

629.78

С 741

СПРАВОЧНИК
ПО
БЕЗОПАСНОСТИ
КОСМИЧЕСКИХ
ПОЛЕТОВ

Опечатки

Страница	Строка	Напечатано	Следует читать
274	17	пература дыхания мого газа не превы- шла 60° С в рече- ратив-	работы противо- газ и ускорения приведения в дейст- вие рече-

Зак. № 1259

94633

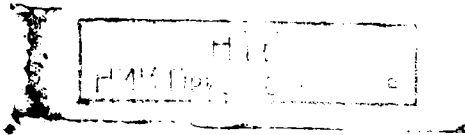
ЭКЗ ЧИТАЛЬНОГО ЗАЛА

6.29.78

1/76

СПРАВОЧНИК ПО БЕЗОПАСНОСТИ КОСМИЧЕСКИХ ПОЛЕТОВ

94633



МОСКВА
МАШИНОСТРОЕНИЕ
1989

~~ББК 39.62—08 н. я2~~
С71
УДК 629.78.047 (03^б)

Авторы: Г. Т. БЕРЕГОВОЙ, В. И. ЯРОПОЛОВ, И. И. БАРАНЕЦКИЙ, В. А. ВЫСОКАНОВ, Я. Т. ШАТРОВ

Рецензент Г. П. Дементьев

Справочник по безопасности космических полетов/
С71 Г. Т. Береговой, В. И. Ярополов, И. И. Баранецкий и др.—
М.: Машиностроение, 1989. — 336 с.: ил.

ISBN 5-217-00408-8 (В пер.)

Содержит характеристики опасностей для экипажа космического аппарата и способностей человека переносить воздействие неблагоприятных факторов. Приведены общие и частные показатели безопасности. Изложены требования по безопасности, предъявляемые к конструкции, системам и материалам космических аппаратов, бортовым и наземным средствам обеспечения безопасности. Рассмотрены методы обеспечения безопасности полетов в процессе создания, испытаний и эксплуатации космической техники.

Для специалистов, занимающихся созданием, испытаниями и эксплуатацией пилотируемых космических комплексов.

С 2705140400—265 265—89
038(01)—89

ББК 39.62—08 н. я2

ISBN 5-217-00408-8 .

© Издательство «Машиностроение»,
1989

ПРЕДИСЛОВИЕ

На современном этапе развития космонавтики продолжительность пилотируемых полетов постоянно растет. Это обусловило существенное возрастание значимости вопросов обеспечения безопасности экипажей пилотируемых космических аппаратов. Высокий уровень обеспечения безопасности космических полетов достигается благодаря реализации в процессе создания, испытаний и эксплуатации космической техники комплекса мероприятий, опирающихся на научные разработки и накопленный специалистами опыт. Разнонаправленность и разобщенность руководящих и нормативно-технических документов, государственных и отраслевых стандартов, научных изданий и методических разработок обусловили необходимость их обобщения в рамках одного издания, которое могло бы служить справочным пособием для специалистов, занимающихся созданием, испытаниями и эксплуатацией пилотируемых космических комплексов.

Опыт общения со специалистами, занимающимися обеспечением безопасности персонала в других областях техники, показывает, что они сталкиваются с аналогичными проблемами. Поэтому авторы надеются, что данный справочник окажется полезным и для них, по крайней мере, в методическом плане.

Для удобства пользования справочником он построен по проблемному принципу. Такой подход позволяет специалистам найти достаточно полный ответ на интересующие их вопросы, не прибегая к длительным поискам нужных материалов. Последовательность изложения материалов выбрана с учетом этапов жизненного цикла пилотируемого ракетно-космического комплекса. Исключение составляет лишь первая глава, призванная ввести специалистов в круг проблем, решаемых при обеспечении безопасности космических полетов, и дать представление об опасностях, ожидающих человека в космических полетах.

В разработке материалов справочника принимали участие: Г. Т. Береговой (гл. 7, 10); В. И. Ярополов (гл. 1, 3, 5, 7, 8, 9, 11, прилож. 4); И. И. Баранецкий (гл. 2, 4, 6, 10, прилож. 1, 2, 3); В. А. Высоканов (гл. 5, прилож. 4); Я. Т. Шатров (гл. 2, 3).

Большую помощь авторскому коллективу в разработке некоторых разделов справочника оказали инженеры И. В. Давыдов и Ю. П. Тимофеев (гл. 10), канд. техн. наук Б. И. Крючков (прилож. 2) и В. В. Масютин (гл. 6), инженеры О. М. Смирнов (гл. 4, 6, прилож. 1), Ю. Б. Сосюрка (гл. 5) и Н. А. Филатов (рисунки к гл. 10). Авторы выражают глубокую благодарность Б. В. Чалому за тщательный просмотр рукописи.

УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

АЗ — аварийный запас	ОС — орбитальная станция
АС — аварийная ситуация	ОСТ — отраслевой стандарт
АСКА — аварийно-спасательный космический аппарат	ОТТ — общие технические требования
АСУ — автоматизированная система управления	ПДК — предельно допустимая концентрация
БД — бортовая документация	ПДС — постоянно действующая система
БКП — безопасность космических полетов	ПКА — пилотируемый космический аппарат
БС — бортовая система	ПОБ — программа обеспечения безопасности
ВПП — взлетно-посадочная полоса	ПСК — поисково-спасательный комплекс
ГКИ — галактическое космическое излучение	РКК — ракетно-космический комплекс
ГО — головной обтекатель	РКС — ракетно-космическая система
ДУ — двигательная установка	РН — ракета-носитель
ЖРД — жидкостный реактивный двигатель	СА — спускаемый аппарат
ИРПЗ — излучение радиационных поясов Земли	САС — система аварийного спасения
ИСВ — излучение солнечных вспышек	СВ — солнечная вспышка
ИСЗ — искусственный спутник Земли	СЖО — система жизнеобеспечения
КА — космический аппарат	СК — стартовый комплекс
КК — космический корабль	СКИ — солнечное корпускулярное излучение
ККМИ — космический корабль многоразового использования	СП — стартовая позиция
КПОБ — комплексная программа обеспечения безопасности	СПК — средства подготовки космонавтов
КС — катастрофическая ситуация	СТР — система терморегулирования
ЛКП — летно-космическое происшествие	ТГК — транспортный грузовой корабль
МСКА — межспутниковый космический аппарат	ТЗ — техническое задание
НАЗ — неприкосновенный (носимый) аварийный запас	ТЗК — теплозащитный костюм
НКУ — наземный комплекс управления	ТК — транспортный корабль
НшС — нештатная ситуация	ТМИ — телеметрическая информация
ОАД — обобщенный алгоритм действий	ТСПК — технические средства подготовки космонавтов
ОГБ — отделяемый головной блок	ТТЗ — тактико-техническое задание
ОИП — объекты искусственного происхождения	ТТТ — тактико-технические требования
ОпС — опасная ситуация	ЦУП — центр управления полетом
	ЧПОБ — частная программа обеспечения безопасности

Г Л А В А 1

ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

При рассмотрении вопросов безопасности космических полетов (БКП) используется основной системный принцип, заключающийся в обязательном учете всех компонентов системы: людей, технических средств и окружающей среды.

В обеспечении безопасности космических полетов участвуют следующие группы людей:

научные работники, занятые исследованием проблем БКП;

работники конструкторских бюро, осуществляющие проектирование пилотируемых космических комплексов с учетом требований по безопасности космических полетов;

производственный персонал, занятый непосредственно изготовлением космической техники и реализующий проектные решения по обеспечению безопасности космических полетов;

инструкторско-преподавательский и медицинский персонал, осуществляющий отбор космонавтов, комплектование экипажей и их подготовку к космическому полету, включая подготовку к действиям в нештатных, в том числе и аварийных ситуациях;

персонал технической и стартовой позиций космодрома, осуществляющий подготовку ракеты-носителя (РН) и пилотируемого космического аппарата (ПКА) к пуску, их запуск и управление полетом на активном участке траектории;

экипаж пилотируемого космического аппарата, управляющий полетом совместно с центром управления полетом (ЦУП) в штатных режимах функционирования и в нештатных ситуациях;

персонал наземного комплекса управления, управляющий полетом совместно с экипажем ПКА в штатных режимах функционирования и в нештатных ситуациях;

персонал поисково-спасательного комплекса (ПСК), осуществляющий эвакуацию экипажа ПКА с мест штатной, аварийной и вынужденной посадки;

персонал комиссий по расследованию аварий и катастроф пилотируемых космических средств.

Каждая из названных групп людей играет противоречивую роль в обеспечении безопасности космического полета. С одной стороны, они вносят конкретный положительный вклад в реше-

ние этого вопроса, а, с другой, — порождают опасности космического полета, например, своими ошибками. Наконец, некоторые из этих групп сами могут подвергаться воздействию опасностей космического полета. В рамках обеспечения безопасности космического полета следует рассматривать обеспечение безопасности экипажа ПКА и персонала стартовой позиции. Однако космический полет может создавать опасности и для населения в районах падения отработавших ракетных блоков и ступеней ракет-носителей, и для персонала, обслуживающего космические аппараты, вернувшиеся с других небесных тел и потенциально несущие биологическую угрозу и требующие карантинизации. Учитывая, что основную проблему в обеспечении безопасности космического полета представляет обеспечение безопасности экипажа ПКА, в дальнейшем в справочнике эти два понятия будут рассматриваться как синонимы.

В состав технических средств, оказывающих воздействие на безопасность космического полета, входят:

- производственное оборудование, используемое при изготовлении средств пилотируемого космического комплекса и определяющее уровень их надежности, а следовательно, и безопасности;

- испытательное оборудование, обеспечивающее контроль правильности принятых при проектировании решений, оценку надежности и безопасности функционирования приборов, агрегатов, систем и элементов ракетно-космического комплекса;

- технические средства подготовки космонавтов, предназначенные для приобретения экипажем ПКА знаний, умений и навыков по действиям в штатных режимах функционирования и в нештатных ситуациях;

- оборудование технической и стартовой позиций космодрома, обеспечивающее проверку работоспособности систем РН и ПКА, заправку их компонентами топлива и газами, проведение механических работ, предстартовую готовность, запуск РН с ПКА, срочную эвакуацию экипажа из ПКА в случае аварии на стартовой позиции;

- ракета-носитель, осуществляющая вывод ПКА с экипажем на борту на орбиту;

- пилотируемый космический аппарат, обеспечивающий условия для жизни и деятельности экипажа, решение экипажем задач, предусмотренных программой полета, с учетом возможных нештатных ситуаций, а также его безопасность;

- средства спасения экипажа ПКА на участке выведения, в орбитальном полете и на спуске с орбиты;

- средства наземного комплекса управления, осуществляющие связь с ПКА, обработку поступающей с борта информации, обнаружение и распознавание нештатных ситуаций, выдачу на борт

команд управления и другой управляющей информации как в штатных режимах полета, так и в нештатных ситуациях;

средства поисково-спасательного комплекса, предназначенные для точного определения места штатной и вынужденной посадки, быстрой доставки к месту посадки группы спасения и эвакуации экипажа.

Роль технических средств в обеспечении безопасности космического полета также противоречива. С одной стороны, отказы технических средств, участвующих в полете, могут привести к аварийным ситуациям и создать непосредственную угрозу экипажу или персоналу стартовой позиции космодрома. С другой стороны, они обеспечивают предупреждение появления аварийных ситуаций, их обнаружение, распознавание, локализацию или ликвидацию, а также защиту экипажа от воздействия неблагоприятных факторов, его выживание или спасение.

К факторам окружающей среды, оказывающим непосредственное влияние на безопасность космического полета, относятся: шумы со значительным уровнем звукового давления при запуске ракеты-носителя, на участке выведения и при спуске, а также более низкого уровня в процессе орбитального полета; вибрации на участке выведения ПКА на орбиту;

перегрузки при выведении ПКА на орбиту, включении двигательной установки системы аварийного спасения, в случае использования катапультирования, при прохождении атмосферы на спуске, введении в действие парашютной системы, включении двигателей мягкой посадки, приземлении на твердый грунт, протаскивании спускаемого аппарата (СА) на парашюте после приземления;

космическая радиация, радиация от бортовых ядерных двигательных и энергетических установок, радиация от искусственных радиационных поясов Земли;

спорадические метеорные тела и частицы;

космические объекты искусственного происхождения: КА, последние ступени РН, устройства отделения полезных грузов, фрагменты, образующиеся в результате взрывов и столкновений указанных объектов;

температура при нарушении теплового баланса на орбите, в случае возникновения пожара, при прохождении ПКА атмосферы, на спуске, приземлении в районы с жарким или холодным климатом;

давление при нарушении герметичности ПКА в космосе или в случае разгерметизации емкостей со сжатыми газами;

невесомость в процессе орбитального полета;

состав атмосферы в кабине ПКА;

токсические вещества: продукты метаболизма, выделения из конструкционных материалов, вредные отходы технологических процессов на борту ПКА, продукты горения при пожаре, пары

и аэрозоли ракетных топлив и технологических жидкостей, просачивающихся через негерметичные уплотнения;
высокие напряжения в электрических цепях;
вода при приводнении ПКА;
метеоусловия в районах запуска, штатной и аварийной посадки (ветер, дождь, град, гроза, обледенение, градиент ветра по высоте, видимость).

Перечисленные факторы окружающей среды оказывают воздействие в космическом полете как на экипаж, так и на технические средства.

Космический полет характеризуется участием значительного числа специалистов различных областей знаний, использованием большого количества разнообразной сложной и дорогостоящей техники, воздействием на экипаж и космический аппарат различных неблагоприятных факторов, высокой социальной значимостью завершения полета. Это требует строгого научного обоснования принимаемых решений по обеспечению безопасности космического полета, четкой организации всех выполняемых в этой сфере работ, создания потенциальной безопасной космической техники, наличия устойчивого к воздействию неблагоприятных факторов космического полета экипажа, способного активно и эффективно действовать в условиях опасности, реализации продуктивных действий по быстрому обнаружению, правильному распознаванию аварийных ситуаций и своевременному выходу из них в процессе эксплуатации космических средств. Причем решение этих вопросов должно быть достигнуто при ограничении сроков, затрат средств и достигнутого уровня развития техники. Всем этим обуславливается многоаспектность проблемы обеспечения безопасности космического полета.

1.1. ОСНОВНЫЕ АСПЕКТЫ БЕЗОПАСНОСТИ КОСМИЧЕСКИХ ПОЛЕТОВ

К основным аспектам безопасности космических полетов относятся: научно-теоретический, организационный, эргономический, технический, эксплуатационный, медицинский, психологический и экономический.

В рамках научно-теоретического аспекта рассматриваются: терминология, требования и стандарты по безопасности, модели появления и развития нештатных (аварийных) * ситуаций, методы анализа безопасности, критерии и нормы безопасности, методы оценки ее уровня, методы оптимизации систем по критерию безопасности.

* Здесь и далее такое написание используется для акцентирования внимания на аварийных ситуациях, при этом всегда остается в силе понимание нештатных и аварийных ситуаций в соответствии с определениями, данными в Приложении 1.

Терминология (термины и их определения) является основой для взаимопонимания специалистов, работающих в области безопасности космических полетов, и необходимым условием единства подходов к решению теоретических и практических задач. Основные термины и определения по безопасности космических полетов приведены в Приложении 1.

