

ЭКОЛОГИЧЕСКИЕ ПРОБЛЕМЫ ЭКСПЛУАТАЦИИ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

В.В. Родченко, А.Г. Галеев, П.В. Пичужкин, А.В. Палешкин, Е.В. Гусев

ФГБОУ ВПО Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет)
Россия 125993, Москва, ГСП-3, А-80, Волоколамское ш., д. 4
тел.: (8-499) 158-91-36; e-mail: mai@mai.ru

doi: 10.15518/isjaee.2015.07.008

Заключение совета рецензентов: 07.04.15 Заключение совета экспертов: 15.04.15 Принято к публикации: 24.04.15

В статье рассмотрены основные экологические проблемы эксплуатации ракетно-космических систем в процессе проведения наземных и летных испытаний, выявлены основные воздействующие факторы, влияющие на окружающую природную среду в зоне расположения испытательных и стартовых комплексов. Предложены способы улучшения экологической обстановки при эксплуатации ракет-носителей и пути снижения вероятности аварийного исхода испытаний с нештатными ситуациями, а также рассмотрена оценка рассеивания опасных фрагментов, веществ, например предельно-допустимых концентраций токсичных выбросов в зонах падения отработавших ступеней ракет-носителей, что должно привести к уменьшению механического и химического загрязнения окружающей среды при эксплуатации ракетно-космической системы.

Ключевые слова: ракетно-космическая система, ракета-носитель, разгонные блоки, испытательный и стартовый комплексы, окружающая природная среда.

ENVIRONMENTAL PROBLEMS OF ROCKET AND SPACE SYSTEMS OPERATION

Vladimir Rodchenko, Aivengo Galeev, Pavel Pichuzhkin, Andrey Paleshkin, Evgeniy Gusev

Moscow Aviation Institute (National Research University)
4 Volokolamskoe Drive, GSP-3, A-80, Moscow, 125993 Russian Federation
ph.: (8-499) 195-91-36; e-mail: mai@mai.ru

Referred 07 April 2015 Received in revised form 15 April 2015 Accepted 24 April 2015

The article describes the major environmental problems of rocket-space systems exploitation in the course of ground and flight testing, identifies the main influencing factors that affect the environment in the area of testing and launch facilities. Moreover the article suggests the ways of improving the ecological situation in the launch vehicles operation and ways to reduce the likelihood of accidental outcome of tests emergency situations; as well as evaluation of the dispersion of considered dangerous fragments, substances such as maximum permissible concentration of toxic emissions in the areas of exhaust stages falling of launch vehicles, which should lead to a reduction in mechanical and chemical pollution of the environment in the space-rocket systems operation.

Keywords: rocket-space system, test and launch complexes, launch vehicle, environment.





*Родченко Владимир
Викторович
Vladimir Rodchenko*

Сведения об авторе: д-р техн. наук, профессор, почетный работник Высшей школы, действительный член Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, заместитель заведующего кафедрой «Управление эксплуатацией ракетно-космических систем» Московского авиационного института (национального исследовательского университета); научно-педагогический стаж более 40 лет.

Был руководителем и участвовал в выполнении ряда хозяйственных работ по заказам промышленности, в том числе по программам: «Энергия-Буран», «Магистраль», «Синева» и др.

Образование: Московский авиационный институт.

Область научных интересов: теория и практика создания реактивных устройств, способных двигаться в грунтах с высокими скоростями; отработка сложных технических систем.

Публикации: более 180, в том числе 7 монографий, 9 учебных пособий, 4 авторских свидетельства и патента на изобретения.

About the author: DSc (engineering), Professor, Honorary Worker of Higher School, member of the K.E. Tsiolkovsky Russian Academy of Cosmonautics, the Deputy Head of the department "Management of operation of rocket and space systems" of Moscow Aviation Institute (National Research University); scientific and pedagogical experience more than 40 years. He was a leader and participated in the implementation of a number of contractual works on the orders of the industry, including the following programs: "Energia-Buran", "Highway", "The blue", etc.

Education: Moscow Aviation Institute.

Research area: Theory and practice of jet devices that can move in the ground at high speeds; testing of complex technical systems.

Publications: more than 180, including 7 monographs, 9 textbooks, 4 patents for inventions.



*Галеев Айвенго
Гадыевич
Aivengo Galeev*

Сведения об авторе: д-р техн. наук, профессор, лауреат премии Совета Министров СССР в области науки и техники, действительный член Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, главный научный сотрудник ФКП "НИЦ РКП", профессор кафедры «Управление эксплуатацией ракетно-космических систем» Московского авиационного института (национального исследовательского университета); научно-педагогический стаж 40 лет.

Участвовал в отработке ряда систем по ракетно-космическим программам «Космос-1», «Космос-3», «Н1Л3», «Энергия-Буран», «GSLV», «Ангара» и др.

Образование: Казанский авиационный институт.

Область научных интересов: теория и практика наземных испытаний ракетных двигателей и двигательных установок, гидро- и газодинамика процессов в энергоустановках, исследования в области водородной технологии.

Публикации: более 180, в том числе 6 монографий, 6 учебных пособий, 44 авторских свидетельства и патента на изобретения.

About the author: DSc (engineering), Professor, Laureate of USSR Council of Ministers in the field of science and technology, member of the K.E. Tsiolkovsky Russian Academy of Cosmonautics, Chief Researcher of the PCF "SIC RSI", professor of "Management of operation of rocket and space systems" of Moscow Aviation Institute (National Research University); scientific and pedagogical experience of 40 years. He participated in working out a number of systems for missile and space programs "Space-1", "Space-3", "N1L3", "Energia-Buran", "GSLV", "Angara" and others.

Education: Kazan Aviation Institute.

Research area: theory and practice ground tests of rocket engines and moving-enforcement units, hydro and gas dynamics processes in power plants, research in the field of water-native technology.

Publications: more than 180, including 6 monographs, Nephi, 6 textbooks, 44 patents for inventions.



*Пичужкин Павел
Викторович
Pavel Pichuzhkin*

Сведения об авторе: старший преподаватель кафедры «Управление эксплуатацией ракетно-космических систем» Московского авиационного института (национального исследовательского университета); научно-педагогический стаж 9 лет.

Образование: Московский авиационный институт.

Область научных интересов: экспериментальная отработка сложных технических систем, управление эксплуатацией ракетно-космической техники, экология космических средств.

Публикации: 20.

About the author: Senior Lecturer in "Management of operation of rocket and space systems" Moscow Aviation Institute (National Research University); scientific and pedagogical experience of 9 years.

Education: Moscow Aviation Institute.

Research area: experimental development of complex technical systems, control the operation of rocket and space technology, the environment of space vehicles.

Published: 20.



Палешкин Андрей
Вячеславович
Andrey Paleshkin

Сведения об авторе: канд. техн. наук, старший преподаватель кафедры «Управление эксплуатацией ракетно-космических систем» Московского авиационного института (национального исследовательского университета); научно-педагогический стаж 9 лет.

Образование: Московский авиационный институт.

Область научных интересов: экспериментальная отработка сложных технических систем, управление эксплуатацией ракетно-космической техники, надежность и техническая диагностика сложных технических систем.

Публикации: 40.

About the author: PhD, Senior Lecturer in "Management of operation of rocket and space systems" of Moscow Aviation Institute (National Research University); scientific and pedagogical experience of 9 years.

Education: Moscow Aviation Institute.

Research area: experimental development of complex technical systems, control the operation of rocket and space technology, reliability and technical diagnostics of complex technical systems.

Published: 40.



Гусев Евгений
Владимирович
Evgeniy Gusev

Сведения об авторе: старший преподаватель кафедры «Управление эксплуатацией ракетно-космических систем» Московского авиационного института (национального исследовательского университета); научно-педагогический стаж 9 лет.

Образование: Московский авиационный институт.

Область научных интересов: экспериментальная отработка сложных технических систем, управление эксплуатацией ракетно-космической техники, надежность и техническая диагностика сложных технических систем

Публикации: 40.

About the author: Senior Lecturer in "Management of operation of rocket and space systems" of Moscow Aviation Institute (National Research University); scientific and pedagogical experience of 9 years.

Education: Moscow Aviation Institute.

