисейкин С.А., Куреев В.Д., Подрезов В.А.
Eliseykin S., Kureev V., Podrezov V.

АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ ПОВЫШЕНИЯ КАЧЕСТВА ИСПЫТАНИЙ МАТЕМАТИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЁТОМ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ И КОНТРОЛЯ ДАННЫХ НА ИХ ПУСКИ

ANALYSIS OF THE POSSIBILITY OF IMPROVING THE QUALITY OF SOFTWARE TESTING FLIGHT CONTROL LAUNCHERS AND CONTROL DATA ON THEIR LAUNCHES

Аннотация. Статья посвящена исследованию возможности распространения на космические ракетные носители опыта испытаний специального математического и программного обеспечения расчёта полётных заданий и управления полётом баллистических ракет, а также контроля данных на их пуски. Предложения касаются как инструментального, так и методического аппарата проведения испытаний спецматобеспечения и контроля данных на пуски ракет.

Annotation. The article investigates the possibility of extending the cosmic rocketry media experience testing and specialized mathematical software calculation of flight tasks and flight control of ballistic missiles, as well as control data for their launches. The proposals relate to both the instrumental and methodological apparatus of testing and monitoring spetsmatobespecheniya data on missile launches. The most technologically developed countries of the world are analysed.

Ключевые слова. Повышение, качество испытаний, математическое обеспечение управления полётом, ракета-носитель, контроль данных, пуск.

Key words. Improving the quality of testing, software flight control, booster, control data, starting.

Одним из главных практических вопросов баллистического обеспечения пусков ракет-носителей является безусловное выполнение задачи выведения космических аппаратов на требуемые орбиты, что помимо прочего предполагает организацию и проведение качественного контроля как подготовки данных (полётных заданий), так и функционирования системы управления ракеты с этими данными в условиях адекватных реальному полёту. В настоящее время актуальность решения этой задачи существенно повышается, что обусловлено применением ракет-носителей с терминальными методами наведения, реализующих сложные алгоритмы выведения космических аппаратов. В этих условиях ис-

пользуемые в космической отрасли традиционные методы контроля уже не являются в полной мере эффективными. Подтверждением этому служат известные случаи, имевшие место за последнее десятилетие эксплуатации ракетно-космических комплексов «Рокот», «Союз-2», «Зенит», «Днепр», «Протон-М», когда ошибки в спецматематике проявились явно или косвенно. Следовательно, требуется применение принципиально новых подходов, предполагающих совершенствование не только инструментального аппарата для поиска проявлений и локализации ошибок в специальном математическом и программном обеспечении (спецматобеспечении) расчёта полётных заданий и управления полётом ракет, но и раз-

Елисейкин Сергей Александрович – кандидат технических наук, старший научный сотрудник, НИЦ РКС 4 ЦНИИ Минобороны России старший научный сотрудник;

Куреев Виктор Дмитриевич – доктор технических наук, профессор, заместитель начальника комплекса, НИИ Космических систем – филиал ГКНПЦ им. Хруничева, тел. (495)502-83-15;

Подрезов Владимир Александрович – доктор технических наук, старший научный сотрудник, НИЦ РКС 4 ЦНИИ Минобороны России, главный научный сотрудник.

Eliseykin Sergey – Ph.D., senior, Senior Scientist, Central Research Institute of SIC PKC four Russian Defense Ministry, a senior researcher;

Kureev Victor – DST, professor, deputy chief of the complex, Institute of Space Systems - Branch of Khrunichev them. Khrunichev, tel. (495) 502-83-15;

Podrezov Vladimir – DST, Senior, Senior Research Fellow, Research Centre RCM 4 CRI Russian Ministry of Defence.

витие методов и способов использования этого аппарата. Однако, несмотря на некоторую специфику, новыми данными подходы являются лишь для космической отрасли – там, где ракеты с терминальным методом наведения появились раньше и где актуально выполнение задач пусков в условиях оперативного изменения целевой обстановки, разработанная система контроля данных на пуски обеспечивает выявление всех практически возможных в спецматобеспечении ошибок.