Требования и стандарты по безопасности представляют собой основополагающие документы для разработки, изготовления, испытаний и эксплуатации космической техники. Они направлены на регламентацию правил конструирования пилотируемых космических аппаратов и их оборудования, выбора материалов, определения состава и назначения бортовых и наземных средств обеспечения безопасности, правил выполнения полетных операций, организации деятельности экипажа, обеспечения состояния здоровья космонавтов, их отбора и подготовки к полету, определения границ, уровня и круга рассматриваемых вопросов при системном анализе безопасности, количественной оценки степени безопасности, определения состава и содержания программы обеспечения безопасности (ПОБ) для конкретного проекта, внедрения единой терминологии по безопасности космических полетов, определения форм отчетности и способов подтверждения степени безопасности проекта на различных этапах его создания и эксплуатации, взаимоотношений между заказчиком и разработчиком.

Модель появления нештатных (аварийных) ситуаций в процессе космического полета отражает основные его закономерности, количественные и качественные характеристики этих ситуаций с учетом динамики функционирования элементов автоматизированной системы управления (АСУ) ПКА, состояния экипажа, воздействия на ПКА и экипаж внешней среды, взаимосвязи свойств и признаков нештатных (аварийных) ситуаций. Основное назначение модели: формирование моментов появления нештатных ситуаций в процессе космического полета и их фактографического описания для решения различного рода исследовательских и практических задач обеспечения БКП.

Модели развития нештатных (аварийных) ситуаций разделяются на категории: движения, состояния ПКА, функционирования его систем, параметров атмосферы кабины и приборных отсеков ПКА, располагаемых на его борту ресурсов, схемы полета. Их отличительные особенности: высокая адекватность реальным процессам, приспособленность к вводу и моделированию любых ситуаций (как предусмотренных, так и непредвиденных), способность к воспроизведению как штатных режимов функционирования (процессов), так и нештатных (аварийных) ситуаций.

Методы анализа БКП делятся на методы, с помощью которых осуществляется оценка безопасности, и методы, обеспечи-

вающие выбор оптимальных параметров систем для достижения максимального уровня безопасности полета. Эти методы принципиально базируются на двух подходах: один из них связан с непрерывным анализом состояния ракетно-космического комплекса (РКК) во времени с учетом дискретно-ступенчатого характера изменения параметров и функций распределения отказов; другой — с поэтапным последовательным анализом, в пределах которого структура, характеристики и состояние системы фиксируются и считаются неизменными.

В рамках этих подходов наибольшее распространение получили логико-вероятностный метод, метод «дерева отказов» и статистический метод анализа. Логико-вероятностный метод представляет собой последовательное описание событий согласно определенной логике функционирования объекта и определение вероятностей конечных событий благополучного продолжения полета или аварийного его прекращения. Метод «дерева отказов» — графический метод, позволяющий наглядно представить причинно-следственные связи между отказами систем ПКА и интегральным (конечным) нежелательным с точки зрения БКП событием. Статистический метод анализа БКП базируется на использовании метода статистических испытаний, или метода Монте-Карло.

Критерии БКП разделяются на общие (интегральные), условные (косвенные), относительные (нормированные) и частные. В качестве общих критериев БКП используются: число катастроф за период эксплуатации ПКА, факт благополучного возвращения экипажа на Землю и др. К условным (косвенным) критериям относятся: выполнение полетной программы определенным числом ПКА, возникновение катастрофы в одном полете и др. Относительные критерии включают: возможность спасения экипажа в полете, возрастание значения показателя БКП и т. п. Частные критерии отражают составляющие общего показателя безопасности по их видам (например, взрывобезопасность, пожаробезопасность и т. д.) или по последовательным этапам полета ПКА (например, безопасность старта и выведения, спуска и посадки и т. п.)

Нормы безопасности определяют допустимые уровни значений показателей безопасности космического полета и рассматриваются в совокупности с методами их задания. При определении и обосновании норм безопасности в основном используются эвристические методы и методы экспертных оценок.

Оценка уровня безопасности космического полета направлена на решение таких задач, как сравнительная оценка вариантов ПКА и выбор наилучшего из них, анализ эффективности мероприятий и средств обеспечения безопасности, определение степени выполнения требований по безопасности. *Методы оценки уровня безопасности* космического полета подразделяются на

аналитические, экспериментальные и методы с использованием моделирования.

Методы оптимизации систем по критерию безопасности являются необходимым инструментом разработчиков космической техники на этапе проектирования. Их использование направлено на достижение заданных в техническом задании (ТЗ) на РКК норм безопасности, а если они не заданы, то на максимизацию уровня безопасности при заданных проектных ограничениях: весовых, габаритных, стоимостных и т. п. При этом решаются задачи нормирования безопасности полетов на подсистемы ПКА, выбора рациональных характеристик типовой системы безопасности и оптимальных параметров РКК с учетом требований безопасности. В основу оптимизации положено математическое моделирование для разработки вариантов проектных решений с последующим отбором из них наилучшего.

В рамках **организационного аспекта** безопасности космических полетов рассматриваются: программы и планы обеспечения безопасности, экспертиза и служба безопасности космических полетов.

Программа обеспечения безопасности включает в себя перечень мероприятий, план проведения работ и определяет исполнителей. В программе отражаются экспериментальные исследования, наземные и летные испытания, направленные на выявление всех особенностей проекта и фактическое подтверждение требований по безопасности, проектно-конструкторские, технологические и эксплуатационные мероприятия по обеспечению БКП, проводимые на всех этапах жизненного цикла космического проекта.

Экспертиза безопасности является неотъемлемым элементом осуществления программы обеспечения БКП и направлена на точное определение достигнутого уровня безопасности космического проекта с целью разработки мероприятий по доведению его до норм, заданных в ТЗ. Она проводится органами службы безопасности космических полетов, а также специально создаваемыми комиссиями.

Служба безопасности космических полетов предназначена для целенаправленного анализа безопасности космических проектов, координации работ в области обеспечения безопасности, контроля осуществления мероприятий по обеспечению безопасности, разработки конкретных мер повышения безопасности. Основными принципами ее деятельности являются: максимальный охват всех организаций, занимающихся космической техникой, включая проектные, производственные, испытательные, эксплуатационные и научно-исследовательские; независимость от непосредственных создателей космической техники; централизация управления; высокий профессиональный уровень

руководства; тесное взаимодействие с руководством космических программ.

Эргономический аспект безопасности космических полетов включает рассмотрение следующих вопросов: отбор космонавтов и комплектование экипажей ПКА с учетом требований обеспечения БКП; подготовка космонавтов к действиям в нештатных (аварийных) ситуациях; распределение функций между экипажем, системами ПКА и Землей * в нештатных (аварийных) ситуациях, обеспечение выживания экипажа ПКА после аварийной посадки на землю (воду), согласование характеристик в системе «космонавт — ПКА — среда» в аварийных ситуациях.

Отбор космонавтов предполагает выявление устойчивых к экстремальным условиям нештатных (аварийных) ситуаций людей, способных к тому же эффективно решать задачи космического полета в таких условиях.

Комплектование экипажей подразумевает такой подбор его членов, который обеспечивает социальную устойчивость коллектива в неблагоприятных условиях нештатных (аварийных) ситуаций, взаимодополняемость и дублирование возможностей членов экипажа при выполнении действий по выходу из этих ситуаций.

Подготовка космонавтов к действиям в нештатных (аварийных) ситуациях включает отбор указанных ситуаций для подготовки, планирование процесса их отработки при подготовке, организацию и проведение подготовки в соответствии с определенными методическими принципами.

Распределение функций между экипажем, системами ПКА и Землей в нештатных (аварийных) ситуациях осуществляется исходя из условий обеспечения максимальной степени готовности АСУ ПКА к парированию аварийной ситуации (АС), учета реальных возможностей указанных элементов АСУ ПКА по решению задач выхода из АС по показателям информированности, быстродействия, скорости переработки информации, а также по возможностям реализации требуемых в АС управляющих воздействий и полетных операций.

Обеспечение выживания экипажа связано с аварийной посадкой спускаемого аппарата (СА) в различные климатогеографические зоны земного шара на воду или на сушу и разные метеословия.

Согласование характеристик в системе «космонавт — ПКА — среда» в аварийных ситуациях требует учета воздействия на работу системы неблагоприятных условий, сопровождаю-

* Под условным понятием «Земля» здесь и далее понимается сложная наземная система, включающая большие коллективы специалистов, комплексы специального оборудования и ЭВМ, средства наблюдения и связи, предназначенные для обеспечения космических полетов.

щих указанные ситуации, особенностей информационного обеспечения деятельности экипажа, дефицита времени.

Технический аспект безопасности космических полетов включает следующие вопросы: принципы конструирования ПКА и его систем исходя из требований обеспечения безопасности; состав и характеристики средств обеспечения безопасности экипажа (информационного обеспечения действий экипажа в аварийных ситуациях, защиты экипажа от воздействия неблагоприятных факторов АС, спасения экипажа, проведения аварийно-восстановительных работ).

Принципы конструирования ПКА и его систем охватывают вопросы выбора материалов, размещения опасного оборудования, выбора аварийных параметров, обеспечения пожаро-, взрыво- и травмобезопасности, защиты от воздействия внешних факторов, обеспечения срочного покидания ПКА и т. п.

Состав и характеристики средств обеспечения безопасности экипажа затрагивают такие вопросы, как обнаружение и распознавание нештатных (аварийных) ситуаций; оборудование ПКА средствами аварийного спасения, пожаротушения, компенсации утечек газа из кабины, радиационной защиты, проведения аварийно-восстановительных работ, защиты экипажа от разгерметизации, воздействия токсических веществ; оснащение ПКА средствами обозначения места посадки и обеспечения выживания экипажа после посадки.

Эксплуатационный аспект обеспечения безопасности космических полетов представлен следующими вопросами: оперативное обеспечение безопасности экипажа в процессе космического полета, поиск и спасение экипажа после посадки, расследование аварий и катастроф.

Оперативное обеспечение безопасности экипажа в процессе космического полета связано с решением задач обнаружения и распознавания нештатных (аварийных) ситуаций в реальном масштабе времени как бортовыми, так и наземными средствами; разработкой способов выхода из этих ситуаций экипажем, персоналом Центра управления полетом (ЦУП), наземным моделирующим комплексом, включающим вычислительные средства, аналоги, тренажеры и имитаторы; реализацией способов выхода из упомянутых ситуаций силами экипажа и наземного комплекса управления (НКУ) полетом ПКА.

Поиск и спасение экипажа после посадки включает рассмотрение вопросов: выбора мест посадки ПКА; учета метеоусловий в месте посадки; наличия у экипажа аварийных запасов; своевременного оповещения персонала поисково-спасательного комплекса (ПСК) о месте спуска ПКА; обозначения места посадки; оснащение ПСК средствами обнаружения, поиска и эвакуации ПКА и экипажа; взаимодействия средств ПСК между собой и с экипажем в процессе поиска и спасения; международного со-

трудничества в вопросах спасения экипажей; подготовки персонала ПСК к проведению поисково-спасательных операций.

Расследование аварий и катастроф проводится с целью разработки комплекса эффективных мероприятий, которые бы исключали или предупреждали их появление при реализации последующих полетов ПКА. Оно включает: создание специальной комиссии, состоящей из нескольких групп специалистов для изучения вопросов организации подготовки и действий экипажа, стартовой команды и группы управления полетом, исследования аварийной техники (стартового комплекса (СК), РН, ПКА), медико-биологических и психологических исследований; выявление источников информации; планирование и организацию работы комиссии в соответствии с определенной методикой.

Медицинский аспект безопасности космических полетов включает рассмотрение таких вопросов: пределы переносимости человеком воздействия неблагоприятных факторов, медицинский отбор космонавтов, динамическое наблюдение за состоянием их здоровья, профилактика заболеваний членов экипажа, оказание само- и взаимопомощи, медицинское обеспечение полета экипажа с Земли.

При определении *пределов переносимости человеком воздействия неблагоприятных факторов* космического полета принимаются во внимание как отдельные факторы (радиация, температура, барометрическое давление, парциальные давления газов, перегрузки, невесомость, шум, вибрация, токсические вещества, неполноценное питание, недостаток воды и др.), так и их сочетания (по составу и количеству) при комплексном воздействии.

Медицинский отбор космонавтов осуществляется в соответствии с требованиями, предъявляемыми к кандидатам в космонавты, и методиками выявления из числа представленных кандидатов людей с таким состоянием здоровья, которое обеспечивает выполнение космических полетов без возникновения опасных заболеваний.

Динамическое наблюдение за состоянием здоровья космонавтов в период их подготовки к полету подразумевает своевременное выявление заболеваний с целью их излечения до начала полета.

Профилактика заболеваний членов экипажа включает комплекс мероприятий, проводимых при подготовке к полету (обсервация, дезинфекция и т. п.), для исключения опасных заболеваний в процессе полета.

Оказание само- и взаимопомощи в экипаже ПКА направлено на исключение опасных последствий при травмах и заболеваниях экипажа в ходе полета или при угрожающем здоровью (жизни) космонавтов воздействию неблагоприятных факторов космического полета.

Медицинское обеспечение полета экипажа с Земли включает вопросы выявления заболеваний экипажа ПКА в ходе полета и оказания ему квалифицированной помощи по предотвращению опасных последствий этих заболеваний.

Психологический аспект безопасности космических полетов представлен следующими вопросами: психологический отбор космонавтов, психологическая совместимость членов экипажа ПКА, психологическая подготовка космонавтов, психологическая поддержка космонавтов в ходе полета.

Психологический отбор космонавтов предполагает выявление лиц с такими психологическими особенностями личности, поведенческими и эмоциональными реакциями при воздействии стрессовых нагрузок, при которых обеспечивается эффективная деятельность членов экипажа ПКА в аварийных ситуациях.

Психологическая совместимость членов экипажа ПКА обеспечивается специальным подбором членов экипажа по данному критерию. Она особенно важна при групповой деятельности в длительных полетах в условиях сложных и опасных ситуаций, способных полностью расшатать коллектив и привести к психологическому конфликту.

Психологическая подготовка космонавтов направлена на выработку у экипажа такой концептуальной модели полета, которая обеспечивает постоянную готовность экипажа к действиям в нештатных (аварийных) ситуациях и высокую эффективность деятельности.

Психологическая поддержка космонавтов в полете предполагает создание условий, предотвращающих возникновение психологических срывов у каждого из членов экипажа, и регулирование возникающих в полете психологических конфликтов.

Экономический аспект безопасности космических полетов включает вопросы: экономической оптимизации технических решений по обеспечению безопасности, экономической оптимизации проекта ПКА в целом при выполнении заданных требований по БКП, оптимизации распределения затрат для обеспечения максимального уровня БКП.

Экономическая оптимизация технических решений по обеспечению безопасности предполагает разработку альтернативных вариантов таких решений и их сравнительную оценку по критерию стоимости.

Экономическая оптимизация проекта ПКА в целом при выполнении заданных требований по БКП осуществляется распределением проектных характеристик, массы и надежности систем ПКА таким образом, чтобы при решении целевой задачи с заданной вероятностью затратить минимум средств. Такая постановка задачи является характерной для случаев, когда нормативные требования по обеспечению БКП заданы в ТЗ на РКК.

В тех случаях, когда такие требования не заданы, проект-

ные характеристики и затраты распределяются таким образом, чтобы выполнить целевую задачу с заданной вероятностью и максимальным уровнем обеспечения БКП.

1.2. ФАКТОРЫ ОПАСНОСТИ ДЛЯ ЭКИПАЖА

Неблагоприятные факторы, представляющие опасность для членов экипажа ПКА, являются следствием: воздействия космической среды (радиации, микрометеоров, космических объектов искусственного происхождения (ОИП), температуры, вакуума); влияния динамики полета (невесомости, перегрузок, шума, вибраций, десинхронизации биоритма); замкнутости, изолированности среды ограниченного объема (ограниченности запасов средств обеспечения жизнедеятельности, возможности появления и образования токсических веществ), функционирования систем ПКА (высокого напряжения в электрических цепях); пребывания космонавтов на ПКА (заболеваний, психологической несовместимости членов экипажа, эмоционального стресса и др.); неблагоприятного влияния внешней среды на месте посадки (воды при приводнении и др.).