Research area: experimental development of complex technical systems, control the operation of rocket and space technology, reliability and technical diagnostics of complex technical systems.

Published: 40.

Введение

Современные и перспективные ракетно-космические системы, обладая значительной массой, высокой энергетикой и имея в большинстве случаев значительные запасы токсичных компонентов ракетного топлива (КРТ), относящихся к первому и второму классам опасности, таких как несимметричный диметилгидразин (НДМГ), гидразин, азотный тетраоксид (АТ) и др., могут интенсивно загрязнять приземную атмосферу, создавать реальную угрозу для населения и окружающей природной среды (ОПС), особенно в районах запуска на космодромах, районах падения ступеней ракет-носителей (РН) по трассе полета, а также при авариях на ИК и СК, ликвидации и утилизации ракет.

Элементы, отделяющиеся от ракет-носителей, различаются по массе, конфигурации и кинематическим параметрам в момент отделения – удаленности от точки старта, высоте, углу наклона траектории к земной поверхности.

Поскольку условия полета РКС при каждом пуске могут быть разными: меняется тип траектории выведения, масса и параметры движения ступеней в момент отделения (в первую очередь из-за выработки различного количества топлива в зависимости от

задания и условий полета на активном участке), условия полета и характер движения после отделения (состояние атмосферы: плотность, ветер и др.), – все это в совокупности может приводить к значительному рассеиванию отделяющихся частей и их фрагментов (в случае разрушения, особенно при возникновении аварийной ситуации).

В районе космодромов на расстояниях от точки старта до 800 км при двухступенчатом выведении и до 2 500 км при трехступенчатом выведении образуются «пятна» площадью 1500–5000 км², усеянные точками падения.

В настоящее время эта проблема приобретает особую остроту там, где траектории полета РН проходят над территориями континентальной суши, так как в этих случаях зоны падения должны отчуждаться от хозяйственной и другой деятельности населения. Это наносит существенный ущерб природному ландшафту, фауне и флоре.

Под **экологичностью** РКС понимается их свойство сохранять качество окружающей природной среды (ОПС) в установленных пределах в процессе их наземной и летной эксплуатации, а также по окончании эксплуатации.

Объектами окружающей природной среды, на которые оказывают неблагоприятное воздействие РКС, являются: атмосфера, литосфера, гидросфера, окру-



жающее космическое пространство и физические поля Земли.

Атмосферой называется газовая оболочка Земли, которая вращается вместе с нею как единое целое. По составу воздуха атмосфера состоит из гомосферы (высота до 90–100 км) и гетеросферы (высота свыше 100 км).

В гомосфере в результате перемешивания относительный состав воздуха по объему постоянен, а именно: азот – 78,08 %; кислород – 20,95 %; другие инертные газы – 0,94 %; и случайные примеси. В гетеросфере над перемешиванием преобладают процессы диффузии газов, и увеличивается процентное содержание легких газов.

В пределах гомосферы находится озоносфера – слой атмосферы с повышенным содержанием озона, простирающийся от 10 км до 70–100 км над Землей. Концентрация молекул озона в озоносфере примерно в 10 раз выше его концентрации у поверхности Земли. Максимальная концентрация приходится на высоту 20–25 км. Существующей озоносферы достаточно для поглощения жесткого ультрафиолетового излучения Солнца, она таким образом обеспечивает защиту клеток живых организмов на Земле.

В верхней части гомосферы и нижней части гетеросферы (на высоте 60–1 000 км) располагается ионосфера, для которой характерно повышенное содержание свободных электронов и ионов с максимумом на высоте 300 км.

Литосфера или земная кора, простирающаяся на глубину 30–75 км под континентами и на 5–10 км под океанами, представляет твердую оболочку Земли.

Воды Мирового океана совместно с водами суши, которые находятся в реках, озерах, болотах, образуют ледники, снежный покров, морские льды, пропитывают до известной глубины почвы и горные породы, – формируют водную оболочку или гидросферу.

К физическим полям Земли, на которые может оказывать неблагоприятное воздействие функционирование РКС, относятся магнитное и электрическое.

На рис. 1 приведены основные виды воздействий (загрязнений) от применения РКС в процессе наземной и летной эксплуатации. При этом они сгруппированы по объектам ОПС, на которые оказывается влияние.

В результате применения РКС источниками воздействий на объекты ОПС являются:

- продукты сгорания КРТ;
- продукты окисления и разложения КРТ;
- агрегаты и системы РКС (двигательная установка РН, РБ и КА, наземные и бортовые радиотехнические комплексы);
- отделяющиеся части (ОЧ) ракет-носителей; КА, завершившие активное существование.

Рассмотрим основные виды воздействий (загрязнений) ОПС со стороны РКС на различных этапах эксплуатации.



Рис. 1. Основные виды воздействий (загрязнений) от применения РКС
Fig. 1. The main types of impacts (pollution) from the RSC application

Подготовка к пуску и пуск РКС

Химическое загрязнение почвы имеет место при авариях в процессе хранения и транспортирования КРТ, проливах КРТ при заправке РКС. Химическое загрязнение приземного атмосферного воздуха токсичными продуктами происходит в результате выбросов газообразных фаз КРТ при заправке РН, продуктов их сгорания при работе двигательной установки (ДУ) первых степеней, рабочих тел систем терморегулирования и пожаротушения СК [1].

В процессе заправки КРТ РН «Космос-3М» и «Циклон» имеет место выпуск паров через дренажно-предохранительные клапаны (ДПК) или дренажные отверстия в атмосферу. В штатном режиме подготовки к пуску через дренажные коммуникации выбрасывается до 25 кг НДМГ и до 50 кг АТ и до 50 кг АК-27И.

Для того чтобы исключить попадание паров КРТ в атмосферу при заправке РН «Протон-К» и «Рокот», в системы заправки СК введены системы дожигания и нейтрализации паров КРТ, апробированные на испытательных комплексах и представленные на рис. 2 [2].

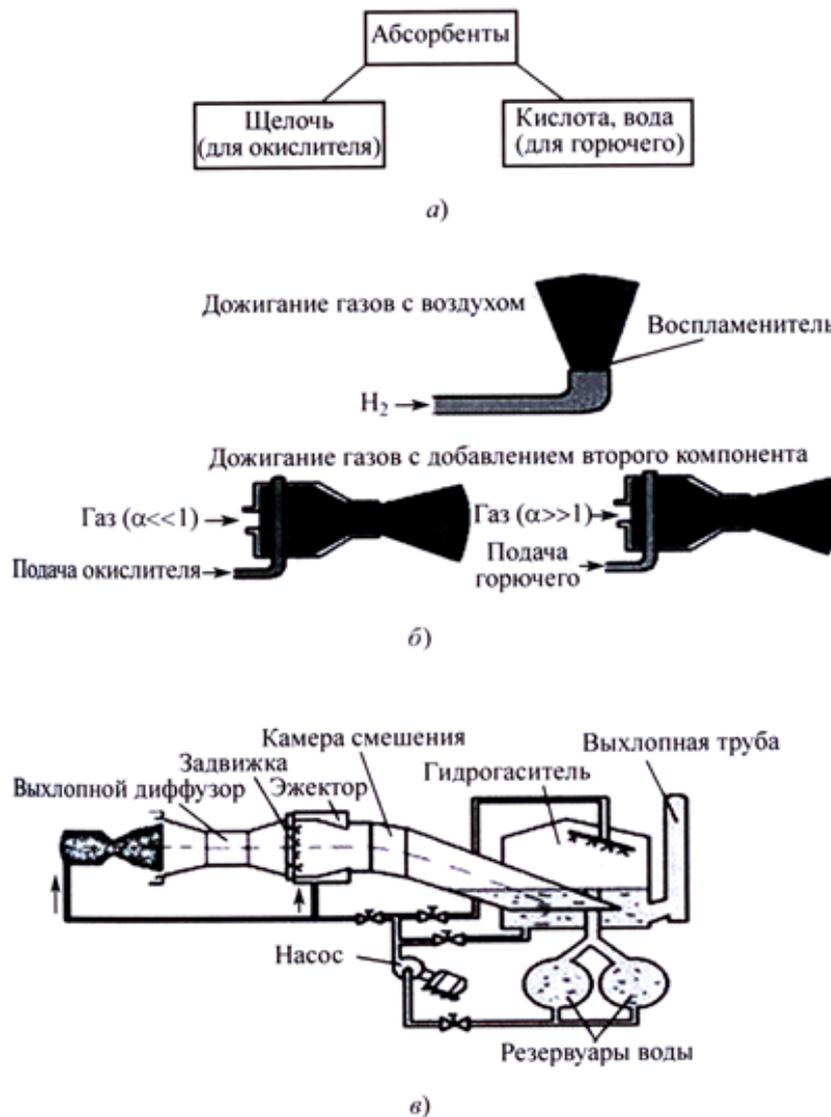


Рис. 2. Системы нейтрализации и дожигания проливов и выбросов КРТ:

а – с использованием абсорбционного метода; б – с использованием термического метода; в – с отводом продуктов сгорания в процессе запуска и огневого испытания на стенде ИК

Fig. 2. Neutralization systems and post combustion spills and releases of CRF:

A – using the absorption method; b – heat method; c – in with the tap of products of combustion during start-up and test firing at the booth IR



Облака продуктов сгорания КРТ – дренажные выбросы – могут подниматься на высоту до нескольких километров и распространяться на значительные расстояния по направлению ветра. Следы токсичных веществ с концентрацией, превышающей предельно допустимое значение, могут фиксироваться на расстоянии нескольких десятков километров от места старта [1].

На рис. 3 схематично представлена картина образования стартовых клубов продуктов сгорания в процессе запуска РН на СК с истечением газов из ракетных двигателей через три газохода газоотражательного устройства СК (при нахождении РН на СК до команды КП – контакт подъема, – соответствующей набору 90 % тяги двигателями 1-й ступени РН).

Рассмотрим влияние химического загрязнения от различных КРТ на объекты ОПС.

Эффекты загрязнения почвы углеводородным горючим типа керосин заключаются в изменении раз-

мера популяции и биомассы почвенной микрофлоры. Керосин способен длительное время сохраняться в почве, являясь источником последующего загрязнения подземных водоносных слоев и открытых водоемов, а также вторичного загрязнения атмосферы. Углеводородное топливо очень долго сохраняется в почве и воде, практически не разрушается биохимическим путем и, несмотря на малую токсичность, неблагоприятно влияет на санитарное состояние объектов природы. Загрязнение рек и озер керосином крайне пагубно отражается на рыбном хозяйстве.

Ввиду применения на РН «Протон» двигателей, выполненных по схеме с дожиганием генераторного окислительного газа, его запуск производится с опережением подачи окислителя, что вызывает при старте РН с СК выбросы паров азотной кислоты (АК) и азотного тetroксида (АТ), которые частично дожигаются в истекающей струе ракетных двигателей с избыточным содержанием горючего [2, 3].

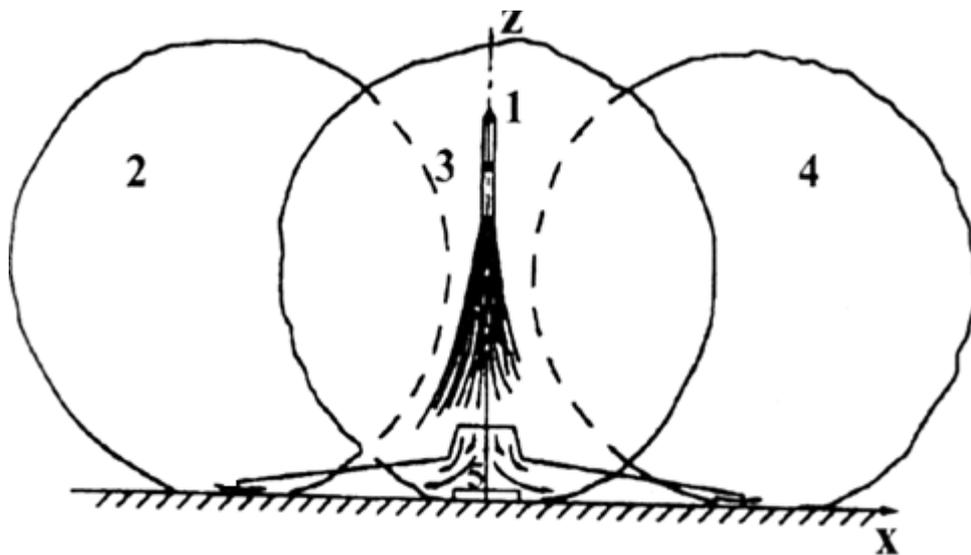


Рис. 3. Схема формирования клубов продуктов сгорания КРТ при старте РН:
1 – ракета-носитель; 2, 3, 4 – стартовые клубы факела; 5 – газоотражатель с тремя газоходами
Fig. 3. Diagram of formation of the combustion product clouds of rocket propellant components (RPC):
1 – launch vehicle; 2,3,4 – starting clouds of torch; 5 – duct deflector with three flues

Проливы и выбросы АК и АТ приводят к поражению растительности, отрицательно влияют на микрофлору почвы. Насыщенная АК и АТ почва и вода являются источником повышенного содержания солей азотной кислоты (нитратов в сельскохозяйственной продукции). В больших количествах нитраты могут оказывать различные нарушения функционального состояния организма человека и животных вплоть до тяжелых отравлений.

Функционирование двигателей в ДУ ступеней РКС на маршевом режиме происходит с некоторым избытком горючего, соответствующим получению максимального удельного импульса тяги используемых ракетных двигателей, и сопровождается боль-

шим тепловыделением и догоранием продуктов сгорания с кислородом воздуха, что приводит к *тепловому загрязнению* атмосферы [1, 2]. Расчеты показывают, что при пуске РН типа «Космос-3М» в течение 300–350 с выделяется энергия, равная $4,2 \cdot 10^9$ Дж. Такого количества тепла достаточно, чтобы нагреть на 10 °С воздух в полусфере радиусом 250 м с центром в месте старта.

В продуктах сгорания КРТ типа керосин/жидкий кислород содержится углекислый газ, препятствующий рассеиванию в космическом пространстве собственного излучения земли, т.е. способствующий созданию парникового эффекта. Расчеты показыва-



ют, что при пуске РН типа «Союз-У» в атмосферу выбрасывается ~ 190 тонн углекислого газа.

Работа ДУ РН сопровождается также **акустическим воздействием**. Уровень шума при пуске РКС достигает 160–180 дБ, что по воздействию сравнимо с шумовым оружием. При таких уровнях акустического воздействия в районе старта могут гибнуть птицы и животные.

Таким образом, за счет внедрения на СК РН «Протон» систем нейтрализации и дожигания дренажных выбросов с применением абсорбционных и термических методов (см. рис. 2а и 2б) практически исключено вредное экологическое влияние на ОПС в районе космодрома.

Полет РКС

После старта траектория РКС проходит в плотных слоях атмосферы. Работа ДУ приводит к её **химическому загрязнению**, причем степень загрязнения зависит от массы РКС, состава КРТ, количества пусков, способа выведения КА на опорную орбиту и т.д. При этом необходимо также учитывать физико-химические процессы, протекающие в атмосфере. Установлено, что полет ракет тяжелого класса на высоте выше 20 км в стратосфере и даже выше 60 км в мезосфере может привести к тяжелым последствиям, вызванным выбросами паров воды и окиси азота. Чувствительность атмосферы возрастает с уменьшением ее давления.

Отрицательное воздействие пусков РКС на атмосферу может проявляться также в разрушении озоносферы (озонового слоя). Малое содержание озона и его химическая активность делают озоновый слой областью атмосферы, наиболее подверженной воздействию антропогенных факторов. Одним из аспектов антропогенного воздействия на озоновый слой является эксплуатация РКС. Повышенный интерес именно к этому фактору объясняется тем, что значительная часть озонактивных веществ, образующихся в результате работы ДУ, выбрасывается непосредственно в озоновом слое.