В части инструментального аппарата развитие методов контроля данных применения баллистических ракет с терминальным управлением в восьмидесятых годах прошлого века логично привело к разработке технологии, основанной на применении программных комплексов, обеспечивающих расчёт полётных заданий и статистическое моделирование возмущённого движения изделий с полной интерпретацией работы цифрового вычислительного комплекса системы управления. Указанная технология предполагает построение на персональном компьютере точной копии процессора и канала ввода-вывода бортового цифрового вычислительного комплекса, загрузку в него штатного программного обеспечения, моделирование движения с учётом полного комплекса возмущающих факторов (в том числе и детальных моделей внешней среды), оценку точности достижения цели полёта с проверкой выполнения всего комплекса конструктивно-баллистических ограничений. Преимущества этой технологии состоят в обеспечении практически неограниченного объёма статистических испытаний с выявлением практически всех возможных комбинаций воздействия на изделие возмущающих факторов и проверкой соответствующих реакций на них системы управления (применяемое в настоящее время разработчиками ракетных комплексов моделирование движения в реальном времени на аналогово-цифровом комплексе ограничено небольшим числом траекторий: номинальной и условно называемых «предельными»). При этом с детальностью до отдельного бита моделируется прохождение всех команд и информационный обмен между бортовым цифровым вычислительным комплексом и всеми абонентами (исполнительными устройствами).

В сочетании с разработанными методами эффективного поиска ошибок данная технология позволяет не только проверить качество каждого отдельного полётного задания, но и оценить в целом качество спецматобеспечения подготовки данных на пуски и управления полётом в заявленных диапазонах применения. Внедрение этой технологии в практику баллистических расчётов позволило поднять на качественно новый уровень

разработку указанного спецматобеспечения, практически полностью исключить влияние ошибок в нём на реальные пуски. Данная технология является универсальной и применима при испытаниях спецматобеспечения любого ракетного комплекса.

Обеспечение эффективного поиска ошибок основывается на нетрадиционных формализованных подходах к испытаниям и оценке качества (правильности) спецматобеспечения, основанных на исследовании и использовании так называемых специальных характеристических функций, получаемых в результате существенного условного понижения размерности вектора входных данных в математической модели возмущённого полёта ракеты [1].

Переменные состояния динамической системы, характеризующие положение и движение ракеты в пространстве – это параметры движения ракеты: центра масс (\bar{w} , \bar{w} – векторы кажущихся скорости и ускорения) и вокруг центра масс ($\bar{\varphi}$, $\bar{\omega}$, \bar{a} – векторы угловых положений, скорости и ускорения). Они являются функциями начальных данных \bar{u} (параметров точки старта и данных целеуказания), возмущающих факторов и дефектов в испытываемых бортовых программах, которые, будучи априорно неизвестными, можно рассматривать, с точки зрения влияния на значения параметров движения, как один обобщённый дефект. Дефект является ошибкой, если приводит к нарушению ограничений на контролируемые переменные состояния динамической системы (конструктивно-баллистические параметры) \bar{x} , являющиеся функциями параметров движения. Составляющие вектора начальных данных, с точки зрения влияния на значения контролируемых параметров, аналогичны возмущаемым параметрам ракеты и условий внешней среды $\bar{\lambda}$. Поэтому в рамках рассматриваемого подхода к испытаниям спецматобеспечения условно можно считать эти составляющие параметрами модели, имеющими невозмущенные значения \bar{u}_n и значения возмущающих факторов $\Delta\bar{u}$, определяемые, исходя из известных условий применения ракетного комплекса. Следовательно, векторы \bar{u} и $\bar{\lambda}$ можно объединить в единый вектор входных данных: $\bar{\lambda}_c = \{ \bar{u}, \bar{\lambda} \}$, – возмущения в который, исходя из их представления в конструкторской документации, входят аддитивно ($\bar{\lambda}_c = \bar{\lambda}_{c,n} + \Delta\bar{\lambda}_c$). Поскольку провести моделирование полёта с каждым из возможных значений вектора входных данных (число составляющих которого от двух до трёх сотен) практически невозможно, то необходимо существенно уменьшить число этих значений так, чтобы не были искажены результаты испытаний спецматобеспечения и уменьшился по-