Радиация. Рассматриваются источники ионизирующих излучений: галактическое космическое излучение (ГКИ), излучение радиационных поясов Земли (ИРПЗ), корпускулярное излучение солнечных вспышек (ИСВ), бортовые изотопные источники, ядерно-двигательные и ядерно-энергетические установки, искусственный радиационный пояс Земли, образующийся вследствие ядерных взрывов в космическом пространстве.

ГКИ — это поток заряженных частиц высоких энергий. Угловое распределение ГКИ принято считать изотропным, распределение дозы в теле космонавтов — равномерным. Плотность потока ГКИ равна в среднем $2,5 \text{ част. см}^{-2} \cdot \text{с}^{-1}$ и не меняется сколько-нибудь значительно в течение длительного времени. Аналогично обстоит дело и с энергетическими спектрами ядер ГКИ.

В состав ГКИ входят протоны (около 85%), α -частицы (примерно 13%), ядра лития, бериллия, бора, углерода, кислорода, вплоть до олова (около 2%).

Доза ГКИ в околоземном пространстве меньше, чем в межпланетном, что обусловлено экранирующим влиянием Земли и геомагнитным эффектом. Экранирующее влияние Земли уменьшает плотность ГКИ в два раза. Геомагнитное поле может снизить плотность потока ГКИ вблизи Земли в 3...10 раз. Мощность дозы излучения ГКИ зависит от высоты орбиты. На сравнительно небольшой высоте доза ГКИ существенно меняется в зависимости от угла наклона плоскости орбиты. Если орбита расположена на высоте 200...600 км, то доза ГКИ на экваториальной орбите будет примерно в 5 раз ниже, чем на полярной.

С увеличением высоты эта разница постепенно уменьшается. По результатам расчета и прямых измерений в космосе для орбиты, расположенной на высоте до 300 км с наклоном к плоскости экватора 65° , мощность дозы ГКИ с учетом вторичных излучений составляет $80 \dots 100 \text{ мГр} \cdot \text{сут}^{-1}$. За пределами магнитосферы Земли мощность дозы ГКИ несколько больше (примерно $300 \text{ мГр} \cdot \text{сут}^{-1}$). Интенсивность ГКИ зависит от солнечной активности: во время ее максимума интенсивность ГКИ уменьшается. В зависимости от 11-летнего цикла активности Солнца интенсивность ГКИ может варьировать от 2 до $4,5 \text{ част} \cdot \text{см}^{-2} \cdot \text{с}^{-1}$.

Радиационные пояса Земли (РПЗ) условно делят на внутренний и внешний. Внутренний РПЗ расположен в пределах зоны, условно ограниченной магнитной силовой линией, пересекающей поверхность Земли на широте 45° . В западном полушарии внутренний РПЗ начинается на высоте $500 \dots 600 \text{ км}$ над поверхностью Земли, а в восточном — на высоте около 1500 км . Условно внешняя граница пояса находится на расстоянии около $5000 \dots 10\,000 \text{ км}$ от поверхности Земли. Над южной частью Атлантического океана нижняя граница пояса (вследствие влияния магнитной аномалии) снижается до 300 км .

Внутренний РПЗ состоит в основном из протонов больших энергий, а также электронов и легких ядер лития и гелия. Имеются два максимума интенсивности излучения во внутреннем РПЗ: на высотах около 3600 и $7000 \dots 8000 \text{ км}$. Плотность потока частиц в первом случае достигает $2 \cdot 10^4 \text{ протон} \cdot \text{см}^{-2} \cdot \text{с}^{-1}$; во втором — около $5 \cdot 10^3 \text{ протон} \cdot \text{см}^{-2} \cdot \text{с}^{-1}$. На мощность дозы во внутреннем РПЗ существенно влияют высотные ядерные взрывы. Среднетканевая доза существенно меняется на небольших высотах $1000 \dots 3000 \text{ км}$ при различном угле наклона плоскости орбиты (табл. 1).

На высоте около 300 км мощность дозы излучения независимо от угла наклона плоскости орбиты не превысит $0,5 \text{ мГр} \cdot \text{сут}^{-1}$. Если учесть взаимодействие электронов и протонов

Т а б л и ц а 1

Высота над поверхностью Земли, км	Мощность среднетканевой дозы протонов внутреннего РПЗ при угле наклона плоскости орбиты φ , мГр · сут			
	0°	45°	65°	90°
300	0,5	0,5	0,5	0,5
500	1,6	1,6	1,6	1,6
1000	20,0	9,0	6,5	5,8
2500 ... 3500	1100,0	260,0	200,0	180,0
7500	26,0	34,0	26,0	24,0

с материалом оболочки ПКА при пролете внутреннего РПЗ, то космонавты могут подвергнуться облучению мощностью $350 \text{ мГр} \cdot \text{ч}^{-1}$. Оценки показывают, что кратковременное пересечение внутреннего РПЗ в течение 10 ... 20 мин при пролете к другим планетам не представляет серьезной радиационной опасности — доза будет равна всего нескольким сотым долям Грея.

Внешний РПЗ занимает большую часть околоземного пространства от 10 000 до 50 000 км над экватором и опускается до 300 км на широте $55 \dots 70^\circ$. Он состоит из электронов и протонов низких энергий. Плотность потока электронов с энергией более 0,2 кэВ во внешнем РПЗ около $4 \cdot 10^7 \text{ электрон} \cdot \text{см}^{-2} \cdot \text{с}^{-1}$. Спектр электронов круто падает по мере увеличения их энергии. Максимальная плотность потока зарегистрирована на расстоянии 15 000 ... 20 000 км от Земли. Угловое распределение электронов во внешнем РПЗ принимается изотропным.

Наиболее радиационно опасным является корпускулярное излучение хромосферных солнечных вспышек (СВ). СВ классифицируются в баллах в порядке возрастания их энергии и мощности потока протонов: —3, —2, —1, 0, 1, 2, 3, 4. Частота возникновения СВ зависит от фазы цикла солнечной активности. СВ, сопровождающиеся излучением большой интенсивности, происходят примерно один-два раза в пять лет.

Солнечные космические лучи достигают Земли в среднем приблизительно через 20 ... 30 мин после того, как на Солнце прошла основная стадия хромосферной вспышки. Основная часть интегрального потока вспышки приходится на начальный период. Важно отметить, что, как правило, развивается сразу группа вспышек: одна вспышка следует за другой в течение нескольких дней. Общая доза от излучения СВ зависит от длительности космического полета. При кратковременном полете, например в течение 15 сут, вероятность облучения экипажа при защите $35 \text{ кг} \cdot \text{м}^{-2}$ в дозе 200 ... 300 мГр очень мала и может быть равна 0,01 ... 0,02.

Совершенно иная радиационная обстановка складывается при длительном космическом полете. Расчеты показывают, что даже за весьма надежной защитой, например, при нахождении экипажа в специально созданном противорадиационном убежище с защитой до $300 \text{ кг} \cdot \text{м}^{-2}$, средняя доза за 600 сут полета может составить около 200 мГр. При оценке радиационной опасности длительного космического полета необходимо рассматривать вероятность появления нескольких особенно мощных вспышек. На основании этого можно рассчитать риск превышения регламентированной дозы, обусловленной вероятностным характером СВ. Ввиду вероятностного характера СВ радиационную опасность более правильно характеризовать не величиной дозы, а зависимостью дозы от риска ее превышения.

В искусственном радиационном поясе Земли, образовав-

Таблица 2

Высота над поверхностью Земли, км	Мощность дозы ИРПЗ при угле наклона плоскости орбиты ϕ , Гр/сут			
	0°	45°	65°	90°
1000	30	6	4	4
1800 ... 2300	2000	200	200	200
3000	400	80	60	60
8000	30	7	5	5

шемся в результате высотных ядерных взрывов, пространственное распределение и плотность потока электронов значительно изменяются во времени. Установлено, что временной распад искусственного пояса электронов подчиняется экспоненциальному закону. В середине 1964 г. мощность дозы излучения от ядерного взрыва «Старфиш» (США) во внутреннем РПЗ достигала $100 \text{ Гр} \cdot \text{сут}^{-1}$ за защитой $10 \text{ кг} \cdot \text{м}^{-2}$. В 1971 г. максимальная мощность дозы уже не превышала $5,2 \text{ Гр} \cdot \text{сут}^{-1}$ за защитой $7 \text{ кг} \cdot \text{м}^{-2}$. Наиболее устойчивая область искусственного РПЗ расположена на высоте 1200 ... 4500 км над экватором. В табл. 2 указаны поверхностные дозы, обусловленные электронами искусственного пояса Земли за защитой $10 \text{ кг} \cdot \text{м}^{-2}$ на высоте более 1000 км.

Уже в 1965 г. на орбитах ниже 300 км кривая, характеризующая дозу, обусловленную инжектированными электронами, совпала с кривой уровня доз ГКИ.

На ПКА в будущем возможно применение: ядерных ракетных двигателей с непосредственным нагревом рабочего тела в активной зоне реактора; ядерно-энергетических ракетных двигателей, в которых ядерная энергия преобразуется в электрическую для ионизации, нагрева и ускорения рабочего тела; ядерных ракетных двигателей, использующих серию ядерных взрывов для создания тяги. На корабле, кроме того, могут быть применены энергетические установки с использованием радиоактивных изотопов, а также другие системы, использующие радиоактивные источники. В настоящее время в качестве критерия оценки опасности от упомянутых источников принимают дозу, усредненную по всему защищаемому объему с учетом вероятной длительности пребывания экипажа в том или ином отсеке.

Микрометеоры. Спорадические метеорные тела и частицы при определенных условиях представляют достаточно серьезную опасность для ПКА. При их соударении с поверхностью КА кинетическая энергия относительного движения переходит в основном в механическую энергию разрушения материала частицы и оболочки корабля, энергию нагрева и испарения и энергию

ударной волны в конструкции ПКА. Результаты воздействия метеорной частицы зависят от скорости ее движения, массы и плотности вещества. Распределение скорости спорадических метеорных частиц представлено на рис. 1.

Число метеорных частиц, сталкивающихся с поверхностью ПКА, зависит от их массы и области космического пространства, в которой находится ПКА. Для аппарата, находящегося на геоцентрической орбите, среднее число N спорадических частиц с массой (в граммах) больше m , сталкивающихся с 1 м^2 поверхности в 1 с, может быть представлено в виде (рис. 2)

$$N = 10^{-14} \cdot m^{-1,2}.$$

Вероятность появления n частиц в данной точке космического пространства определяется законом, близким к закону Пуассона,

$$P_n = \frac{a^n}{n!} e^{-a},$$

где a — среднее число частиц, появившихся в заданном объеме, e — основание натурального логарифма.

С учетом этого вероятность встречи ПКА (имеющего площадь поверхности S) с частицей массой m и более за время t будет

$$P_m = 10^{-14} \cdot m^{-1,2} t S e^{-10^{-14} m^{-1,2} t S}.$$

Расчеты показывают, что вероятности встречи метеорных

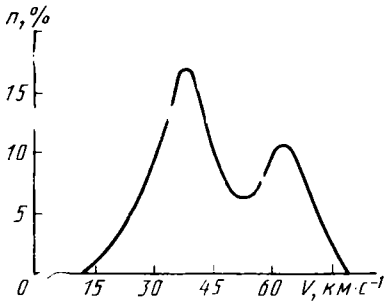


Рис. 1. Зависимость плотности n распределения метеорных частиц в космосе от скорости V их движения относительно Земли

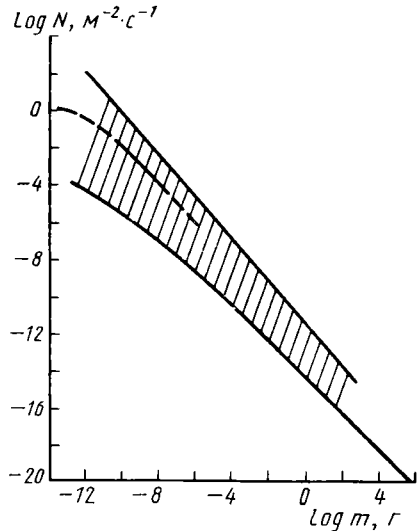


Рис. 2. Зависимость плотности N потоков метеорных частиц от их массы m (заштрихована область разброса экспериментальных и расчетных данных):

— — — среднее значение плотности и массы микрометеоров

частиц с ПКА являются достаточно высокими только для весьма малых частиц с массой порядка 10^{-9} кг и больших длительностей полета (превышающих год).

При движении ПКА в непосредственной близости от Земли (на высоте порядка сотен километров) сказывается ее экранирующее действие, в результате которого уменьшается количество частиц, попадающих на поверхность ПКА. При этом коэффициент экранирования определяется следующим образом:

$$k_{\text{эк}} = \frac{1}{2} \left(1 + \sqrt{1 - \left(\frac{R}{R+H} \right)^2} \right),$$

где R — радиус Земли; H — высота орбиты ПКА.

Плотность вещества метеорных частиц, имеющих чаще всего каменную или железорудную природу образования, колеблется в пределах $(2 \dots 8) \cdot 10^3$ кг·м⁻³.

При пересечении с орбитой Земли метеорных потоков, закономерно движущихся вокруг Солнца, число метеорных частиц, сталкивающихся с ПКА, находящимся в околоземном космическом пространстве, может возрасти на порядок.

Космические объекты искусственного происхождения (ОИП).

Большое число объектов искусственного происхождения в космосе обуславливает опасность их столкновения с ПКА. По состоянию на начало 1983 г. в космосе находилось более 5000 контролируемых и значительно большее количество неконтролируемых объектов. Все ОИП, представляющие опасность для столкновения, подразделяются на две категории:

1) большие объекты, находящиеся в районе эксплуатационных орбит и контролируемые радиолокационными средствами. Эти объекты представляют собой КА, последние ступени РН, устройства отделения полезных нагрузок и т. п. К этой категории принадлежат также и другие объекты диаметром более 4 см;

2) объекты меньших размеров (фрагменты), образующиеся, как правило, в результате взрывов, столкновений и не контролируемые радиолокационными средствами (обтекатели, переходники, болты, кабели, пружинные толкатели и т. п.). Количество таких объектов может исчисляться десятками тысяч и даже миллионами.

В течение последних 10 лет число ОИП возрастало ежегодно в среднем на 10%. Их распределение на околоземных орбитах носит неравномерный характер. В основном они находятся на высотах 400...1600 км. Наиболее высокая концентрация ОИП наблюдается на высоте ~ 850 км.

Характер объектов, находящихся на орбитах, следующий: 5% составляют работающие спутники, 12% — неработающие спутники, 18% — последние ступени РН, болты, кабели, пружинные толкатели и другие предметы. Остальные 65% — в большинстве

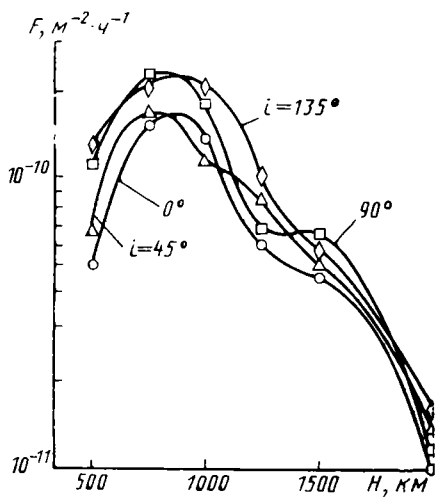


Рис. 3. Зависимость величины потока F объектов искусственного происхождения от высоты H орбиты и ее наклонения i

своем осколки взорвавшихся ракет или намеренно подорванных спутников.