Характер разрушения озонового слоя при работе жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) и ракетного двигателя твердого топлива (РДТТ) различен. Разрушение озонового слоя в процессе работы ЖРД происходит в основном за счет каталитических реакций разложения озона под действием окислов азота, содержащихся в следе движения РКС. Окислы азота образуются как в результате сгорания КРТ, так и при воздействии высокотемпературного факела ЖРД на атмосферный воздух, причем для ЖРД на высококипящих компонентах основной является первая схема образования окислов азота, а для ЖРД на низкокипящих – вторая.

При пуске РКС с РДТТ в атмосферу наряду с окислами азота выбрасываются озоноразрушающие частицы окиси алюминия и соединения хлора (в основном хлороводород). Частицы окиси алюминия

инициируют так называемый аэрозольный цикл разрушения атмосферного озона (процесс гибели молекул озона на поверхности аэрозольных частиц). Хлороводород, который сам непосредственно не взаимодействует с озоном, находится в атмосфере длительное время (месяцы и годы), постепенно разлагаясь под действием ультрафиолетового (УФ) излучения Солнца и образуя каталитически активные для озона формы (хлор и окись хлора). Таким образом, разрушение озонового слоя имеет место как непосредственно во время пуска РКС (образование озоновой дыры), так и спустя продолжительное время после него.

Сравнительный анализ воздействия РН «Космос-3М», «Союз» и «Зенит» с ЖРД и РН с РДТТ, применяемых в качестве ускорителей на РН «Титан-34» и МКТС «Спейс-Шаттл», показал, что РН с ЖРД в 4–5 раз меньше уничтожают озон на единицу массы полезного груза [1].

При достижении РКС достаточно большой высоты (300–400 км) в результате взаимодействия продуктов сгорания ДУ с ионосферной плазмой в ионосфере образуются зоны с пониженным содержанием электронов, так называемые ионосферные дыры.

Так, при пусках мощных РН «Сатурн-5» и «Центавр» площади ионосферных дыр со снижением в два раза концентрации электронов достигали 1–3 млн км² при нескольких часах существования. Отечественные мощные РН «Энергия» и «Протон» имеют активные участки полета до 200 км, поэтому при их запусках образование ионосферных дыр менее вероятно.

Пространственно-временные характеристики ионосферной дыры и степень истощения ионосферы в ней зависят от вида топлива, траектории полета ракеты, геофизических условий во время пуска.

Ионосферные дыры проявляются в виде различных оптических эффектов (свечение атмосферы). Так как ионосфера обладает способностью многократного отражения радиоволн, что используется в обеспечении дальней связи на Земле, то ионосферные дыры могут ухудшать качество радиосвязи. Кроме того, ионосферные дыры приводят к увеличению радиационных потоков в районе старта РКС [1].

Работа ДУ разгонных блоков (РБ) может привести к образованию не только ионосферных дыр, но и так называемых триггерных эффектов в магнитосфере, т. е. к нарушению динамического равновесия волн и частиц этой неустойчивой среды.

Следует отметить, что влияние пусков РН и полетов РБ на ионосферу остаются еще до конца не изученными.

В процессе полета РКС ее ступени, части ступеней (блоки, подвесные баки), некоторые конструктивные элементы, например, хвостовой отсек и головной обтекатель, после выполнения своих функций отделяются и падают на поверхность Земли в определенные районы. Эти районы, называемые районами падения (РП), располагаются вдоль трассы



полета. Расстояние районов падения отделяющихся частей от места пуска зависит от соотношения масс ступеней, тяги и времени работы ДУ, характера траектории полета и ряда других факторов [1].

Некоторые РП исключены из хозяйственной деятельности (примерно 4 млн га), а в остальных районах (общей площадью около 29 млн га, из них на территории морей ~ 9 млн га) сельскохозяйственные, геологические, нефтедобывающие и лесозаготовительные работы, а также судоходство и рыбный промысел прекращаются только на время пусков РКС.

В районах падения отделяемых частей (ОЧ) РКС, запускаемых с отечественных космодромов, накоп-

лено 85–100 тыс. т. металлических фрагментов, что создает **механическое загрязнение** поверхности Земли, а также акваторий морей, озер и рек. На месте падения ОЧ возникает **эрозия почвы**, что проявляется в образовании воронок в результате взрыва остатков КРТ в баках ОЧ. Продукты сгорания при взрыве выбрасываются в атмосферу и могут вызывать её химическое и тепловое загрязнение. Непрореагировавшие остатки КРТ вносят основной вклад в химическое загрязнение почвы. Масса остатков КРТ в баках отработавших ступеней зависит от типа РКС и для отечественных РН составляет сотни килограммов (табл. 1).

Масса остатков КРТ в баках отработавших ступеней РН

Таблица 1

Table 1

Weight of CRF residues in the exhaust stages LV tanks

Наименование РН	КРТ	Количество остатков в баке при выключении двигателя	
		1 ступень	2 ступень
Космос-ЗМ	АК-27И НДМГ	1 364 667	
Циклон-3	АТ НДМГ	1 392 616	318 215
Циклон-2	АТ НДМГ	1 600 776	
Протон-К	АТ НДМГ	3 888 3 125	1599 1003
Протон-М	АТ НДМГ	361 151	747 517
Союз Молния	Керосин Т-1	1 200	450
	Кислород	2 300	1 100
	Перекись	300	300
	Водорода	500	260
Зенит	Керосин РГ-1	1000	
	Кислород	2300	

Следует отметить, что при эксплуатации РН «Протон-К» из-за значительного количества остатков компонентов в баках ракеты в зонах падения отработавших ступеней за счет выбросов НДМГ и АТ их влияние на ОПС было значительным.

С внедрением РН «Протон-М» в эксплуатацию количество остатков КРТ в баках ракеты на 1-й и 2-й ступенях к моменту окончания функционирования ДУ значительно уменьшилось (см. табл. 1) за счет изменения циклограммы работы и конструкции систем питания двигателя (внедрение мероприятий по повышению антикавитационных свойств насосов) при штатной эксплуатации. При падении ступеней часть компонентов дожигалась с воздухом окружающей среды, и в зоне падения практически отсутствовали выбросы компонентов, что исключало отрицательное влияние эксплуатации РКС «Протон-М» на ОПС.

Общее количество компонентов ракетного топлива, попавшего в грунт, оценить сложно, так как их основная часть уничтожается в результате взрыва

при контакте ОЧ с поверхностью земли. Для второй и третьей ступеней РН этой проблемы практически не существует, потому что при их падении с большой высоты КРТ выгорают или испаряются под действием высокой температуры, возникающей при аэродинамическом торможении ступени на атмосферном участке полета [3].

Эксплуатация космических средств

За более чем 40-летний период запусков КА службами наземного слежения было зарегистрировано в космосе около 23 тыс объектов искусственного происхождения размером более 10 см, из которых около 7 400 продолжает оставаться на околоземных орбитах, причем лишь 5 % из них представляют собой действующие КА, а остальные, по существу, являются космическим мусором. Количество осколков размером в несколько сантиметров исчисляется десятками тысяч.



Экологические последствия **механического загрязнения** космоса включают как непосредственное влияние на природную среду, так и опосредованное – создание опасности разрушения КА, функционирующих на орбите.

При торможении космических объектов, в том числе космического мусора, в плотных слоях атмосферы, а также при работе их ДУ на высоте около 80 км (высота естественного метеорного слоя) происходит образование слоя **взвешенных мелкодисперсных частиц**. Слой состоит из пыли (частиц окислов алюминия с размерами от 0,01 до 10 мкм) и аэрозолей, образовавшихся в процессе абляции космических объектов и сгорания КРТ. Из-за низкой скорости оседания слой может существовать довольно длительное время. При наличии высокой концентрации водяного пара возможно появление серебристых облаков, возникающих из-за оседания пара на частицах алюминия, которые могут влиять на локальное альbedo Земли. Возможно также влияние частиц окислов алюминия в качестве катализаторов на скорость химических реакций с участием малых составляющих атмосферы. Однако точно оценить этот эффект в настоящее время не представляется возможным.