требный объём расчётов на ЭВМ до разумных (приемлемых) пределов. Возможность уменьшения числа составляющих исходного вектора входных данных определяется специфическими особенностями спецматобеспечения как объекта испытаний. Анализ схемы функционирования спецматобеспечения в условиях реального полёта ракеты позволил установить его важнейшую особенность: при большом количестве составляющих исходного вектора входных данных, непосредственно в спецматобеспечение они поступают (в спецматобеспечение расчёта полётных заданий после несложных преобразований) в виде параметров движения ракеты: центра масс и вокруг центра масс. Причем энергетикой полёта Q (количеством топлива, необходимого для достижения цели полёта) определяется как собственно движение центра масс, так и программное (требуемое) движение вокруг центра масс. Непосредственно уменьшение числа составляющих исходного вектора входных данных достигается в результате преобразования дифференциальных динамических уравнений движения ракеты:

$$\dot{w} = (\bar{P} + \bar{R}) / m;$$

$$\dot{\bar{\omega}} = \bar{\theta}^{-1} \cdot (\bar{M}^p + \bar{M}^r - \bar{\omega} \times \bar{\theta} \cdot \bar{\omega}),$$

где

$$m, \bar{\theta} - \text{масса и тензор инерции ракеты};$$

$$\bar{P}, \bar{M}^p - \text{реактивные сила и момент};$$

$$\bar{R}, \bar{M}^r - \text{аэродинамические сила и момент}.$$

В результате с учётом преобразования входных данных: $\bar{\lambda}_c = \bar{\lambda}_{c,n} + \Delta\bar{\lambda}_c^* \cdot K$, где $K \in [-1, 1]$, а $\Delta\bar{\lambda}_c^*$ определяется из условия

$$\Delta Q \Big|_{\Delta\bar{\lambda}_c^*} = \max_{\Delta\bar{\lambda}_c^*} \Delta Q(\Delta\bar{\lambda}_c^*);$$

$$\Delta Q(\Delta\bar{\lambda}_c^*) = \left| Q(\bar{\lambda}_{c,n} + \Delta\bar{\lambda}_c^*) - Q(\bar{\lambda}_{c,n}) \right|$$

получим

$$\dot{w} = \dot{w}_n + \Delta\dot{w}(\Delta\bar{\lambda}_c^* \cdot K);$$

$$\dot{\bar{\omega}} = \dot{\bar{\omega}}_n + \Delta\dot{\bar{\omega}}(\Delta\bar{\lambda}_c^* \cdot K),$$

где

$$\Delta\dot{w}_l = \frac{m_n \cdot (|\Delta P_l|_{\max} \cdot K + |\Delta R_l|_{\max} \cdot K)}{m_n \cdot (m_n - \Delta m_{\max} \cdot K)} +$$

$$+ \frac{(P_{n,l} + R_{n,l}) \cdot \Delta m_{\max} \cdot K}{m_n \cdot (m_n - \Delta m_{\max} \cdot K)} + \Delta\dot{w}_{u,l}(\Delta\bar{u}^* \cdot K);$$

$$\Delta\dot{\omega}_l = \Delta f_{\omega,l}(\theta_{n,l,x}; \theta_{n,l,y}; \theta_{n,l,z}; |\Delta\theta_{l,x}|_{\max} \cdot K;$$

$$|\Delta\theta_{l,y}|_{\max} \cdot K; |\Delta\theta_{l,z}|_{\max} \cdot K; M_{u,l}^p;$$

$$|\Delta M_l^p|_{\max} \cdot K, M_{u,l}^r; |\Delta M_l^r|_{\max} \cdot K) + \Delta\dot{\omega}_{u,l}(\Delta\bar{u}^* \cdot K);$$

$$l = \{x, y, z\}.$$

Суть этого преобразования состоит в том, что каждому значению вектора входных данных соответствует одно значение условного входного параметра, но каж-

дому значению этого параметра соответствует не менее одного значения вектора входных данных. Таким преобразованием многомерная область возможных значений вектора входных данных сводится к отрезку числовой прямой. Всевозможные сочетания значений составляющих вектора входных данных, приводящие к одним и тем же значениям параметров движения ракеты, определяют некоторую подобласть всей области входных данных. Чтобы при испытаниях спецматобеспечения охватить все возможные значения параметров движения, а значит и контролируемых параметров, необходимо задать по одному значению вектора входных данных из каждой такой подобласти, что и реализуется путём установленного (достаточно простого – пропорционального) соответствия значений составляющих вектора входных данных значениям условного входного параметра.