Опасность столкновения таких объектов с ПКА пропорциональна плотности объектов, относительной скорости при столкновении, площади ПКА и длительности полета. Вероятность столкновения ПКА с ОИП

$$P_c = 1 - e^{-FA_s\Delta t} \approx FA_s\Delta t, \text{ если } P_c < 0,1,$$

где F — поток объектов, приходящихся на единицу площади космического пространства в единицу времени; A_s — площадь проекции ПКА (миделевое сечение); Δt — рассматриваемый промежуток времени.

Зависимость величины потока ОИП от высоты орбиты показана на рис. 3. Из него видно, что поток F максимален в диапазоне высот 600 ... 1200 км и увеличивается с ростом величины i наклонения орбиты.

Среднее значение относительной скорости \bar{V}_R столкновения и угла $\bar{\theta}$ встречи ПКА и ОИП как функции высоты орбиты H и ее наклонения i приведено на рис. 4 и 5 соответственно. Для \bar{V}_R

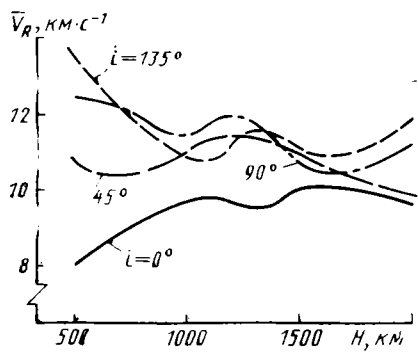


Рис. 4. Зависимость среднего значения относительной скорости \bar{V}_R столкновения ПКА с ОИП от высоты H орбиты и ее наклонения i

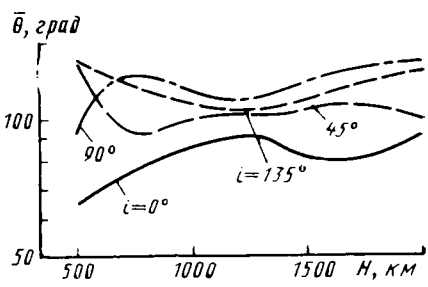


Рис. 5. Зависимость среднего значения угла $\bar{\theta}$ встречи ПКА и ОИП от высоты H орбиты и ее наклонения i

характерно значение $11 \text{ км} \cdot \text{с}^{-1}$ с некоторыми отклонениями от него ($8 \dots 10 \text{ км} \cdot \text{с}^{-1}$) на более низких высотах и для экваториальных орбит ($i=0$). Среднее значение угла $\bar{\theta}$ составляет 90° , что указывает на тенденцию встречи ПКА и ОИП в поперечном направлении.

Температура. Основным видом теплообмена между ПКА и окружающим его пространством (вне атмосферы) является теплообмен излучением. Источниками тепла для ПКА являются внутренние источники энергии (работающая аппаратура, экипаж, двигатели и пр.) и внешние (Солнце, планеты и фоновая радиация звезд и галактик). Фоновая радиация с любого направления окружающего пространства равна примерно $10^{-5} \text{ Вт} \cdot \text{м}^{-2}$, и ее можно не учитывать. Тепловая энергия, излучаемая планетой, складывается из отраженного солнечного излучения (определяется альбедо планеты) и собственного излучения, определяемого ее температурой.

Наряду с аккумуляцией тепла ПКА в то же время рассеивает тепло в космическое пространство. В результате устанавливается температура, удовлетворяющая уравнению теплового баланса:

$$Q_1 + Q_{2\text{солн}} A_s F_m + Q_{\text{пл}} \epsilon_{\text{пл}} F'_m + Q_{\text{отр}} A_s F_m^* = C_0 \left(\frac{T}{1000} \right)^\epsilon F,$$

где Q_1 — тепло, выделяемое внутренними источниками энергии; $Q_{2\text{солн}}$ — тепло, излучаемое Солнцем; A_s — коэффициент поглощения солнечной радиации; F_m — площадь миделя ПКА, обращенная к Солнцу; $Q_{\text{пл}}$ — тепло, излучаемое планетой; $\epsilon_{\text{пл}}$ — коэффициент излучения планеты, равный для Земли $\sim 0,15$; F'_m — площадь миделя ПКА, обращенная к планете; $Q_{\text{отр}}$ — тепло Солнца, отраженное планетой; F_m^* — площадь миделя ПКА, обращенная к отраженному от планеты излучению; C_0 — коэффициент излучения абсолютно черного тела; ϵ — коэффициент собственного излучения ПКА; T — температура поверхности ПКА; F — общая площадь поверхности ПКА.

Наиболее эффективными параметрами, определяющими процесс теплообмена, являются температура поверхности ПКА и площадь поглощения или излучения.

Из уравнения теплового баланса хорошо видно, что существует целый ряд причин, по которым тепловой баланс может устанавливаться на опасных для жизни человека уровнях температуры. Опасное для экипажа повышение или понижение температуры внутри ПКА может произойти из-за отказа системы терморегулирования. Температура может оказаться высокой или низкой не только внутри ПКА, но и на месте приземления или приводнения экипажа. Одной из причин повышения температуры

внутри ПКА может быть пожар в самом ПКА или снаружи его, на стартовой позиции. Повышение температуры внутри ПКА имеет место при спуске и прохождении атмосферы Земли или при выборе слишком низкой орбиты. Тепловая инерция теплозащиты может вызвать повышение температуры внутри ПКА уже после приземления, если не обеспечить охлаждение его внутреннего объема.

Космический вакуум. Условно считается, что космический вакуум начинается за пределами верхней части атмосферы — экзосферы, на высоте порядка нескольких тысяч километров. Однако практически космический вакуум начинается существенно ниже. Это хорошо видно из примера возможного распределения плотности верхней атмосферы (плотность атмосферы подвержена вариациям и зависит от широты места, времени года, суток и других причин):

Высота, км	100	200	300	400	600	800
Плотность, кг·м ⁻³	5·10 ⁻⁷	3·10 ⁻¹⁰	2·10 ⁻¹¹	3·10 ⁻¹²	10 ⁻¹³	10 ⁻¹⁴

На расстоянии нескольких земных радиусов плотность нейтральных частиц падает до значений меньше 10⁻²¹ кг·м⁻³.

Влияние космического вакуума проявляется в изменении условий теплообмена, появлении коронного разряда, сублимации материалов и изменении их механических характеристик, в испарении смазки. При нарушении герметичности ПКА давление в его кабине или отсеках падает по закону

$$P_{\text{каб}} = P_{\text{каб}_0} \left\{ \frac{1}{\frac{kFc}{V_{\text{каб}}} \left(\frac{2}{n+1} \right)^{\frac{n+1}{2(n-1)}} \left(\frac{n-1}{n} \right) \Delta t + 1} \right\}^{\frac{2n}{n-1}},$$

где n — показатель политропы, равный 1,4; $P_{\text{каб}}$ — текущее значение давления в кабине ПКА; $P_{\text{каб}_0}$ — первоначальное значение давления в кабине ПКА; k — коэффициент расхода воздуха через отверстие; c — скорость звука в атмосфере кабины в любой момент времени ($c = 17 \sqrt{n(t_0 + 273)}$); F — площадь отверстия; t_0 — начальная температура в кабине ПКА; Δt — время истечения газа, начиная с момента нарушения герметичности; $V_{\text{каб}}$ — объем кабины ПКА.

Нарушение герметичности ПКА возможно при некачественном закрытии посадочных люков на стартовой позиции, а также неправильном положении клапанов, обеспечивающих перед запуском сообщение внутренней полости ПКА с внешней средой. Герметичность может быть нарушена в результате попадания крупных метеорных частиц в корпус ПКА, повреждения иллюминаторов при неосторожном перемещении грузов большой

массы внутри ПКА, соударения с другим космическим телом, химической эрозии стенок корпуса и т. п.

Повышение давления. Основной причиной повышения давления в ПКА является разгерметизация емкостей со сжатыми газами (расположенных в кабине).

Перегрузки. Стартовая тяга двигателей ракеты-носителя превышает ее вес примерно на 50%, поэтому вертикальное ускорение на старте составляет приблизительно половину ускорения свободного падения. В период работы двигателей первой ступени вследствие расхода топлива вес ракеты уменьшается линейно во времени и к моменту выгорания топлива составляет примерно 25% стартового веса. Ускорение по мере выгорания топлива увеличивается до 5g. Затем обычно следует короткий период свободного полета, во время которого отделяется первая ступень, после чего включаются двигатели второй ступени и процесс повторяется. Общая продолжительность воздействия перегрузок при выводе ПКА на орбиту находится в пределах ~6 ... 10 мин.

При возвращении ПКА на Землю по баллистической траектории величина перегрузки изменяется примерно по синусоидальному закону и в значительной мере зависит от угла входа в плотные слои атмосферы (рис. 6). При нормальном, расчетном входе в атмосферу воздействие перегрузок продолжается около 3 мин, а их величина имеет максимальное значение порядка 8 g. При возвращении в плотные слои атмосферы с использованием аэродинамической подъемной силы максимальное значение перегрузок снижается до 3 ... 4g при одновременном увеличении продолжительности их воздействия.

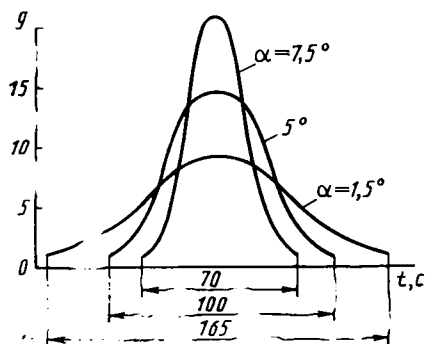


Рис. 6. Зависимость величин ускорений g от угла α входа ПКА в плотные слои атмосферы при спуске с орбиты

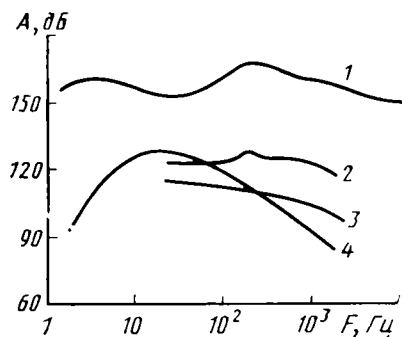


Рис. 7. Частотный спектр уровня шума во время взлета в различных местах внутри и вне ПКА:

1 — снаружи ПКА (на уровне обшивки);
2 — внутри кабины ПКА; 3 — в районе уха космонавта; 4 — на расстоянии 4515 м от стартовой площадки (для РН типа «Са-турн-5»)

Для ПКА, на которых используется посадочная система парашютного типа с вертикальным спуском, возможно возникновение ударных перегрузок в момент ввода парашютной системы и приземления (приводнения). Для обоих вариантов посадки необходимо учитывать влияние ветра. Ударные перегрузки, действующие на ПКА, могут достигать 20 ... 50 g. Наиболее неблагоприятным является приземление ПКА на каменистый грунт или на гористую местность в случае отказа системы мягкой посадки. Однако даже при исправной системе мягкой посадки опасность может возникнуть в результате неблагоприятных метеоусловий (порыв ветра), приводящих к сильным боковым ударам. Несвоевременный отстрел парашютных стренг после приземления может привести к проволочиванию спускаемого аппарата (СА) на парашюте и возникновению при этом ударных перегрузок.

Ударные перегрузки могут возникнуть также вследствие непредвиденного столкновения с другим небесным телом или случайного столкновения с другим КА.

При возникновении аварийных ситуаций на участке вывода ПКА на орбиту значительные перегрузки (порядка 8 g) возникают при включении двигательной установки системы аварийного спасения. При катапультировании в подобных ситуациях перегрузки могут достигать 30 g.

Значительные перегрузки возможны при возникновении аварийных ситуаций на 350 ... 450 с полета при выведении ПКА на орбиту. Из-за крутых траекторий спуска перегрузки достигают 20 ... 25 g. Для их уменьшения может применяться управляемый спуск с аэродинамическим качеством (перегрузка снижается до 15 ... 18 g при качестве 0,25 ... 0,3).

Шумы. При запуске ракеты-носителя генерируется шум, быстро достигающий значительных уровней звукового давления (на образование акустического поля затрачивается до 1% кинетической энергии струи реактивного двигателя). Зависимости уровня шумов от частоты и времени полета (от момента запуска) на этапе вывода ПКА на орбиту показаны на рис. 7 и 8. Шум, достигающий кабины экипажа, передается как воздушным путем, так и через элементы конструкции ПКА. Однако его потери при передаче настолько значительны, что внешние уровни снижаются на местах расположения членов экипажа со 150 до 120 ... 125 дБ. Звуковые уровни, достигающие органов слуха членов экипажа, лежат в диапазонах от 120 на очень низких частотах до 90 дБ и меньше на частотах выше 2 000 Гц. По мере удаления ПКА от Земли уровень шума двигателя уменьшается, а аэродинамический шум увеличивается и примерно через 60 с после запуска в отсеке экипажа максимальные уровни снова достигают приблизительно 125 дБ. От 60 до 110 с шум последовательно

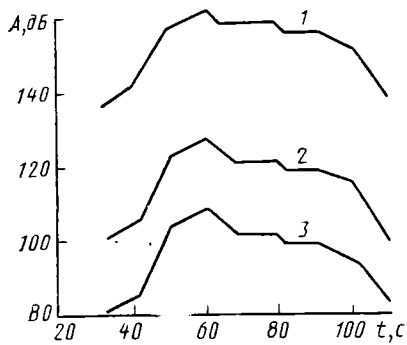


Рис. 8. Уровень шумов как функция времени от момента запуска для различных зон ПКА:

1—снаружи ПКА; 2—внутри кабины ПКА; 3—в районе уха космонавта

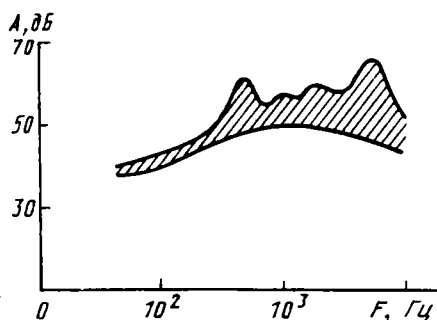


Рис. 9. Уровень и частотный спектр шумов от бортовых систем на орбитальном этапе полета

уменьшается до сравнительно низкого уровня (ниже 100 дБ), но уже преобладает шум от бортовых систем.

В период орбитальной фазы полета шум создается бортовыми системами ПКА (рис. 9). Средний уровень шумов при этом составляет 65 ... 70 дБ.

Влияние шумового воздействия в период спуска зависит от особенностей траектории спуска и способа возвращения ПКА (управляемый или баллистический спуск). Аэродинамический шум при этом достигает приблизительно таких же максимальных уровней, которые наблюдаются при взлете.

Следует заметить, что наибольшую опасность для РН представляют дискретные составляющие в спектре шума — выбросы на отдельных частотах, интенсивности которых иногда на 20 дБ и более (в 100 раз и более) превосходят уровень интенсивности сплошного спектра. Они могут приводить к раскачке РН и даже ее разрушению (особенно при совпадении частоты составляющей с собственной частотой конструкции).

Вибрации. При выведении ПКА на орбиту по корпусу ракеты-носителя от двигателей распространяется интенсивная вибрация, которая в конечном счете передается отсеку экипажа. Низкочастотные колебания вызываются аэродинамическими нагрузками, возникающими при прохождении атмосферы, быстрым движением масс жидкого топлива, используемого в ракетных двигателях, а также функционированием системы управления ракеты-носителя. Главные частоты вибрации конструкции ПКА лежат обычно в диапазоне 2 ... 15 Гц. Величина виброперегрузки при этом не превышает 1g. Вибрация корпуса ПКА оказывается наибольшей в периоды дозвукового полета и максимального аэродинамического сопротивления, которое встречается через

минуту или две после старта. На изменение характера вибраций при взлете влияют также потеря массы РН (из-за расхода топлива) и отделение ее ступеней.