При оценке влияния техногенного засорения околоземного космического пространства следует учитывать, что возможность столкновения КА с космическим мусором стала вполне реальной. Например, для станции «Мир» (средняя высота орбиты 400 км, время эксплуатации более 10 лет) вероятность столкновения с фрагментом размером более 1 см составляет несколько процентов. При средней относительной скорости 12 км/с такое столкновение может привести к катастрофическим последствиям. Вероятность столкновения с течением времени растет, и уже сейчас возникла проблема разработки защит проектируемых КА.

Опасность представляет падение космических объектов, содержащих радиоактивные вещества. В настоящее время в окружающем космическом пространстве находится порядка 50 объектов с радиоактивными термоэлектрическими генераторами (РТГ) и ядерными энергетическими установками (ЯЭУ). Аварийные ситуации с ЯЭУ могут возникнуть вследствие отказа системы управления космического объекта при выполнении операций увода на орбиту захоронения или в результате его столкновения с фрагментами космического мусора. В первом случае низкоорбитальный объект орбиты захоронения не достигает, постепенно входит в плотные слои атмосферы и может упасть на Землю в виде мелких и крупных фрагментов.

Во втором случае ЯЭУ может распасться на различные фрагменты, являющиеся радиоактивными, и при входе КА в плотные слои атмосферы возможно их сгорание и выпадение радиоактивных загрязнений.

Следовательно, причинами радиоактивного загрязнения околоземного космического пространства, атмосферы и поверхности Земли могут быть только

нештатные ситуации с космическими объектами, содержащими РТГ или ЯЭУ.

В процессе наземной и летной эксплуатации космических средств (КСр) происходит **загрязнение физических полей Земли** из-за электромагнитного излучения наземных и бортовых радиотехнических систем. При этом различают тепловое и специфическое воздействия электромагнитного излучения на живые организмы и ОПС.

Тепловое воздействие на ОПС приводит к тому, что температура в зоне действия источников электромагнитного излучения на 1–2 градуса выше, чем в прилегающих районах.

Тепловое воздействие на живой организм является следствием поглощения им энергии электромагнитного поля. Начиная со значения плотности потока энергии, называемого тепловым порогом (для человека он составляет 10 мВт/см²), механизм терморегуляции организма не справляется с отводом тепла, и температура тела повышается. Особенно вреден перегрев для тканей со слабо развитой сосудистой системой или с недостаточным кровообращением (глаза, мозг, почки и т.д.).

Специфическое воздействие проявляется в ослаблении биологической активности молекул белка, в нарушении работы сердечно-сосудистой системы (повышение функциональной активности щитовидной железы) и обмена веществ. Это воздействие на живой организм начинается при интенсивности электромагнитного излучения значительно меньше теплового порога. Специфическое воздействие электромагнитного излучения вызывает обратимые и необратимые изменения в организме человека: торможение рефлексов, понижение кровяного давления, замедление сокращений сердца, изменение состава крови и т.д.

Субъективные проявления отрицательного воздействия электромагнитного поля проявляются в головной боли, повышении утомляемости, раздражительности, сонливости, одышке, ухудшении зрения, повышении температуры тела, болей в области сердца.

Способы повышения экологичности КСр. Как показал анализ влияния КСр на ОПС, наибольшее экологическое воздействие оказывают механические и химические загрязнения. Что касается разрушения озонового слоя, истощение ионосферы и образования слоя мелкодисперсных частиц в нижних слоях атмосферы, то, как указывают многочисленные источники, воздействие КСр на эти явления незначительно либо несравнимо с влиянием других источников загрязнения.

Радиоактивное загрязнение ОПС, после того как были прекращены запуски КА с бортовыми ядерными энергоустановками, возможно только в случае неуправляемого спуска с орбиты ранее запущенных КА.

Рассмотрим основные способы уменьшения механического и химического загрязнения ОПС со стороны элементов РКС.



Исключить механическое загрязнение поверхности Земли возможно только при использовании многоразовых космических систем, что в ближайшем будущем сделать не удастся из-за огромных финансовых затрат, необходимых на их разработку и реализацию: даже созданные многоразовые космические системы «Спейс-Шатл» и «Энергия-Буран» в полном смысле не являются многоразовыми.

Сокращение размеров и количества районов посадки первых ступеней можно достичь следующими способами:

- использовать более совершенные методики расчета районов падения ОЧ РН;
- совершенствовать системы управления РН на основе бортового вычислительного комплекса, позволяющего совершать полет по гибкой траектории;
- изменить конструкции РН, что позволяет совершать управляемый спуск отработавшими ступенями в определенном районе.

Статистическая обработка данных пусков РН «Союз-У» показала, что уже в настоящее время можно сократить размеры районов падения боковых блоков этих ракет примерно на 17 %; это позволит возратить в хозяйственное использование около 150 тыс гектаров отчужденных ранее земель.

Благодаря использованию терминальной системы наведения на базе бортового вычислительного комплекса в модернизируемых РН «Союз-У» и «Космос-ЗМ» предполагается сократить площади районов падения в 2–2,5 раза.

Расширение диапазона орбит при сохранении существующих трасс пусков и районов падения ОЧ РН возможно при совершении пространственного маневра верхней ступенью ракеты.

Совершение отработавшими первыми ступенями РН управляемого спуска возможно при установке на них аэродинамических конструкций. В качестве таких конструкций могут использоваться парашют, парашют или дельтаплан. Эти конструкции, управляемые с Земли или самонаводящиеся по сигналам наземных радиомаяков, могут обеспечивать посадку ступени в круге радиусом 25 м (в настоящее время протяженность РП ОЧ составляет 50 км, а ширина – 30 км).

Радикальное уменьшить химическое загрязнение можно при переводе всех РН на экологически чистые КРТ. В наибольшей степени этому требованию удовлетворяют топливные пары: углеводородное горючее сжиженный природный газ/жидкий кислород и жидкий водород/жидкий кислород. Наихудшие показатели экологической чистоты у КРТ НДМГ/АТ, поэтому проектируемые современные РН («Ангара», «Русь» и др.) эти компоненты не используют.

Величину остатков компонентов ракетного топлива в баках отработавших ступеней можно уменьшить одним из следующих способов:

- сжиганием остатков топлива на пассивном участке траектории полета отделившейся ступени;
- индивидуальными заправками баков РН;
- индивидуальными программами движения РН;

- работой ДУ ступеней РН до полного выгорания топлива.

Обеспечение экологичности перспективных отечественных средств выведения предусматривается на стадии создания РН «Ангара». Примером этому служит перспективное семейство РН легкого, среднего и тяжелого классов на базе универсального ракетного модуля (УРМ) «Ангара», эксплуатацию которых для вывода полезных нагрузок по отечественным и коммерческим заказам планируется обеспечивать с космодрома Плесецк с 2018 г.

Внедрение на первых ступенях РН семейства «Ангара» возвращаемых блоков (ВБ) на основе УРМ с разворачиваемым крылом, и снабженного турбовинтовым реактивным двигателем, позволит обеспечить значительное сокращение отчуждаемых земель в зоне космодрома Восточный за счет возвращения и посадки ВБ на аэродром при эксплуатации указанного ракетно-космического комплекса.

Для снижения или предотвращения дальнейшего засорения околоземного космического пространства необходимы разработка и внедрение ряда технических и организационных мероприятий. К числу таких мероприятий относятся:

- сокращение ежегодного числа запусков КА за счет увеличения сроков их активного существования на орбите;
- выведение группы КА одной РН;
- исключение разрушения КА на орбите;
- увод отработавших ракетных ступеней КА с рабочих орбит на орбиты захоронения;
- уменьшение числа отделяемых фрагментов КА.
- лицензирование космической деятельности;
- штрафные санкции в случае аварий и взрывов РКН, приведших к увеличению загрязнения ОПС.

Пути снижения вероятности аварийного исхода полета изделий РКТ. Одним из важнейших показателей уровня разработки изделий РКТ, наряду с энергетическими и точностными характеристиками, является её безаварийная эксплуатация.

Решение этой задачи затрагивает всю совокупность мероприятий программы экспериментальной отработки алгоритмов, обеспечения надёжности и эксплуатационной документации. При этом многие вопросы тесно связывают работу и характеристики агрегатов изделия с работой системы управления полётом.