Таким образом, удаётся преодолеть главное препятствие, вынуждающее применять вероятностные методы при оценке правильности спецматобеспечения, – практическую бесконечность числа вариантов задания вектора входных величин. Возникающие затем задачи: анализа результатов расчётов, их связи со структурой объекта испытаний (в том числе со степенью охвата элементов структуры программ, проявлением дефектов) и другие, – вполне разрешимы.

Получаемые в результате специальные характеристические функции представляют собой зависимости значений контролируемых переменных состояния рассматриваемой динамической системы (ракеты в условиях реального полёта) от значений условного входного параметра и обладают следующими основными свойствами и особенностями:

- отражают структурные особенности испытываемого спецматобеспечения применительно ко всей области возможных значений вектора входных данных (характеристик точки старта, параметров целеуказания и возмущающих факторов объекта управления и условий внешней среды);
- имеют тенденцию монотонного изменения их осредненных значений при отсутствии дефектов в спецматобеспечении и, следовательно, позволяют определить эталонные значения контролируемых параметров ещё до начала его испытаний;
- однозначно соответствуют испытываемому спецматобеспечению вне зависимости от способа формирования значений входных данных в процессе его испытаний и могут быть получены путём преобразования результатов любого (в том числе стохастического) тестирования.

Графики, иллюстрирующие указанные функции на рис.1, построены по результатам 2050 моделирований полёта ракеты при стохастическом формировании значений входных данных: начальных данных (характеристик точки старта и параметров целеуказания) и возмущающих факторов.

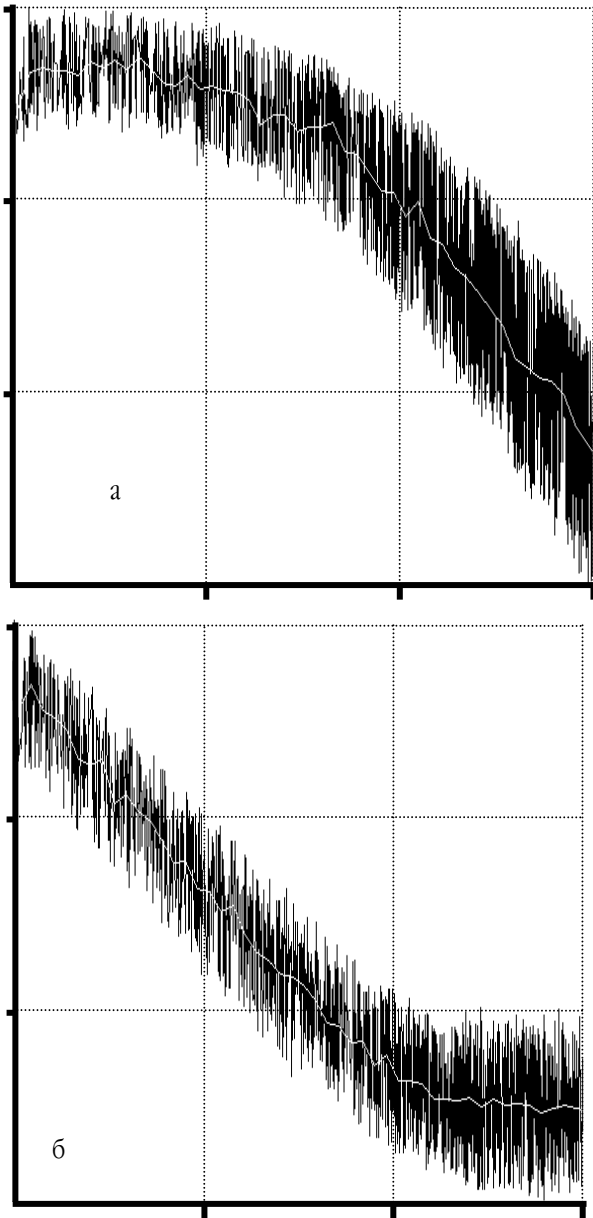


Рис.1. Иллюстрация специальных характеристических функций (по оси абсцисс – значения условного входного параметра $K \in [-1, 1]$; по оси ординат – значения параметров, контролируемых в процессе моделирования полёта ракеты):