В орбитальном полете вибрации создаются бортовыми системами. Однако их интенсивность незначительна.

Невесомость. Это один из наиболее специфических факторов космического полета, проявляется сразу же вслед за выключением двигательной установки последней ступени ракеты-носителя и воздействует на экипаж практически в течение всего космического полета вплоть до входа ПКА в плотные слои атмосферы при его спуске с орбиты.

Невесомость является причиной многочисленных функциональных нарушений в организме космонавтов, наиболее существенными из которых являются:

изменения в сердечно-сосудистой системе: снижение нагрузки в связи с уменьшением потребления кислорода, снижение артериального давления, атрофия мышц левого сердца, падение тонуса сосудов большого круга кровообращения, накопление крови в венозном русле, повышение внутричерепного давления, увеличение внутригрудного объема крови;

изменения водно-солевого и гормонального обмена: понижение потребления кислорода и энергозатрат, декальцинация скелета, снижение биоэлектрической активности мышц, снижение массы тела, изменения в крови и моче, характерные для стресса;

изменение хорошо согласованного в наземных условиях взаимодействия различных анализаторов, обеспечивающих правильную ориентацию в пространстве и координацию движений; появление вестибуло-вегетативных реакций — космической формы болезни укачивания: снижение аппетита, головокружение, тошнота, колебания частоты сердечных сокращений и дыхания.

Десинхронизация биоритма. Длительное развитие и существование человека на Земле выработало у него сложные и устойчивые стереотипы физиологических и психических функций. У человека сформировались ритмы жизнедеятельности, связанные с колебаниями некоторых факторов внешней среды. Их условно называют «датчиками» времени. Для человека наряду с чисто физическими явлениями (рассвет, восход солнца, сумерки, звездное небо и т. п.) огромное значение имеют «датчики» времени социального характера, связанные с режимом труда и отдыха (завтрак, обед, работа, различного рода развлечения и отдых и т. п.).

На борту ПКА существует непривычная для человека система новых «датчиков» времени, к которым подстраиваются по продолжительности периода суточные ритмы организма: на орбите смена «дня» и «ночи» происходит синхронно периоду обращения ПКА, который для современных орбитальных полетов изменял-

ся от 88,2 до 91,47 мин. Космические сутки из-за их привязки к виткам обращения ПКА вокруг Земли оказываются отличными от земных, т. е. от 24 ч. Так, например, при периоде обращения 88,2 мин космические сутки будут равны 23 ч 31,2 мин, а при 91,47 мин — 24 ч 23,52 мин. Такая разница между космическими и земными сутками приводит к появлению мигрирующего режима труда и отдыха экипажа, т. е. к постоянному изменению времени начала и окончания сна. Некоторые виды работ в космосе требуется проводить в период, предназначенный для сна. Может также сложиться обстановка, при которой необходимо функционирование экипажа в течение нескольких суток без сна и отдыха, например, при возникновении на борту ПКА аварийной ситуации, требующей немедленной ее ликвидации.

Указанные воздействия могут привести экипаж к болезненному состоянию — десинхронозу.

Запасы воды и пищи. В настоящее время по расчетным данным величина энергозатрат в космических полетах внутри кабины ПКА в положении сидя составляет для мужчин массой 70 кг менее 121 Вт. В обычных условиях космического полета количество необходимой космонавту пищи повышается в соответствии с нагрузкой, определяемой решаемыми в полете задачами. В этом случае пища должна покрывать энергозатраты, соответствующие физической нагрузке космонавтов. Только в редких случаях уровень энергозатрат может оказаться выше 242 Вт. При планировании реальных космических полетов уровень рациона превышают на 10...15%. Для полетов, в которых предусмотрено выполнение ряда целевых задач или умеренная работа в открытом космическом пространстве, общий уровень энергетической стоимости суточного рациона для космонавта должен составлять примерно 131 Вт усвояемой энергии. При выполнении работы в среде с повышенной температурой (выше 30°C) энергетическую стоимость рациона следует повышать на 0,5% на каждый градус подъема температуры в диапазоне от 30 до 40°C. Точно так же, если экипаж недостаточно защищен от холода, энергетическая стоимость суточного рациона должна повышаться на 0,5% на каждый градус снижения температуры микроклимата ниже 20°C.

На основании изучения водного баланса человека как в наземных, так и в летных экспериментах было установлено, что норма потребления воды в расчете на одного космонавта соответствует 1,8...2,2 л в сутки. В длительном полете эта норма может быть увеличена с учетом возможной дегидратации организма.

Недостаток пищи и воды может возникнуть из-за невозможного возвращения экипажа на Землю. Вода и пища могут также попасть в аварийную зону ПКА, вследствие чего доступ к ним будет исключен. В длительных полетах возможны случаи порчи воды и пищи из-за больших сроков хранения.

Серьезная опасность может возникнуть после посадки на Землю, если экипаж не будет своевременно обнаружен и эвакуирован. В таких условиях экипажу потребуется длительное время для обеспечения себя водой и пищей. Носимые аварийные запасы (НАЗ) могут удовлетворить потребности экипажа лишь частично.

Запасы кислорода. Экипаж ПКА обеспечивается кислородом либо благодаря его запасам на борту, либо путем регенерации из продуктов выделения.

В первом случае запасы кислорода могут храниться в газообразном состоянии в баллонах под большим давлением или в жидком состоянии в специальных резервуарах.

Во втором случае для хранения кислорода используются кислородсодержащие соединения, к числу которых относятся перекиси, надперекиси, озониды, хлораты и перхлораты щелочных металлов (табл. 3).

Потребное количество кислорода зависит от рода деятельности человека и ряда других факторов и составляет $0,8 \dots 1,2 \text{ кг} \cdot \text{сут}^{-1}$. При этом количество выделяемого углекислого газа, используемого в системе регенерации, равно $0,85 \dots 1,3 \text{ кг} \cdot \text{сут}^{-1}$. Поскольку человек за сутки выделяет углекислого газа больше, чем надо для восполнения убыли кислорода с помощью надперекисей щелочных металлов, то во избежание увеличения концентрации кислорода выше предельного значения применяют поглотители углекислого газа.

Токсические вещества. Основными источниками загрязнения атмосферы кабины ПКА являются: организм человека, кон-

Т а б л и ц а 3

Соединение	Количество O_2 , содержащегося в 1 кг соединения, кг	Минимальная поглощаемость CO_2 на 1 кг соединения, кг	Конечный продукт реакции	Теплота реакции, ккал/кг
NaO_3	0,563	0,39	Na_2CO_3	—
Na_2O_2	0,46	0,25	—	—
NaO_2	0,436	0,40	Na_2CO_3	—1090
KO_2	0,338	0,31	K_2CO_3	— 955
LiO_2	0,46	0,42	—	—
Li_2O_2	0,348	0,96	Li_2CO_3	—
H_2O_2	0,471	—	H_2O	—
LiClO_4	0,601	—	LiCl	+ 133
NaClO_3	0,451	—	NaCl	+ 880
LiNO_3	0,232	—	LiNO_2	—

Примечание. Знак «минус» при цифре означает выделение тепла в процессе реакции, «плюс» — поглощение.

струкционные материалы, технологические процессы и бортовое оборудование ПКА (в случае отказа).

Организм человека в процессе жизнедеятельности освобождается от большого количества «шлаков» (продуктов метаболизма). Они выделяются из легких, желудочно-кишечного тракта, мочевыводящих путей, через кожу, волосы и рот. Человек, находящийся в герметическом отсеке, за сутки выделяет (в миллиграммах):

аммиака и аминоксоединений	297,6±155,6
окси углерода	278,0±160,8 (некурящий)
углеводородов (суммарно в пересчете на угле- род)	504,6±333,2
альдегидов	0,59±0,28
кетонов	232,2±132,8
меркаптанов и сероводорода	4,95±1,1
жирных кислот	89,45±11,5

Вторым источником загрязнения атмосферы ПКА являются конструкционные материалы: пластики, предметы туалета, смазочные и изоляционные материалы, краски, клеи, остатки растворителей после обезжиривающих обработок. Содержание кислорода и температура атмосферы ПКА изменяют интенсивность выделения этих веществ и их состав. Газовыделение продолжается даже по истечении 90-суточного пребывания материалов в атмосфере кабины.

Разнообразные процессы, реализуемые на борту ПКА, также могут оказаться источниками загрязнения атмосферы. Приготовление пищи может явиться источником выделения таких газов, как акролеин, окись углерода и формальдегид, а также твердых частиц, наподобие копоти. При использовании электростатических фильтров для удаления частиц из воздуха возможно образование озона. Он также может образовываться в результате ультрафиолетового облучения, применяемого для частичного уничтожения микроорганизмов. Любое электрическое оборудование, создающее коронный или искровой разряд, будет также являться источником выделения озона. Если в атмосфере кабины ПКА содержатся галоид-замещенные органические соединения, то они могут частично или полностью распадаться при прохождении через кислородные регенераторы. Продукты распада оказываются более токсичными, чем компоненты исходных веществ. В ПКА имеется много теплопередающих систем, которые содержат жидкости, обладающие значительной упругостью паров. Поэтому даже небольшие утечки таких жидкостей могут приводить к образованию газообразных загрязнений, а также аэрозолей.

Помимо продуктов, находящихся в воздушной среде во время нормального функционирования систем, следует рассмотреть

также загрязнения атмосферы, образующиеся в результате пожара или повреждения оборудования. Технические неполадки при запуске и на стартовой позиции, а также на борту ПКА могут приводить к появлению паров или аэрозолей ракетных топлив и окислителей, оказывающих вредное воздействие на человека. Отказы оборудования, особенно электрического, могут явиться причиной перегрева и термического разложения изоляционных материалов. Возгорание в ПКА может привести к образованию продуктов горения наряду с продуктами используемых пламягасящих агентов и при этом могут образовываться соединения различной степени токсичности. Каждый материал и каждое потенциальное нарушение работы оборудования должны рассматриваться с точки зрения возможного выделения токсичных веществ.

Высокие напряжения в электрических цепях. В бортовой аппаратуре ПКА используются достаточно высокие напряжения, что создает предпосылки опасности для членов экипажа. Эта опасность усугубляется, если при разработке бортовой аппаратуры не принимаются меры по предупреждению поражений электрическим током либо нарушаются требования техники безопасности членами экипажа при выполнении работ с электрическими цепями.

Заболевания членов экипажа. В земных условиях основная масса микроорганизмов поступает в организм человека с пищей и воздухом. В космическом полете в кабине ПКА формируется специфический микробный аэропланктон. В отличие от земных условий в нем преобладают представители аутомикрофлоры, обитатели кожного покрова и слизистых оболочек. В связи с изменением экологических условий человека в ПКА претерпевает изменение и его аутомикрофлора. В полете у космонавтов наблюдается увеличение общего числа микроорганизмов на коже, в верхних дыхательных путях, а также кишечнике. В значительной степени возрастает удельный вес микроорганизмов, обладающих патогенными свойствами, а также таких, как, например, стафилококки, гемолитические стрептококки. В полете космонавт питается в основном консервированными и сублимированными продуктами, что также не безразлично для формирования аутомикрофлоры. Следовательно, иммунологическая реактивность организма может снижаться, что приводит к увеличению числа относительно патогенных форм микроорганизмов и вызывает заболевания аутоинфекционной природы. Предполагается, что заболевания членов экипажей могут протекать также по типу перекрестной инфекции, связанной с их так называемой биологической совместимостью.

Заболевания экипажа могут быть вызваны также предполетным инфицированием. Наличие больных в составе семей космонавтов или среди обслуживающего персонала, непосредственно

готовящего экипаж к полету, может привести в случае контакта с ними к заболеванию космонавтов во время полета.

Кроме того, существует опасность инфицирования оборудования ПКА в процессе работы с ним обслуживающего персонала стартового комплекса. Не исключена также возможность заражения воды, пищи и запасов газа, используемого для дыхания экипажа во время полета.

Психологическая несовместимость членов экипажа. Длительные космические полеты остро ставят наряду с биологическими и психофизиологическими проблемами вопросы социальной психологии. Экипаж ПКА — это сложный коллектив, на который возложено решение ответственных задач. В него входят люди разных возрастов и профессий, разных национальностей, имеющие свой индивидуальный жизненный опыт.

В процессе отбора космонавтов и комплектования экипажей, безусловно, отсеиваются лица, индивидуальные психологические особенности которых заведомо неприемлемы для совместной работы. Тем не менее, психологическая напряженность членов экипажа на некоторых этапах космического полета может оказаться сложной проблемой.

Существующие подходы к определению психологической совместимости людей лишь в незначительной степени смягчают остроту проблем социальной психологии. Большая продолжительность полета, эмоциональные потрясения в сложных и опасных ситуациях способны полностью расшатать коллектив, который на Земле казался гармоничным и монолитным. Психологический конфликт между членами экипажа может возникнуть в любое время, и вечерашние друзья могут почувствовать вражду друг к другу. Поэтому мотивационная основа поведения человека в конечном итоге является решающей для стабильности функционирования экипажа и в нормальных, и в аварийных режимах полета. При возникновении психологического конфликта особенно велика роль командира ПКА. Он должен обладать не только отличными знаниями дела, но и способностью быстро и глубоко оценивать сложившуюся обстановку для принятия правильного решения. Не менее существенны его морально-волевые качества. Слабовольный не сумеет в трудные часы поддержать строгость субординации в системе «Земля — командир — экипаж», не найдет правильного подхода к членам экипажа.

Эмоциональный стресс. Помимо естественной реакции на опасность участники космических полетов переживают чувство настороженности, неизбежно возникающее при столкновении человека с новыми, неизвестными по прежнему опыту ситуациями, предметами и явлениями. Эмоции, возникающие в новых и даже опасных ситуациях, проявляются у каждого по-разному. Некоторые люди в таких случаях испытывают чувство острого страха, иногда превращающегося в панику и отказ от деятельности (эмо-

циональный шок, эмоциональный стресс). Люди другого типа в такой же обстановке не утрачивают способности поступать разумно, целесообразно, хотя продуктивность их деятельности всегда оказывается более низкой, чем в обычных условиях (замедленная реакция, ошибочные действия). Есть люди, которые отвечают на опасность высокой мобилизованностью, собранностью, находчивостью, в результате чего их продуктивность по сравнению с привычными условиями жизни значительно повышается.

Вода при приводнении. Вода представляет реальную опасность при приводнении ПКА, особенно при его разгерметизации. Ошибки экипажа могут привести к тому, что после приводнения не будет произведен своевременный отстрел парашютных стренг, вследствие чего после намокания парашюта может произойти опрокидывание СА. При посадке СА в район с неблагоприятными метеоусловиями (сильное волнение на месте приводнения) в результате захлестывания волнами или опрокидывания аппарат может потерять плавучесть и затонуть.

В целом все факторы опасности могут быть классифицированы по своей природе на следующие группы:

а) *физические*: радиация, температура, общее давление, парциальные давления газов, невесомость, высокие напряжения в электрических цепях, вода при приводнении;

б) *механические*: шумы, вибрации, перегрузки;

в) *химические*: токсические вещества;

г) *биологические*: заболевания, недостаток пищи, недостаток воды, десинхронизация биоритма;

д) *психологические*: психологическая несовместимость членов экипажа, эмоциональный стресс.