В связи с тем что в отечественной практике ракетостроения РКС разрабатываются одними организациями, а системы управления (СУ) для них разрабатываются другими, представляется целесообразным рассмотреть некоторые аспекты затронутой проблемы по безаварийной эксплуатации РКС, решение которых связано с возложением на СУ дополнительных функций по обеспечению безаварийного полёта в случае возникновения отказов (нештатных ситуаций).



Помимо высоких требований, предъявляемых к системам управления в связи с необходимостью решать поставленные задачи идентификации в полёте возможных отказов, их парирования и минимизации ущерба, необходимо обеспечить возможность влиять на процесс полёта имеющимися бортовыми средствами СУ, которые в свою очередь должны обеспе-

чить высокую достоверность и точность определения динамических свойств отдельных узлов и агрегатов и изделия в целом.

Задача обеспечения безаварийных полётов решается на разных этапах создания и эксплуатации РН, РБ и КА с применением алгоритма, представленного на рис. 4.

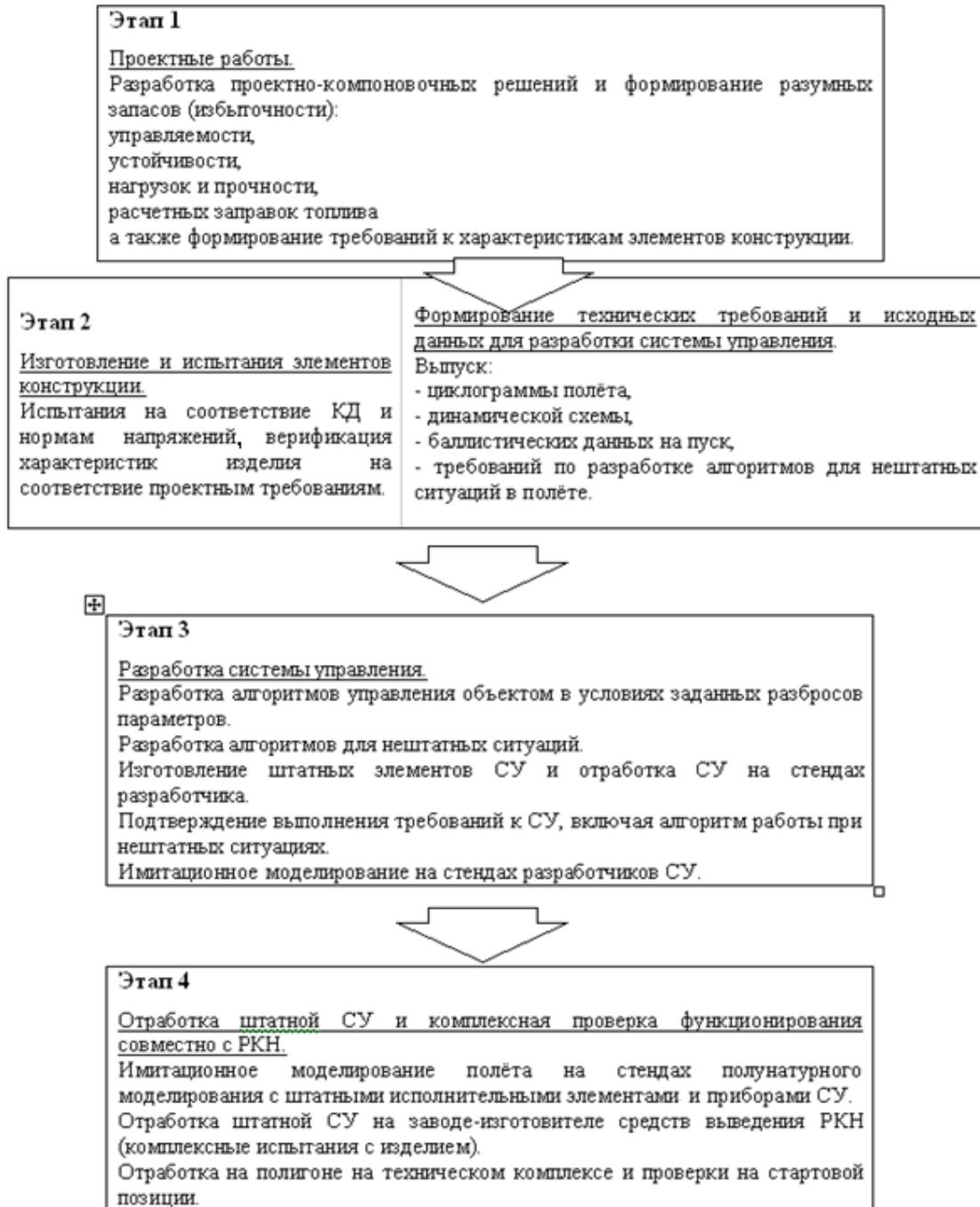


Рис. 4. Работы по снижению вероятности аварии в полёте РКН на разных этапах создания и эксплуатации
 Fig. 4. Works to reduce the probability of an accident in ILV flight at different stages of development and operation

Основы обеспечения безаварийности полётов закладываются на этапе выполнения проектных работ

в виде резервирования элементов, создания избыточности по управляемости, то есть запасов управ-



ляемости, и запасов прочности элементов конструкции, установки необходимой бортовой вычислительной информационно-измерительной системы и т.д.

Следует отметить, что в ракетной технике имеются агрегаты и механизмы, которые не могут быть резервированы, например, двигатели и рулевые приводы. Это обстоятельство усложняет процесс обеспечения безаварийных пусков (известны случаи отказов двигательных установок и рулевых приводов).

На этапе изготовления узлов и элементов конструкции, помимо проведения обязательных статических и динамических испытаний (автономных испытаний) узлов и агрегатов, подтверждающих их работоспособность при заданных видах нагружений, очень важен комплекс экспериментальных исследований, направленных на верификацию математических моделей, описывающих динамические свойства объекта управления в полёте.

И, безусловно, на этапе подготовки к пуску важнейшую роль в обеспечении успешного полёта играет комплекс работ, направленный на проверку готовности системы управления: отработка СУ на автономных и комплексных стендах, стендах полунатурного имитационного моделирования полёта, проверки на технической и стартовой позиции, включая сверку и контроль ввода полётного задания.

Рассматривая этап проектных работ (см. рис. 4) следует отметить, что решение комплексной задачи означает и возможное наличие противоречий в оптимальной реализации одним комплектом управляющих органов и средств различных целевых функций.

Например, при модернизации одной из РН тяжёлого класса, включающей создание новой системы управления, на участке полёта 1-й ступени перед разработчиком СУ ставились следующие задачи (которые были успешно решены, что уже подтверждено 10-ю пусками РН):

- 1) обеспечение точного выведения в заданную область с максимальными энергетическими характеристиками;
- 2) обеспечение устойчивого и управляемого полёта;
- 3) приведение отработавшей ступени в заданную область;
- 4) обеспечение наиболее полной выработки топлива из баков за счёт системы управления расходом;
- 5) ограничение нагрузок на РН до заранее заданных предельных величин;
- 6) обеспечение успешного завершения полёта в случае отказа одной из 6-и рулевых машин двигателей 1-й ступени;
- 7) автоматическая идентификация аварийной ситуации и минимизация ущерба в случае аварии.

Приведенный перечень задач показывает, что выполнение пунктов 1, 3 и 4 очевидно должно быть увязано между собой. Реализация п. 5 приводит к необходимости реализовать разные программы выведения с терминальным наведением на конечном

интервале времени полёта, т.е. влияет на пп. 1, 3, 4. Кроме того, она связана с пп. 6 и 2, т.е. закон управления, обеспечивающий снижение нагрузок, должен реализовываться и при любом отказавшем рулевом приводе с сохранением управляемого и устойчивого полёта (что ограничено предельными возможностями исполнительных органов управления).

Идентификация аварийной ситуации на борту (п. 7) должна происходить с учётом выполнения всех перечисленных ранее задач, и система управления не должна вырабатывать аварийную команду на выключение двигателей в случаях изменения динамических параметров полёта, обусловленных работой контура ограничения нагрузок и возможного отказа рулевого привода.

Участки полета, соответствующие выключению двигателей и отделению ступеней. Здесь характерно резкое изменение величины и направления суммарного пространственного вектора перегрузки, связанного с падением тяги, появлением возмущающих моментов, в результате которых поперечные перегрузки становятся соизмеримы с продольными.