- а – высота сброса головного обтекателя;
- б – минимальное значение угла тангажа

Критерии, разработанные на основе специальных характеристических функций, позволяют фиксировать признаки возможности наличия ошибок в спецматобеспечении, а соответствующий алгоритм поиска проявлений ошибок позволяет с помощью известного метода по-

ловинного деления при ограниченном объёме расчётов охватить тестами всю преобразованную область входных данных. Их эффективность подтверждена с помощью математической формализации представления возможных ошибок в элементах структуры спецматобеспечения и полученных математических соотношений. Алгоритм определения величины коррекции ограничений на контролируемые параметры, используемой при учёте неадекватности математической модели полёта ракеты в процессе испытаний спецматобеспечения, включает:

- оценку степени максимально возможного влияния на энергетику полёта не учитываемых в модели факторов;
- сопоставление этой оценки с величиной интервала изменения значений каждой специальной характеристической функции;
- учёт всей имеющейся (полезной) информации о реальном полёте ракеты.

Кроме того, аналитические зависимости, определяющие показатели качества спецматобеспечения: интегральный, точечный, интервальный, – и алгоритм свертки этих показателей при сравнении двух спецматобеспечений в один обобщённый безразмерный показатель позволяют однозначно определить более предпочтительное спецматобеспечение, что принципиально важно, но ранее не представлялось возможным.

Таким образом, имеется полностью формализованная, проверенная на практике методическая схема решения проблемы повышения надёжности функционирования для любого комплекса программ, в том числе любого типа ракет, содержащая: проверку наличия у комплекса программ необходимых особенностей – вычислительный тип и функционирование в составе автоматической системы управления динамическим процессом; проверку наличия исходных, начальных и других данных; проверку возможности и преобразование вектора входных данных к одному или нескольким условным входным параметрам; получение и проверку наличия тенденции монотонности изменения осреднённых значений специальных характеристических функций; коррекцию ограничений на контролируемые параметры при наличии необходимых данных о функционировании реальной системы; поиск проявлений ошибок в комплексе программ и определение соответствующих значений вектора входных данных; получение детерминированных оценок правильности и точности комплекса программ, учитывающих присущие ему характерные особенности. Соответствующий этой схеме методический аппарат позволяет:

- обнаруживать проявления практически возможных ошибок в спецматобеспечении, определяемых од-

нозначно, исходя из анализа структуры спецматобеспечения и их возможного влияния на значения контролируемых параметров, и, следовательно, повышать уверенность в его надёжности;

- обоснованно задавать требования на разработку спецматобеспечения, эффективно контролировать их выполнение и объективно сравнивать качество спецматобеспечений (в смысле их правильности);
- получать корректные оценки точности определения значений контролируемых параметров любых моделирующих программ, а также оценки влияния на точность различных факторов, оказывающих воздействие на траекторию моделируемого полёта ракеты.

Эта система контроля данных на пуски баллистических ракет была создана и успешно применяется. Поэтому представляется целесообразным рассмотреть вопрос об использовании соответствующей технологии в космической отрасли – масштабной, перспективной сфере деятельности государства, где могло бы быть обеспечено их качественное совершенствование и дальнейшее развитие.

Необходимо также отметить, что имеющееся в ряде случаев наличие на ракете-носителе и отдельно на разгонном блоке своих систем управления (разных разработчиков) только повышает актуальность детального сквозного контроля данных на пуски.

Предлагаемая технология контроля данных на пуски ракет позволяет также «попутно» на самом высоком реально достижимом уровне точности и адекватности оперативно решать практически все известные задачи баллистического обеспечения пусков, в том числе деталь-

но прогнозировать районы падения отделяющихся частей ракет-носителей с учётом местных сезонных метеоусловий, включая оперативную метеоинформацию [2], и точно рассчитывать границы аварийных зон трасс пусков [3].

Проиллюстрируем это на примере решения последней из указанных задач. Выполненный анализ используемых в настоящее время в ракетно-космической отрасли способов определения аварийных зон трасс пусков показал, что все они носят субъективный характер и являются по существу достаточно приближёнными. А это не может быть приемлемым ни с точки зрения обеспечения безопасности пусков, ни с точки зрения минимизации затрат на их подготовку и явно не соответствует возможностям современной вычислительной техники.