Факторы опасности могут воздействовать на экипаж ПКА как по отдельности, так и в сочетаниях (по составу и количеству). На вид фактора опасности существенно влияет источник появления аварийной ситуации. Так, например, отказ системы шлюзования отходов наиболее вероятно приведет к изменению общего давления в отсеке (отсеках) ПКА, в то время как отказ системы терморегулирования в большинстве случаев будет сопровождаться изменением температуры окружающей атмосферы и элементов ПКА.

Между факторами опасности при групповом воздействии существует взаимозависимость, что обусловлено особенностями определенных категорий аварийных ситуаций (например, пожар, невозможность возвращения на Землю и т. п.), сопровождающихся, как правило, вполне конкретным сочетанием факторов опасности.

1.3. ПРИЧИНЫ ПОЯВЛЕНИЯ АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЙ

Причины появления аварийных ситуаций могут быть обусловлены техническими факторами (отказы бортовых систем ПКА, систем РН, наземных средств управления космическим полетом), человеческими факторами (ошибки при разработке ПКА, при планировании полета, при отборе космонавтов, при комплектовании экипажа, обслуживающего персонала стартового комплекса, при управлении полетом ПКА с Земли, экипажа ПКА, недостатки в предупреждении заболеваний экипажа); воздействием внешней среды (воздействие неблагоприятных факторов космического полета).

Отказы бортовых систем ПКА совсем не обязательно должны вести к появлению аварийных ситуаций. Потенциальная опасность отказов существенно зависит от их источника. Так, например, отказ системы приземления всегда более опасен, чем отказ научной аппаратуры.

Вероятность появления отказов существенно изменяется в процессе полета. Наибольшая интенсивность отказов наблюдается в первые минуты. Она быстро убывает в первые часы (примерно до 4 ч), затем этот процесс замедляется и выходит на «полку» в 1—2 сутки полета. Характер относительного изменения интенсивности отказов может быть описан выражением

$$k_{\lambda} = 9e^{-\frac{t^{0,5}}{0,4}} (1 + 0,953t - 0,77t^2 + 0,195t^3 - 0,0144t^4 + 0,000458t^5) + 1.$$

Подобный характер появления отказов особенно опасен, так как вероятность возникновения аварийных ситуаций достигает своего максимального значения на начальном участке космического полета, когда экипаж ПКА еще не адаптировался к новым для него условиям деятельности.

В ходе последующего полета интенсивность отказов существенно меняется в соответствии с циклограммой работы бортовых систем ПКА и интенсивностью отказов, работающих на рассматриваемый момент систем.

Определение степени опасности отказа сводится, по существу, к оценке вероятности его возникновения и вероятности того, что он приведет к аварийной ситуации.

Отказы бортовых систем РН. Системы, работающие на участке вывода ПКА на орбиту, подвержены воздействию таких неблагоприятных факторов, как перегрузки и вибрации, которые, безусловно, отрицательно влияют на надежность бортового оборудования.

Наиболее опасной является фаза пуска, так как существуют потенциальные возможности отказа РН с последующим взрывом.

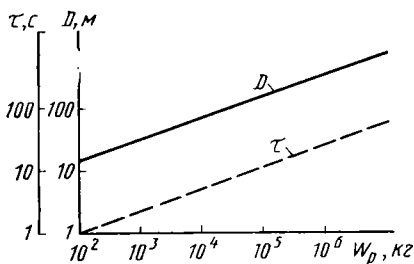


Рис. 10. Диаметр огненного шара и время его развития в зависимости от массы топлива:
 W_p — общая масса топлива; τ — время развития огненного шара; D — диаметр огненного шара

На этапе полета нарушение функционирования РН может привести к катастрофическим последствиям. В этом случае необходимо по возможности

быстро отделить и удалить ПКА или отсек с экипажем на безопасное расстояние от РН, чтобы исключить воздействие на них ударной волны, образующейся при взрыве.

При взрыве РН образуется огненный шар, размеры зоны распространения и время развития которого показаны на рис. 10. Время (в секундах) прихода ударной волны в точку, находящуюся на расстоянии R м от центра взрыва,

$$t = 36,79 \cdot 10^{-3} \frac{R}{\sqrt[3]{(\Delta p_{cp})^2}},$$

где Δp_{cp} — допустимое для ПКА (экипажа) по условиям безопасности давление во фронте ударной волны, кПа.

На этом же этапе может наблюдаться преждевременное или запоздалое окончание работы двигателей РН. Ситуация преждевременного выключения двигателей является наиболее опасной, так как ПКА при этом может либо не выйти на орбиту, либо выйти на траекторию пологого спуска, предъявляющую повышенные требования к теплозащите ПКА, либо выйти на орбиту с коротким временем существования, но с отделившимся СА, имеющим запасы расходуемых средств, не рассчитанные на такое время пребывания на орбите.

Могут наблюдаться также нарушения в работе систем РН, приводящие к отклонениям траектории движения от нормальной.

Отказы наземных средств управления космическим полетом. При отказе наземных средств управления полетом источником аварийной ситуации может быть одна из систем, осуществляющих в этот момент связь с ПКА по линиям «Земля — борт» и «борт — Земля». Отказы наземных средств могут оказывать воздействие на ПКА только в сеансе связи и только через системы, работающие во время данного сеанса.

Опыт космических полетов свидетельствует о достаточно низкой потенциальной опасности для экипажа ПКА данного типа отказов.

Ошибки при разработке ПКА чреваты наиболее тяжелыми последствиями, так как до момента их проявления во время поле-

та они никому не известны, а потому средств и методов их предотвращения не разработано. Таким образом, они порождают непредвиденные ситуации, которые с большой вероятностью перерастают в аварийные.

Ошибки при планировании полета связаны с различными нарушениями конструктивных и эксплуатационных требований, обусловленных определенными разработанными методами управления полетом и посадкой, тренированностью экипажа и наземного персонала, а также условиями окружающей среды. Эти требования предъявляются к времени запуска, параметрам траектории полета ПКА, циклограмме функционирования систем ПКА и экипажа.

Для обеспечения безопасности экипажа ПКА предпочтительнее осуществление запуска в светлое время суток.

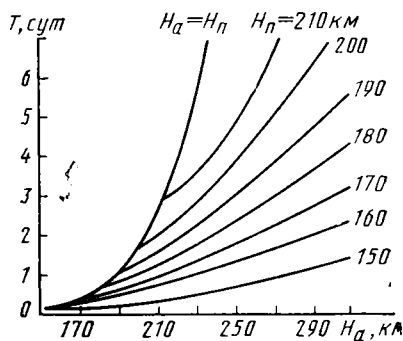
Для осуществления встречи на орбите запуск второго КА должен быть произведен в момент, обеспечивающий совпадение следа орбиты первого КА с местом размещения стартовой позиции (СП). При запуске в другое время для этого потребуются маневры по изменению плоскости орбиты. Дополнительные ограничения на время запуска накладывают фазовые характеристики движения КА, а также световые условия на орбите на время встречи.

Время (дата) старта в значительной мере зависит от радиационной опасности, вызванной повышенной солнечной активностью. Кроме того, на время запуска оказывают влияние также ограничения, накладываемые наземной системой управления полетом, условиями безопасности полигона, характером маневров на орбите, расположением возможных мест посадки ПКА, оптимальными по времени суток условиями посадки, а также метеоусловиями в районе запуска.

Высота и форма орбиты обычно выбираются в соответствии с задачами полета, характеристиками РН, точностью системы управления и требованиями обеспечения аварийного спасения экипажа ПКА. Ограничения, накладываемые на высоту орбиты, определяются также уровнем радиации, возможностью столкновения с другими КА или телами искусственного происхождения, продолжительностью полета и нагревом, вызываемым прохождением ПКА через верхние слои атмосферы.

Рис. 11. Минимальное время существования ПКА на круговой и эллиптической орбитах:

H_a — высота апогея; H_n — высота перигея



На рис. 11 показана зависимость времени T существования ПКА на орбите от высоты H_a апогея при заданной высоте H_n перигея для баллистического параметра

$$\frac{G}{C_x S} = 2320 \text{ Па,}$$

где G — масса ПКА; C_x — коэффициент лобового сопротивления ПКА; S — площадь мицеля ПКА.

Высота схода с орбиты существенно зависит от возможностей двигательной установки ПКА, запасов топлива, особенностей конструкции ПКА (выдача тормозного импульса до или после разделения отсеков, размещение в СА всех систем или только необходимых для спуска и т. п.), состава и характеристик резервных двигательных установок, наличия достаточного резерва времени от момента начала разделения до входа СА в атмосферу на разведение частей ПКА на безопасное расстояние и соответствующую ориентацию СА перед входом в атмосферу.

Угол наклона орбиты зависит от задач полета, существующей сети измерительных пунктов НКУ, требований аварийного спасения экипажа в период вывода ПКА на орбиту, обеспечения безопасности полигона запуска и населенных пунктов по трассе полета, необходимости обязательного выполнения контроля орбиты движения ПКА и его состояния на первых витках полета, обеспечения условий спасения экипажа на этих витках, а также сопровождения ПКА в период спуска на Землю.

При возникновении АС в полете необходимо учитывать состав маневров, который должен обеспечить переход ПКА на траекторию спуска. При необходимости срочного спуска ПКА должно быть предусмотрено время вынужденной задержки на орбите в зависимости от количества мест посадки и их размеров. Это время существенно зависит от возможности использования мест посадки в ночное время, когда поиск и спасение экипажа существенно затруднены. На время задержки оказывают влияние также высота орбиты и ее наклонение.

В связи с необходимостью слежения за ПКА и обеспечения двусторонней связи с экипажем маневр схода с орбиты производится обычно над или непосредственно перед измерительным пунктом НКУ. При осуществлении маневра должна обеспечиваться возможность визуального контроля экипажем ориентации ПКА. Маневр должен обеспечивать выполнение условий входа в атмосферу по высоте, перегрузкам, тепловому режиму, аэродинамической устойчивости.

Выбор координат места посадки ограничен географическими, транспортными, связными, метеорологическими и световыми условиями.

Ошибки при отборе космонавтов. При отборе космонавтов могут остаться не выявленными: скрытая патология и начальные

доклинические формы заболеваний, неблагоприятная наследственная предрасположенность к тем или иным соматическим и нервно-психическим заболеваниям, пароксизмальные расстройства сознания, непереносимость экстремальных факторов космического полета, несовместимость при групповой деятельности. Такие отклонения могут привести к аварийным ситуациям в космическом полете.

Ошибки при комплектовании экипажа. При комплектовании экипажа ПКА могут быть ошибочно включены психологически несовместимые лица, что в экстремальных условиях полета может повлечь за собой тяжелые последствия.

Ошибки обслуживающего персонала стартового комплекса могут вести как к немедленному появлению аварийных ситуаций, так и к их проявлению в процессе полета. Неправильные действия обслуживающего персонала при подготовке РН и ПКА к пуску могут вызвать пожар на стартовом комплексе, замыкание цепей электропитания на корпус при проливе жидкости внутри ПКА; негерметичность кабины ПКА; повреждение жизненно важных систем ПКА и РН и т. п.

Ошибки при управлении полетом ПКА с Земли. Персоналом наземного комплекса управления могут быть внесены ошибки в работу систем ПКА или в деятельность экипажа только в сеансе связи и только в работающую систему или через осуществляющего связь члена экипажа. Ошибки могут заключаться в выдаче неверных уставок в бортовые системы ПКА, в несвоевременной выдаче команд, в выдаче ложных команд и т. п.

Ошибки экипажа ПКА. Ошибка может быть внесена только в работающую систему КА и только тем членом экипажа, который с ней взаимодействует. Системы ПКА имеют разную предрасположенность к внесению в их работу ошибок членами экипажа. Интенсивность потока ошибок изменяется в ходе космического полета и зависит от сложности выполняемых операций. Вероятность возникновения аварийных ситуаций в результате ошибочной деятельности экипажа находится в прямой зависимости от особенностей бортовой системы, с которой непосредственно работает экипаж, а также от наличия отказов на борту ПКА.

Недостатки в проведении мероприятий по предупреждению заболеваний экипажа. Для предупреждения заболеваний экипажа проводятся следующие мероприятия: обсервация экипажа в предполетный период; дезинфекция ПКА перед полетом; контроль за состоянием здоровья членов бригады, выполняющей работы внутри ПКА при подготовке его к запуску, а также лиц, контактирующих с экипажем в предстартовый период работы; применение лечебно-профилактических средств и соблюдение правил личной гигиены во время полета. Невыполнение указанных мероприятий может повлечь за собой возникновение в процессе космического полета заболеваний членов экипажа.

Воздействие неблагоприятных факторов космического полета. Космическая радиация может привести к лучевому поражению членов экипажа.

В результате соударения с метеорными частицами возможен пробой корпуса ПКА, а следовательно, его разгерметизация. Нельзя исключать и возможность попадания метеорных частиц в баки с топливом и кислородом и последующего взрыва и пожара.

Воздействие перегрузок (особенно ударных) может сопровождаться травмированием экипажа.

Шумовые воздействия на экипаж в момент взлета современных КА находятся в пределах переносимости. Во время орбитального полета уровни интенсивности шумов находятся в пределах допустимых санитарно-гигиенических норм. Однако длительность их воздействия вызывает кумулятивный эффект, сопровождающийся раздражением, утомлением, нарушением сна. Вибрации, действующие на организм человека в космическом полете, могут вызывать изменения функций органов дыхания, сердечно-сосудистой системы, пищеварения, опорно-двигательного аппарата и др.

Невесомость вызывает изменения в сердечно-сосудистой системе человека, механизмах водно-солевого и гормонального обмена, нарушения пространственной ориентации и координации движений, появление вестибуло-вегетативных реакций в виде космической формы болезни укачивания.

1.4. ИСТОЧНИКИ ОПАСНОСТИ

Источниками опасности на борту ПКА могут быть его бортовые системы и сам экипаж. На этапе вывода ПКА на орбиту к ним добавляются также бортовые системы ракеты-носителя.

Существует четкая взаимосвязь между причинами возникновения аварийных ситуаций и источниками опасности. Ее суть состоит в том, что каждой причине появления аварийных ситуаций соответствует вполне определенный состав источников опасности. Так, например, источником опасности при отказе ПКА и РН может быть любая система. В то же самое время ошибки могут быть внесены только в те системы ПКА, с которыми работает экипаж. Ошибки при управлении полетом ПКА могут быть внесены персоналом НКУ только в системы, управление которыми можно осуществлять с Земли. Отказы наземных средств управления полетом распространяются только на системы ПКА, с которыми осуществляется связь по каналам «Земля — борт» и «борт — Земля». Ошибки обслуживающего персонала стартового комплекса могут оказать влияние лишь на системы, с которыми он работает. Заболевания членов экипажа могут вызы-

ваться либо состоянием их организма, либо воздействием на здоровье систем ПКА и т. д.

Каждая из причин порождает в соответствующем источнике опасности свою характерную интенсивность потока аварийных ситуаций. Так, например, определенная система ПКА может характеризоваться своей интенсивностью потока отказов. В ее же работу могут с определенной интенсивностью вноситься ошибки соответствующим членом экипажа, а также персоналом НКУ. На ее работе также с определенной интенсивностью могут сказываться отказы в работе наземных средств управления полетом и т. д.

Каждый из источников опасности характеризуется своей циклограммой функционирования, определяющей промежутки времени, в которые он может порождать аварийные ситуации по соответствующей причине. К примеру, отказы бортовых систем могут проявляться только в процессе их работы. Экипаж может вносить ошибки в работу систем во время управления ими. Ошибки персонала НКУ могут быть внесены в работу систем ПКА только во время сеансов связи. Попадание в ПКА микрометеорной частицы может произойти в любой момент его функционирования на орбите и т. п.