Так, полет в невесомости или близком к нему состоянии при действии на объект управления слабых гравитационных полей характеризуется кратковременными включениями двигателей стабилизации и ориентации на участках пассивного полета и кратковременным воздействием средств разделения на участках отделения КА от РБ.

Модели гидродинамики топлива в баках, отнесенные к первой группе, необходимы для исследования устойчивости управляемого полета и формирования соответствующих алгоритмов системы управления и обеспечение динамической устойчивости [3, 4].

Проект обеспечения максимальной выработки топлива из баков (повышает энергетические характеристики ступени РН) и не допущение попадания воздушных пузырей в заборные устройства топливных магистралей, что гарантирует безаварийную работу двигателя на конечных участках выработки топлива из баков ракеты, был разработан и экспериментально исследован в ЦНИИМАШ.

Результаты исследований легли в основу принятия решений по оптимизации выработки топлива при гарантированном непопадании в заборное устройство опасных газовых включений. Эти результаты позволили повысить энергетические характеристики при выведении на орбиту станции «Мир» средствами РН и снять проблему опасности аварии для ряда других изделий.

Для изучения динамики топлива, находящегося в условиях действия внешних факторов, также требуется создание специальных моделирующих установок и моделирования этих внешних условий.

В результате исследований, проведённых в России, Германии, Франции, США и других странах, разработаны различные подходы к описанию динамики движения топлива, частично заполняющего



баки в условиях действия слабых гравитационных полей и в невесомости [1].

Решение проблемы безаварийного полёта РБ после отделения КА, а также на участках между включениями двигателей разгонного блока очень актуально для РБ с двигателями на криогенном топливе (кислород + керосин, кислород + водород).

В условиях невесомости жидкий водород перемещается внутри топливных баков, взаимодействуя с внутрибаковыми конструкциями и внутренней поверхностью баков, частично меняет своё агрегатное состояние, что сопровождается изменением температуры и давления.

Если давление превышает допустимый уровень, может произойти разрушение бака и взрыв с соответствующими негативными последствиями для объекта полезной нагрузки. Для предотвращения этого явления необходимо проработать надёжный прогноз динамики функционирования изделия и поведения топлива внутри баков.

На участке полёта между включениями криогенных двигателей могут быть задействованы другие исполнительные органы системы управления, и это позволит точно прогнозировать динамику полёта изделия и его ориентацию в пространстве.

В случае автономного полёта разгонного блока после отделения КА влиять на динамику и ориентацию РБ можно только путём выбора времени открытия тех или иных дренажных клапанов, обеспечивающих сброс давления и выброс газожидкостных фракций в окружающую среду.

Как показывает отечественный и зарубежный опыт эксплуатации изделий РКТ, в полёте случаются нештатные ситуации, и очень важно в этих случаях принять все меры для предотвращения или минимизации ущерба от аварии.

Оценка рассеивания точек падения отработавших ступеней. При проведении проектных работок стартовых космических комплексов и средств выведения на орбиты полезных нагрузок большое внимание уделяется вопросам комплексной оценки энергетических возможностей средств выведения с учетом ряда существующих ограничительных факторов, среди которых все большее значение принимают задачи минимизации экологического ущерба при реализации пусков.

Одним из существенных аспектов в решении этой целевой задачи является уменьшение потребных областей отчуждения, выделяемых для падения отработавших ступеней средств выведения. Эта проблема требует комплексного решения задач динамики движения, аэродинамики, теплофизики и прочности сложных по форме и массово-инерционным характеристикам объектов.

Как правило, районы падения отработавших ступеней определяются с использованием упрощенных динамических моделей и уточняются при поступлении опытных данных, в том числе данных о падении

фрагментов, разрушенных в плотных слоях атмосферы [4, 5 и 7].

Выбор математических моделей возмущающих факторов в значительной мере обусловлен методом исследования рассматриваемого явления. Применительно к анализу движения отработавших ступеней наиболее адекватным является метод статистического моделирования, при котором возмущающие факторы представляются случайными величинами или случайными процессами с известными статистическими характеристиками, которые были приведены в [6] с рассмотрением уравнения движения объекта относительно центра масс с учетом возмущений от ветровых нагрузок.

Область рассеивания точек падения объекта в зонах отчуждения аппроксимируется эллипсом рассеивания (эллипсом равной плотности вероятности), размеры полуосей которого зависят от вероятности попадания точек падения в этот эллипс. Если полуоси эллипса равны утроенным среднеквадратическим отклонениям

$$a = 3\tilde{\sigma}_x,$$

$$b = 3\tilde{\sigma}_y,$$

то вероятность попадания в эллипс равна $P = 0,99$.

Размеры эллипсов рассеивания точек падения отработавших ступеней средств выведения с учетом всех возмущающих факторов (за исключением влияния: осевых моментов инерции и разбросов на них; перекрестных моментов инерции; боковых и продольных центровок и их разбросов; положения центра давления и их разбросов) составляют:

– для 1-й ступени на уровне $3\sigma \cdot 2A_x \cdot 2A_z = 120 \times 50$ км и площадь $S = 6\,000$ км², что в первом приближении согласуется с размерами поля отчуждения 122×50 км;

– для 2-й ступени на уровне $3\sigma \cdot 2A_x \cdot 2A_z = 160 \times 50$ км и площадь $S = 8\,000$ км², что согласуется с размерами поля отчуждения 160×50 км, где A_x – большая ось эллипса A_z – малая ось эллипса.

Исследования, проведенные на полной пространственной модели с учетом всех возмущающих факторов по программе статистического моделирования, позволяют получить эллипсы рассеивания на уровне 3σ :

– $2A_x \cdot 2A_z = 90 \times 66$ км и площадь $S = 5\,940$ км² для 1-ой ступени соответственно;

– $2A_x \cdot 2A_z = 66,5 \times 17$ км и площадь $S = 1\,130,5$ км² для 2-ой ступени соответственно.

Существенное уменьшение размеров эллипса рассеивания для 2-ой ступени связано с наличием в конструкции промежуточного отсека, имеющего форму усеченного конуса, который при спуске выполняет в некотором роде роль тормозных щитков. При этом возникает так называемый эффект влияния



боковых центровок на уменьшение размеров полей падения. Причины этого явления:

- малый запас статической устойчивости на гиперзвуковых скоростях ($M > 4$);
- наличие больших балансирующих углов атаки > 20 град в районе достижения максимального аэродинамического качества при допустимом разбросе положения центра давления ($M > 4$);
- достаточно большое балансирующее аэродинамическое качество до $K_{бал} = 1,27$ на гиперзвуковом

участке спуска ($M > 4$) и случайной произвольной ориентацией вектора поперечной силы в плотных слоях атмосферы;

- большой скоростью полета ступени при отделении от средств выведения ($V_0 = 3\ 055$ м/с).

Результаты статистического моделирования максимальных значений характерных параметров обработавших ступеней на траекториях спуска представлены в таблице 2.

Таблица 2

Характерные параметры движения для ускорителя 1-й и 2-й ступени РН

Table 2

Motion characteristic parameters for accelerator of 1st and 2nd stages LV

Ступени средства выведения	1-я ступень	2-я ступень
Максимальный скоростной напор Q [kg/m ²]	30 000	55 000
Максимальный угол наклона траектории при отражении, град	30	-15
Средний угол атаки на фронте нарастания скоростного напора, град	10	2
Максимальная угловая скорость в канале крена, град/с	300	500
Максимальная угловая скорость в канале рыскания, град/с	120	300
Максимальная угловая скорость в канале тангажа, град/с	120	370
Время полета, с	458	472

На рис. 5 для примера приведены сравнительные размеры полей падения обработанных ступеней на космодроме Байконур для трех вариантов:

- без управления;
- при пассивном спуске со стабилизаторами;
- при управляемом спуске.