Статистические характеристики района падения каждого «аварийного изделия» (математические ожидания и средние квадратические отклонения), определяемые при заданной дискретности времени выключения двигательной установки на активном участке траектории, в каждом конкретном случае должны и могут быть получены с помощью рассматриваемого программного комплекса контроля данных на пуски по результатам порядка тысячи моделирований возмущённого полёта ракеты с использованием детальных моделей внешней среды. Результатом определения аварийной зоны трассы будет являться последовательность рассчитанных эллипсов – районов падения «аварийного изделия», соответствующих каждому моменту времени «принудительного» выключения двигательной установки.

На рис. 2 представлена иллюстрация границ аварийных зон применительно к пуску одной из существую-

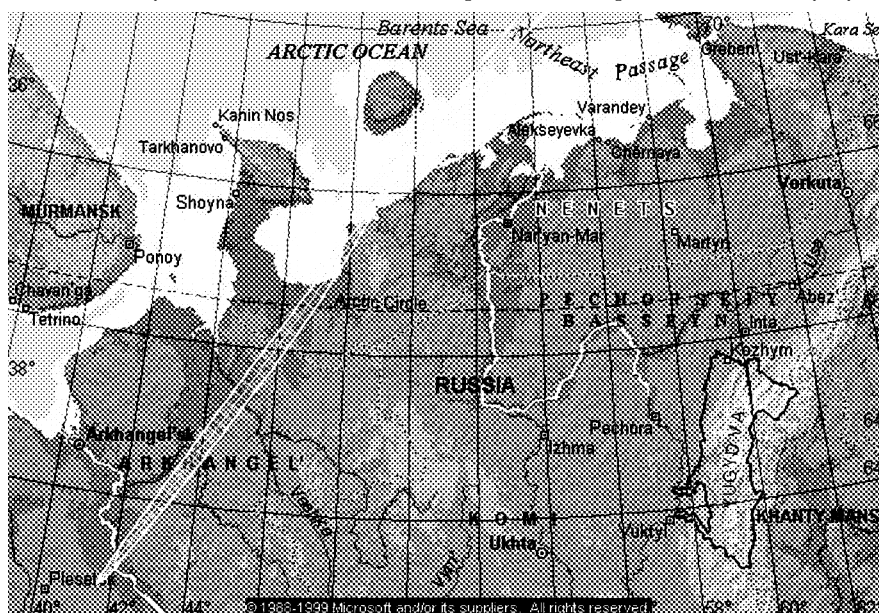


Рис. 2. Иллюстрация границ аварийных зон, определённых с помощью различных методов

щих баллистических ракет с терминальным методом наведения с космодрома Плесецк, определённых как с помощью программного комплекса моделирования возмущённого движения изделий, так и принятым в настоящее

время одним из приближённых методов. Как следует из этой иллюстрации, использование приближённых технологий может приводить к существенной погрешности определения границ аварийной зоны.

Литература

- 1. Подрезов В.А. Методы испытаний специального математического и программного обеспечения расчёта полётных заданий и управления полётом ракет / диссертация на соискание ученой степени доктора технических наук. – 4 ЦНИИ, 2002. – 397 с.*
- 2. Дзуреченский А.И., Елисейкин С.А., Подрезов В.А., Полуаришинов А.М. Технология прогнозирования точек падения отделяющихся частей ракет-носителей на основе оперативной информации / материалы научно-технической конференции «Проблемные вопросы открытия и эксплуатации трасс запусков космических аппаратов, баллистического и метеорологического обеспечения пусков ракет-носителей». – ФГУП «ЦЭНКИ», 2010, – с. 53.*
- 3. Елисейкин С.А., Подрезов В.А. Предложения по методам определения аварийных трасс пусков ракет-носителей / материалы научно-технической конференции «Проблемные вопросы открытия и эксплуатации трасс запусков космических аппаратов, баллистического и метеорологического обеспечения пусков ракет-носителей». – ФГУП «ЦЭНКИ», 2010, – с. 37.*

Материал поступил в редакцию 20. 01. 2012 г.