Каждый из источников опасности может функционировать в разных режимах, определяемых характером полетных операций, что оказывает существенное влияние на содержание проявляющихся при этом аварийных ситуаций. В разное время одного и того же режима характер появляющихся аварийных ситуаций может быть различным.

Существенно зависит от источника аварийной ситуации также состав неблагоприятных факторов, сопровождающих ее появление. Так, например, отказ системы шлюзования отходов наиболее вероятно приведет к изменению общего давления в отсеке (отсеках) ПКА, в то время как отказ системы терморегулирования в большинстве случаев будет сопровождаться изменением температуры окружающей атмосферы и элементов ПКА. Такая зависимость состава неблагоприятных факторов от источника АС сохраняется как при раздельном их появлении, так и в сочетаниях (по составу и количеству). Во втором случае имеет место сильная взаимозависимость между ними. Причина такой взаимозависимости обусловлена тем, что комплексное воздействие факторов характерно для определенных аварийных ситуаций, например пожара, невозможности возвращения на Землю и т. п., сопровождающихся, как правило, вполне конкретным набором неблагоприятных факторов.

От источника АС существенно зависит также резерв времени экипажа на выход из нее. Так, аварийный отказ системы терморегулирования, сопровождаемый изменением температуры, не может в силу инерционности системы приводить к быстрому из-

менению температуры внутри ПКА. Если же рассмотреть отказы системы приземления, то они всегда будут характеризоваться весьма ограниченными резервами времени из-за кратковременности действия этой системы — использования на завершающем этапе полета.

1.5. СПОСОБНОСТИ ЧЕЛОВЕКА ПЕРЕНΟΣИТЬ ВОЗДЕЙСТВИЕ НЕБЛАГОПРИЯТНЫХ ФАКТОРОВ

Для обеспечения безопасности экипажа ПКА необходимо знать способности человека по перенесению воздействия неблагоприятных факторов космического полета.

В аварийных ситуациях при изменении по определенному закону значений параметров, характеризующих неблагоприятные факторы АС, знание предельных способностей человека позволяет оценить резервы времени на обеспечение выхода из них, что представляет исключительный интерес с точки зрения выбора наиболее рационального способа локализации, ликвидации АС или спасения экипажа.

Соотнесение уровней воздействия во время полета факторов АС и их переносимости человеком позволяет правильно выбрать средства защиты экипажа.

Исходя из предельных возможностей переносимости человеком воздействия неблагоприятных факторов могут быть определены некоторые весьма существенные характеристики тех бортовых систем и оборудования ПКА, которые в процессе функционирования способны сами создавать аварийные ситуации.

Каждый из факторов может воздействовать на человека как самостоятельно, так и в комплексе. Кроме того, многие из них оказывают на человека разностороннее воздействие, причем реакция человека оказывается различной в зависимости от уровня воздействия.

Радиация. Дозы ионизирующего излучения определены на основании экспериментальных и клинических данных о биологическом действии различных видов ионизирующих излучений с учетом коэффициента относительной биологической эффективности, временных зависимостей, влияния экстремальных факторов нелучевого происхождения, а также в расчете на определенную степень компенсаций нарушенных функций в облученном организме. Для экипажей ПКА установлены три категории дозы ионизирующего излучения, позволяющие выполнить космический полет без серьезных лучевых повреждений организма.

1. Допустимая доза — 0,15 Зв. Она не вызывает у человека заметного соматического повреждения в течение всей его жизни. Предусмотрена для нормирования неизбежных облучений в результате космического излучения Галактики и радиационного пояса Земли.

2. Доза оправданного риска — 0,5 Зв. Такая доза может вызвать лишь единичные случаи слабо выраженных клинических проявлений лучевой реакции. Предусмотрена для нормирования облучений, которые носят вероятностный характер (излучений хромосферных вспышек на Солнце).

3. Критическая доза — 1,25 Зв. Подобная доза ионизирующего излучения вызывает отчетливые клинические проявления лучевого поражения без смертельных исходов. Установлена как критерий для решения вопроса о возможности дальнейшего продолжения полета.

Приведенные категории доз установлены для полетов ПКА продолжительностью до 30 сут. Для космических полетов продолжительностью до трех лет предельно-допустимая равноценная доза определяется из соотношения

$$G_n(T) = 0,05 + 4(1 - \exp(-T/72)) \text{ Зв,}$$

где T — длительность полета, мес.

За период профессиональной деятельности космонавта предельно-допустимая равноценная доза не должна превышать 4 Зв.

При 84-суточном полете на орбитальной станции «Скайлэб» эквивалентная доза облучения экипажа составила 0,1 ... 0,15 Зв, а при 96-суточном полете на станции «Салют-6» — около 0,03 Зв.

Температура. Воздействие на человека высокой температуры приводит прежде всего к функциональным нарушениям системы терморегуляции. При температуре наружного воздуха 30 ... 33°C теплообмен с окружающей средой практически прекращается, и тепловое равновесие поддерживается только благодаря интенсивному потоотделению, но оно чревато угрозой дегидратации (обезвоживания) организма. Так, потери воды за счет потоотделения при температуре окружающей среды 37,8°C в состоянии покоя человека достигают 300 г·ч⁻¹. При движении они значительно возрастают. Если имеется достаточное количество питьевой воды, то организм может успешно справиться с подобной тепловой нагрузкой. Однако при ограниченных запасах воды может наступить дегидратация, которая является основным фактором, определяющим выживание человека при высоких температурах. Если температура воздуха и окружающих стен превышает 60°C, организм человека не способен сохранять тепловой баланс даже за счет обильного потоотделения, вследствие чего начинается процесс накопления тепла в организме. При этом чем выше температура, тем меньше время человек способен выносить такие тепловые нагрузки, так как количество накопленного тепла и скорость его накопления соответственно возрастают. Однако чем больше одежды на человеке и чем выше ее теплозащитные свойства, тем медленнее достигается предел выносливости организма. Кроме того, чем ниже барометрическое

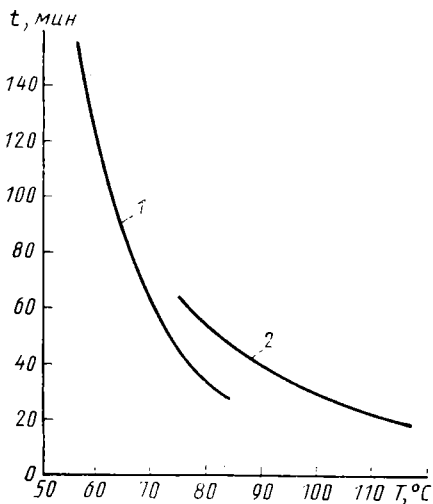


Рис. 12. Допустимое время пребывания человека в условиях высоких температур при нормальном атмосферном давлении в состоянии покоя, в легкой одежде:

1 — по советским источникам; 2 — по американским источникам

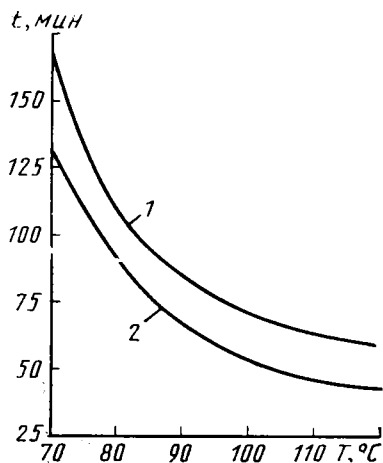


Рис. 13. Время переносимости высоких температур в состоянии относительного покоя при давлении 34,3 кПа (в различной одежде):

1 — теплая (многослойная) одежда; 2 — легкая одежда

давление, тем медленнее он достигается. Пределом переносимости тепловых нагрузок является стадия, когда физиологические функции организма, претерпев предварительно ряд нарушений, перестают выполняться. Допустимая продолжительность воздействия высоких температур при нормальном атмосферном давлении приведена на рис. 12. Предполагается, что человек находится в состоянии покоя и легко одет. На рис. 13 приведен график зависимости допустимого времени воздействия тепловых нагрузок от температур при пониженном барометрическом давлении. Сухая многослойная одежда позволяет длительное время сохранять благоприятный тепловой режим тела и способствует уменьшению его теплообмена с окружающей средой.

В случае посадки ПКА в район с низкой температурой воздуха следует учитывать охлаждающее действие ветра (табл. 4) на открытую часть тела, выраженное через эквивалентную температуру воздуха в штиль.

При попадании членов экипажа в воду (что возможно при аварийном покидании ПКА в случае его приводнения) следует принимать во внимание высокую теплопроводность воды, которая примерно в 23 раза выше, чем у воздуха. Допустимое время пребывания в воде без спецодежды в зависимости от температуры воды приведено в табл. 5.

Таблица 4

Скорость ветра, м/с	Показания термометра, °С										Эквивалентные температуры, °С	Наибольшая опасность	
	10	4,4	-1,1	-6,7	-12,2	-17,8	-23,3	-28,8	-34,4	-40			-45,5
0	10	4,4	-1,1	-6,7	-12,2	-17,8	-23,3	-28,8	-34,4	-40	-45,5	-51,1	Повышенная опасность
2,2	8,9	2,8	-2,8	-8,9	-14,4	-20,7	-26,1	-32,0	-37,6	-44,0	-49,4	-55,6	
4,4	4,4	-2,2	-8,9	-15,6	-22,8	-29,4	-36,1	-43,2	-50,0	-56,7	-63,9	-70,6	
6,6	2,2	-5,6	-12,8	-20,6	-27,8	-35,6	-42,8	-49,5	-57,8	-65,0	-72,8	-80,0	
8,8	0,0	-7,8	-15,6	-23,3	-31,7	-39,4	-47,2	-55,0	-63,3	-71,0	-78,9	-86,7	
11,0	-1,1	-8,9	-17,8	-26,1	-33,9	-42,2	-50,6	-58,9	-66,7	-75,6	-83,3	-91,7	
13,3	-2,2	-10,6	-18,9	-27,8	-36,1	-44,5	-52,8	-61,7	-70,0	-78,3	-87,2	-95,6	
15,4	-2,8	-11,7	-20,0	-28,9	-37,2	-46,1	-55,0	-63,3	-72,2	-80,6	-89,4	-98,3	
17,6	-3,3	-12,2	-21,1	-29,4	-38,3	-47,2	-56,1	-65,0	-73,7	-82,1	-90,0	-100	
Увеличение скорости ветра свыше 17,6 м/с оказывает значительный дополнительный эффект	Малая опасность			Повышенная опасность					Наибольшая опасность				
Опасность обморожения открытой части тела (симптомы «траншейной стопы» могут иметь место в любой точке таблицы)													

Т а б л и ц а 5

Температура воды, °С	Время, по истечении которого с высокой вероятностью наступает смерть	Время, по истечении которого наступает потеря сознания	Допустимое время, мин
10	15 ... 90 мин	15 ... 30 мин	1 ... 2
10 ... 12	60 ... 120 мин	30 ... 60 мин	10
13 ... 15	6 ... 8 ч	2 ... 4 ч	20
16 ... 18	6 ... 8 ч	2 ... 4 ч	30
19 ... 21	Безопасно	3 ... 7 ч	40
26	для жизни	12 ч	—

У человека, погруженного в воду, потери тепла за счет радиации, а также конвективная составляющая пренебрежимо малы. При этом борьба с гипотермией возможна только за счет снижения теплопроводности и увеличения теплообразования в результате более интенсивного обмена веществ.

При ознобе, который является произвольной реакцией организма, в течение получаса выделяется в 4 ... 5 раз больше теплоты, чем в обычных условиях. По истечении этого промежутка времени количество выделяемого тепла сокращается. При температуре воды ниже 15°C сохранить температуру тела на безопасном уровне за счет озноба не удастся.

Обмен веществ интенсифицируется и при движении человека в воде. Теплообразование в течение нескольких часов может увеличиваться в 10 и более раз. Однако прибегать к этой мере целесообразно при температуре воды не ниже 15°C и в течение непродолжительного промежутка времени. Объясняется это быстрым истощением организма, с одной стороны, и увеличением отдачи теплоты за счет роста конвективной составляющей, с другой.

При умеренных колебаниях температуры внешней среды организм автоматически поддерживает внутреннюю температуру на постоянном уровне. Однако при резких изменениях внешней температуры становятся необходимыми дополнительные меры. Наиболее действенной из них является использование одежды, которая должна иметь как можно больше слоев и быть плотнее прижата к телу. Хотя изолирующее влияние одежды при намокании уменьшается, она тем не менее может обеспечить должную защиту, особенно теплая шерстяная одежда с водонепроницаемым наружным покрытием. Необходимо также предохранять от переохлаждения голову и руки.

Общее давление. Самой опасной для экипажа ПКА является разгерметизация кабины: падение общего (декомпрессия) и парциального давления кислорода (гипоксия). При критических значениях декомпрессии и уменьшении парциального давления

кислорода в организме развиваются опасные для жизни состояния: кислородное голодание, декомпрессионная болезнь, высотная тканевая эмфизема. В условиях взрывной декомпрессии, протекающей за доли секунды, возможны, кроме того, внутренние и наружные травмы.

Причиной травм внутренних органов человека является мгновенное нарастание избыточного давления и расширение газов в газосодержащих полостях и органах с податливыми, эластичными стенками при падении давления в кабине ПКА. При этом происходит перерастяжение и разрывы тканей и сосудов со всеми вытекающими отсюда последствиями. Наружные травмы при декомпрессии связаны с вовлечением космонавта, находящегося вблизи отверстия, в быстрое движение воздушным потоком и ударами его о твердые и острые выступающие детали оборудования кабины. Кроме того, возможно травмирование незафиксированными предметами, вовлекаемыми в движение воздушным потоком.

Важным фактором, определяющим выбор средств защиты и спасения экипажа ПКА при декомпрессии, особенно взрывного характера, является резерв времени τ_p , в течение которого сохраняется сознание человека (рис. 14). Газовый состав атмосферы (чистый кислород или воздух) перед декомпрессией не оказывает заметного влияния на величину резерва времени при малых конечных давлениях.

Если рассматривать возможность спасения одного члена экипажа ПКА другим, то необходимо обратиться ко времени

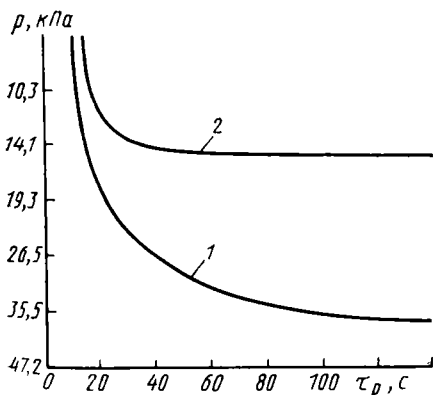


Рис. 14. Резерв времени экипажа ПКА после быстрого падения давления (менее 1 с) при снижении давления от нормального уровня до указанного на графике:

1 — при дыхании воздухом; 2 — при дыхании чистым кислородом

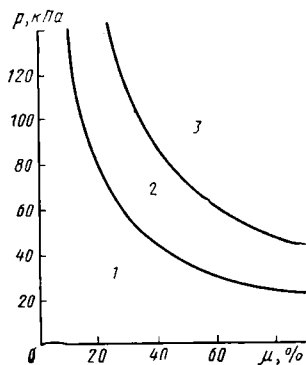


Рис. 15. Зависимость необходимого содержания μ кислорода в атмосфере кабины ПКА от величины общего давления p :

1 — зона развития гипоксии; 2 — область допустимых значений; 3 — зона токсического действия кислорода

Т а б л и ц а 6

Способ спасения	Лимитирующий фактор	Резерв времени, с
Самостоятельно	Время сохранения сознания и работоспособности	10 ... 15
Другие члены экипажа в снаряжении	Время сохранения основных жизненных функций	120 ... 150
Врач-космонавт	Время появления необратимых повреждений внутренних органов	150

сохранения человеком основных жизненных функций в случае воздействия на него взрывной декомпрессии, а также ко времени появления у него необратимых повреждений внутренних органов (табл. 6).