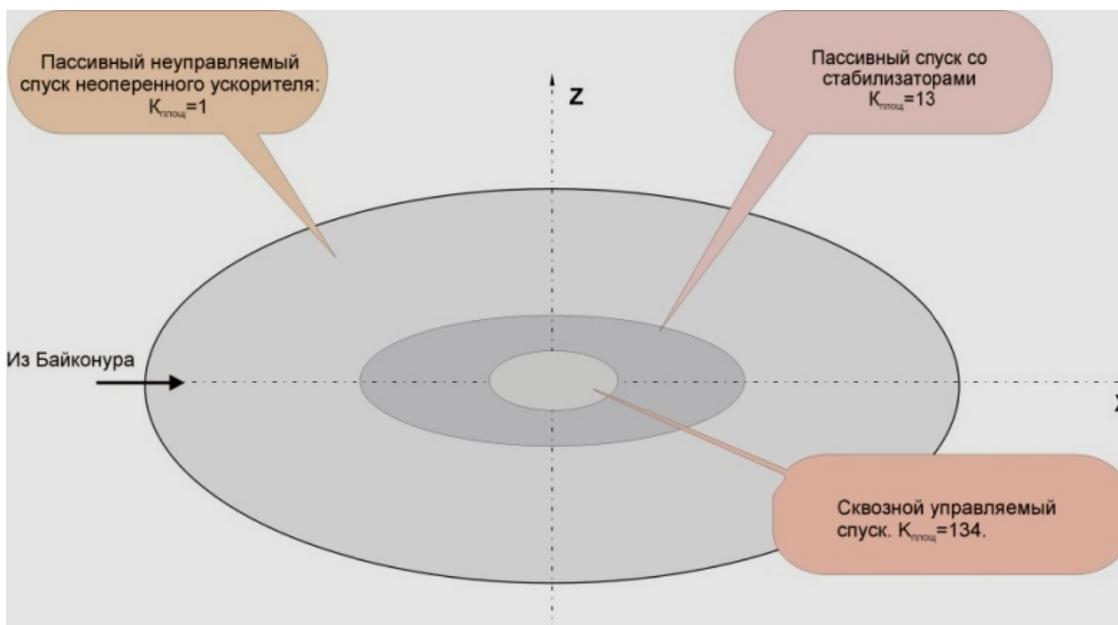


Рис. 5. Эллипсы рассеивания точек падения 1-й ступени РН
Fig. 5. Ellipses of dispersion of the 1st stageLV incidence points

Видно, что применение специальных методов существенно уменьшает рассеивание точек падения обработавших ступеней средств выведения.

Выводы

1. Выявление экологических проблем с последующим анализом их составляющих дает возмож-

ность минимизировать, а в некоторых случаях прогнозировать и предотвращать негативные последствия.

2. Результаты расчетов, выполненных с использованием принятой в настоящее время модели аэродинамических характеристик, показали, что оси эллипсов рассеивания точек падения отработавших 1-ой и 2-ой ступеней и соответствующие площади (при принятых допущениях о неразрушении ступени) для районов космодрома Байконур составляют:

- для 1-й ступени $2A_x \cdot 2A_z = 90 \times 66$ км; $S = 5\,940$ км²;

- для 2-й ступени $2A_x \cdot 2A_z = 66,5 \times 17$ км; $S = 1\,130,5$ км².

3. При статистическом моделировании динамики спуска 1-й ступени наблюдаются траектории с отражением от плотных слоев атмосферы, что приводит к увеличению разброса точек падения.

4. Разработанная методология иллюстрируется на примере оценки эллипсов рассеивания точек падения 1-й ступени при использовании стабилизирующих пассивных устройств типа оперения и реализации алгоритма управляемого спуска. Если эллипс рассеивания при неуправляемом спуске оценить единичной площадью, то использование стабилизирующих устройств может уменьшить площадь рассеивания в 13 раз, а использование управляемого спуска – в 134 раза.

5. Значительно сократить площадь отчуждаемых земель в зоне космодрома Восточный можно будет после создания СК для эксплуатации ракетно-космического комплекса «Ангара» на экологически чистых КРТ (жидкий кислород/керосин) и внедрения на первых ступенях РН возвращаемых блоков (ВБ) на основе УРМ с разворачиваемым крылом и турбовинтовым реактивным двигателем, обеспечивающими возвращение и посадку отработанного ВБ 1-й ступени на аэродром в зоне СК.

Список литературы

1. Экологические проблемы и риски воздействий РКТ на окружающую природную среду. Справочное пособие. М.: Изд-во «Анкил», 2000.
2. Галеев А.Г. Экологическая безопасность при испытаниях и отработке ракетных двигателей: Учебное пособие. М.: Изд-во МАИ, 2006.
3. Галеев А.Г., Денисов К.П., Ищенко В.И. и др. Испытательные комплексы и экспериментальная отработка ЖРД. М.: Машиностроение / Машиностроение-Полет, 2012. 368 с.
4. Мусабаяев Т.А., Бизяев Р.В., Владимиров А.В., Володин В.Д. Оценка рассеивания точек падения отработавших ступеней средств выведения методом статистического моделирования динамики пространственного движения на участке спуска // М.: Четвертый Международный аэрокосмический конгресс, IAC-2003. Сборник тезисов докладов. 2003.

5. Золотов А.А., Титов М.И. Обеспечение надежности транспортных аппаратов космических систем. М.: Машиностроение, 1988.

6. Гусев Е.В., Палешкин А.В., Пичужкин П.В., Родченко В.В. Пути уменьшения экологического ущерба при нештатной эксплуатации ракетно-космической техники // Электронный журнал «Труды МАИ». 2014. Выпуск № 71. www.mai.ru/science/trudy/

7. Александров Е.С., Баранов Л.Т., Вайнтрауб А.И., Гарюнов В.И., Гузенко В.Л., Жигилей В.С. Основы эксплуатации космических средств. Санкт-Петербург: Изд-во ВИКУ имени А.Ф. Можайского, 2000.

References

1. Èkologièskie problemy i riski vozdeystvij RKT na okružaišuû prirodnuû sredu. Spravoènoe posobie [Environmental problems and risks impacts RCT on the environment. A reference guide]. Moscow: «Ankil» Publ., 2000 (in Russ.).

2. Galeev A.G. Èkologièskaâ bezopasnost' pri ispytaniâh i otrabotke raketnyh dvigatelej [Environmental safety during tests and testing rocket engines: a Training manual]. Moscow: Publishing house of Moscow aviation Institute, 2006.

3. Galeev A.G., Denisov K.P., Ischenko V.I. et al. Ispytatel'nye komplekсы i èksperimental'naâ otrabotka ŽRD [Test facilities and experimental testing of a rocket engine]; Moscow: Mašinstroenie/Mašinstroenie-Polet Publ. [Mechanical Engineering / Mechanical Flight], 2012, 368 p (in Russ.).

4. Musabaev T.A., Bizyaev R.V., Vladimirov A.V., Volodin V.D. Ocenka rasseivaniâ toèek padeniâ otrabotavših stupenej sredstv vyvedeniâ me-todom statističeskogo modelirovaniâ dinamiki prostranstvenno-go dviženiâ na učastke spuska [Evaluation of the dispersion of the points of incidence of exhaust stages apparatus and method of statistical modeling of the dynamics of spatial movement on the downhill stretch]. Moscow: Četvertyj Meždunarodnyj aèrokosmièskij kongress, IAC-2003 [Fourth international aerospace Congress IAC-2003, art abstracts], 2003 (in Russ.).

5. Zolotov A.A., Titov M.I. Obespeèenie nadežnosti transportnyh apparatov kosmièskih sistem [Ensuring reliability of transport vehicles space systems]. Moscow: Mašinstroenie Publ., 1988 (in Russ.).

6. Gusev E.V., Paleshkin A.V., Pichuzhkin P.V., Rodchenko V.V. Ways to reduce environmental damage in case of abnormal operation of rocket and space technology. *Journal "Trudy MAI"* (online), issue 71. Available at: www.mai.ru/science/trudy/

7. Aleksandrov E.S., Baranov L.T., Vaintraub A.I., Garyunov V.I., Guzenko V.L., Zhigiley V.S. Osnovy èkspluatcii kosmièskih sredstv [Fundamentals of operation of space vehicles]. Saint-Petersburg: A.F. Mozhaisky VIKU Publ., 2000 (in Russ.).

Транслитерация по ISO 9:1995