Установление минимально допустимого значения общего давления в кабине ПКА весьма существенно. Нормальное кислородное обеспечение организма возможно при снижении общего давления только до 25,3 ... 26,7 кПа. Поэтому давление в кабине не должно быть ниже значений этих величин.

Результаты исследований по воздействию повышенного давления показывают, что патологические симптомы появляются у человека при давлении более 392 ... 843 кПа. Это позволяет сделать вывод о несущественности этого фактора для космических полетов, так как такие большие давления внутри кабины ПКА принципиально невозможны из-за отсутствия необходимых для достижения такого давления запасов газов на борту ПКА.

Парциальные давления газов. Величина общего давления в кабине ПКА может изменяться в широких пределах, однако при этом необходимо иметь в виду, что данный параметр тесно связан с другими и в первую очередь с парциальным давлением кислорода. На рис. 15 представлены три зоны величин давления кислорода, определяющие различный уровень обеспечения им организма.

Помимо гипоксии потенциальной опасностью для космонавтов в полете является состояние гиперкапнии — увеличение содержания CO_2 в легких, крови и тканях до величин, вызывающих физиологические реакции, патологические нарушения и ухудшение работоспособности. Гиперкапния развивается при повышении содержания углекислого газа в атмосфере кабины ПКА или в гермошлеме скафандра. Условно можно выделить четыре различные зоны токсического действия гиперкапнии в зависимости от величины давления CO_2 в атмосфере кабины (рис. 16). Следует иметь в виду, что эти данные получены при нахождении человека в состоянии покоя. Устойчивость человека

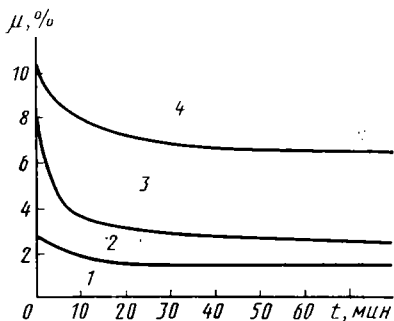


Рис. 16. Классификация различных эффектов токсического действия CO_2 в зависимости от его содержания μ в атмосфере кабины ПКА:

1 — индифферентная зона; 2 — зона незначительных физиологических расстройств; 3 — зона выраженного дискомфорта; 4 — зона глубоких функциональных расстройств, потеря сознания

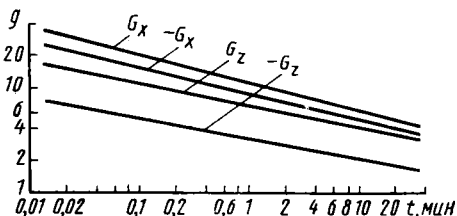


Рис. 17. Зависимость допустимых величин перегрузок различного направления от времени их воздействия:

$+G_z$ — голова-таз; $-G_z$ — таз-голова; $+G_x$ — грудь-спина; $-G_x$ — спина-грудь

к токсическому действию CO_2 снижается по мере увеличения физической нагрузки. При повышении давления CO_2 до 2 кПа длительное выполнение тяжелой физической работы оказывается затрудненным, а при повышении его до 3,3 кПа — уже ограничена возможность выполнения работы средней трудности. При возрастании давления CO_2 до 4,7 ... 5,3 кПа ограничена возможность выполнения даже легкой работы. При давлении 8 кПа человек оказывается практически лишенным возможности выполнять какую-либо работу. Длительность пребывания в атмосфере с различным парциальным давлением CO_2 показана ниже:

Давление CO_2 , кПа	До 1,0	До 2,0	До 3,3 ... 4,0	До 4,7 ... 5,3	До 6,7	До 8,0	Свыше 8,0, но не более 10,0
Время пребывания в покое	3 ... 4 мес.	30 сут.	7 сут.	15 ч	3 ... 4 ч	1 ч	15 мин

Перегрузки. Допустимые величины и длительность действия перегрузок определяют исходя из физиологической переносимости их человеком и влияния перегрузок на работоспособность космонавта. Пределы физиологической выносливости и работоспособности могут быть связаны между собой, но не обязательно равны. Как правило, работоспособность ухудшается раньше

достижения предела устойчивости. Пределы устойчивости человека к действию перегрузок различного направления в зависимости от величины и длительности их действия показаны на рис. 17.

Физиологическая переносимость перегрузок ограничена главным образом реакциями организма на перераспределение крови, механическое затруднение дыхания, смещение и деформацию внутренних органов. При действии ускорений, направленных вдоль продольной оси тела, перераспределение крови достаточно быстро приводит к появлению признаков нарушения мозгового кровообращения, что и лимитирует продолжение воздействия. При поперечных ускорениях такое воздействие существенно меньше. Этим, по существу, и определяется выбор позы космонавта относительно действия ускорений во время вывода ПКА на орбиту и спуска его на Землю. Предел выносливости при строго поперечном направлении действия перегрузок недостаточно высок. Изменение наклона спинки кресла позволяет значительно увеличить переносимость перегрузок (рис. 18).

Устойчивость человека к воздействию ударных перегрузок зависит от направления их действия, скорости нарастания, общей энергии, поглощаемой телом, конфигурации кресла, привязной системы, правильного выбора позы, подготовленности организма. Если вектор ударных ускорений совпадает по направлению с позвоночным столбом (или приближается к этому направлению), то возникает опасность нарушения его целостности. Так, при скорости нарастания ударных перегрузок в диапазоне 200 ... 500 g/c предел переносимости соответствует 20 ... 22 g при времени воздействия 0,1—0,2 с. Этот предел значительно повышается при поперечно направленными ускорениями. Установлено, что для человека допустимы ударные перегрузки в направлении

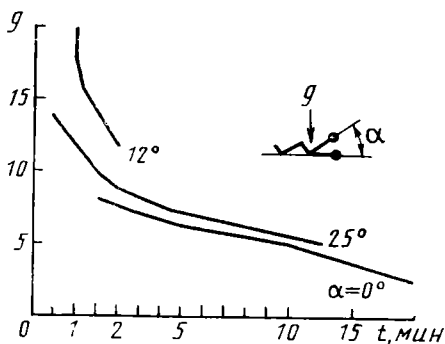


Рис. 18. Время переносимости человеком поперечных ускорений $+G_x$ в зависимости от угла α наклона спинки кресла

грудь — спина до 46 g и в направлении спина — грудь до 35 g при времени действия 0,37 с. При скорости нарастания ударных перегрузок 2000 ... 3000 g/c и превышении величины перегрузки 25 ... 30 g могут возникнуть неблагоприятные симптомы общей коммоции (сотрясения), а также локальных повреждений.

Невесомость. При переходе от земной гравитации к невесомости у большинства космонавтов отмечаются различные по величине и ха-

рактору вегетативные и сенсорные расстройства. Болезнь движения наблюдается примерно у 29% космонавтов в первом полете и у 23,8% — в повторном. По мере пребывания человека в космическом полете неприятные ощущения, связанные с болезнью движения, постепенно исчезают. Практически к 7... 10 суткам полета все космонавты адаптируются к невесомости и не испытывают неприятных ощущений.

Что касается пространственных иллюзий, то выраженные иллюзии перевернутого положения тела испытывают 51,3% космонавтов. Это определенным образом влияет на их работоспособность, особенно при перемещениях в кабине.

Чувство прилива крови к голове наблюдается примерно у 70% космонавтов. У одних оно имеет место лишь в начале полета и выражено нерезко. У других — сохраняется на протяжении всего пребывания в космосе (в том числе и длительного). При этом большинство космонавтов (80%) только ощущают прилив крови к голове без ухудшения состояния здоровья и работоспособности. Лишь 4% опрошенных после полета космонавтов указывают на снижение работоспособности и изменения функционального состояния.

Нарушение координации движений наблюдается в первые часы и сутки полета, особенно при движениях, не требующих визуального контроля. Восстановление координации движения наступает на вторые или третьи сутки полета.

Нарушение белково-фосфорного и связанного с ним кальциевого обмена приводит к некоторому вымыванию кальция из костной ткани (потери кальция составляют 0,02 ... 0,06% в сутки в первый период полета). Повышение выхода кальция из костной ткани сопровождается увеличением его содержания в крови и моче, что может способствовать образованию почечных камней. В полетах очень большой продолжительности потеря кальция костной тканью может привести к значительному снижению прочности скелета, что при возвращении к земным условиям представляет известную опасность.

Несмотря на все это, профилактика неблагоприятного воздействия невесомости в предполетный период и в период полета позволяет в значительной мере ослабить или полностью устранить воздействие указанных факторов и обеспечить нормальную жизнь и работу экипажа в условиях невесомости в течение достаточно длительного времени (приближающегося к году).

Шум и вибрация. Данные по переносимости воздействия интенсивного инфразвука на организм человека приведены в табл. 7.

Предельные уровни интенсивности шума, которые могут считаться допустимыми, составляют 150 дБ на частотах от 1 до 7 Гц, 145 дБ — от 8 до 11 Гц и 140 дБ — от 12 до 20 Гц. Ориентировочные предельные уровни для диапазона частот 20 ... 100 Гц

Частота и уровень интенсивности шума	Реакция организма человека на воздействие шума
0 ... 50 Гц, свыше 145 дБ	Вибрация груди, затруднение дыхания, изменение ритма дыхания; последующая усталость, ниже добровольной переносимости
50...100 Гц, свыше 154 дБ	Головная боль, удушье, кашель, затуманенное зрение, усталость; предел переносимости достигнут
100 Гц, 154 дБ 63 Гц, 154 дБ, 73 Гц, 150 дБ	Тошнота, головокружение, дискомфорт Кашель, слюноотделение, помеха дыханию, боль при глотании

определены в 135 дБ для ежедневного одноразового воздействия в 20 мин. При интенсивности звука примерно $100 \text{ Вт} \cdot \text{м}^{-2}$ (140 дБ) у человека возникают болевые ощущения, а при интенсивности выше $10^6 \text{ Вт} \cdot \text{м}^{-2}$ (180 дБ) — повреждения во внутренних органах и тканях, которые могут привести к смерти.

При непрерывном воздействии шума, что характерно для орбитальной фазы полета ПКА, допустимым является уровень 50 ... 60 дБ. Допускается уровень шума 85 дБ — для четырехчасовых вахт.

Для ограничения вибрационного воздействия на человека определены три основных критерия и в соответствии с ними рекомендованы следующие пределы:

1) сохранение здоровья или безопасности («предел воздействия»);

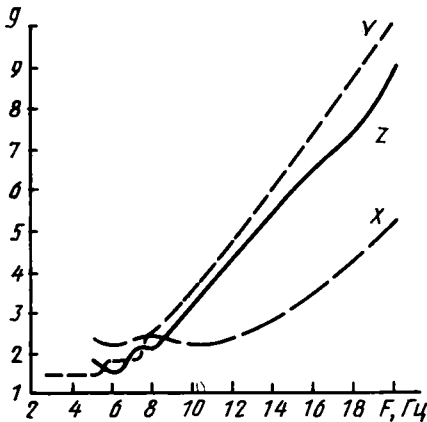


Рис. 19. Зависимость переносимости уровней ускорений для трех направлений вибраций кратковременного действия при расположении человека в кресле с ложементами от частоты вибраций:

ось X — спина-грудь; ось Y — бок-бок; ось Z — таз-голова

Условия, №

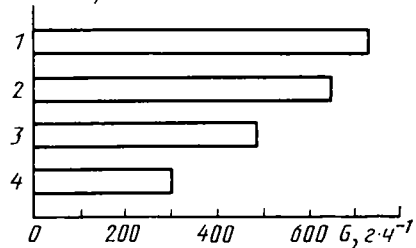


Рис. 20. Скорость G потоотделения при температуре окружающего воздуха 37,8°C:

1 — сидя без одежды; 2 — лежа в одежде под лучами солнца; 3 — сидя в одежде под лучами солнца; 4 — сидя в одежде в тени и сидя в одежде ночью

2) сохранение работоспособности или деятельности («граница снижения работоспособности вследствие усталости»);

3) сохранение комфорта («граница снижения комфорта»).

Переносимость ускорений вибрации при расположении космонавта в кресле с ложементами показана на рис. 19.

Токсические вещества. Рекомендации по величинам предельно допустимых концентраций (ПДК) токсических веществ для кабин ПКА приведены в табл. 8.

Предельно допустимой концентрацией токсических веществ для аварийных ситуаций является концентрация, при которой вдыхание вещества в течение точно установленного непродолжительного отрезка времени не приводит к временной потере работоспособности и не препятствует выполнению поставленных задач.

Выбранная таким образом величина концентрации ни в коем случае не должна создавать опасности воспламенения горючих аэрозолей, приводить к значительному ухудшению зрения или видимости и затруднять дыхание. Допускаются, однако, неблагоприятные эффекты временного характера. Предельно допустимые величины концентрации токсических веществ для аварийных ситуаций приведены в табл. 9.

Недостаток пищи. Пища редко оказывается наиболее критическим фактором выживания, но играет при этом тем не менее важную роль. Рацион питания должен обеспечивать энергетические потребности человека в условиях основного обмена и нагрузок, связанных с физической активностью и воздействием холода в условиях выживания.

Потребности в калорийности пищи зависят главным образом от объема мышечной работы и температуры, при которой выполняется эта работа. Они могут изменяться от 97 Вт (при малоподвижной работе) до 339 Вт (при выполнении крайне тяжелой работы в северных широтах).

Время сохранения жизни человека без пищи в условиях, способствующих выживанию, и при отсутствии болезни может достигать 50 ... 70 сут. Потеря работоспособности при этом наступает через несколько суток.

Недостаток воды. Установлено, что даже во время отдыха при хорошем состоянии здоровья человек должен получать ежедневно 2 ... 3 л воды. В случае же напряжения, болезни или жаркой погоды это количество должно быть увеличено. Проблема питьевой воды стоит особенно остро при посадке ПКА в пустыне или открытом море.

Большое значение имеет нормирование водного рациона. Установлено, что при разовом потреблении 1 л воды значительная часть ее (от 16 до 58%) выделяется в виде мочи. Если столько же воды выпить порциями по 85 г, то суммарная потеря ее через мочевыделение составит всего 5 ... 11%. Таким образом,

Таблица 8

Соединения	Величины предельно допустимых концентраций при продолжительности воздействия T , $\text{мг} \cdot \text{м}^{-3}$			
	$T=10$ мин	$T=60$ мин	$T=90$ сут	$T=6$ мес
Метиловый спирт	—	260	52	52
Этиловый спирт	3800	3800	95	95
<i>n</i> -бутиловый спирт	—	600	120	120
Изобутиловый спирт	—	600	120	120
Вторичный бутиловый спирт	—	600	120	120
Третичный бутиловый спирт	—	600	120	120
<i>n</i> -пропиловый спирт	—	500	100	100
Изопропиловый спирт	1000	500	100	100
Метилацетат	—	600	120	120
Этилацетат	—	1080	180	180
Бутилацетат	—	940	188	188
Пропилацетат	—	840	168	168
Ацетон	—	2400	720	720
Метилэтилкетон	—	290	58	58
Метилизобутилкетон	—	410	82	82
Метилизопропилкетон	—	350	70	70
Уксусный альдегид	—	90	18	18
Акролен	—	0,5	0,2	0,2
Циклогексан	—	1,0	0,1	0,1
Формальдегид	—	1020	204	204
Циклопентан	—	870	174	174
Метилциклогексан	—	2000	60	60
Метилциклопентан	—	1029	51	51
Хлороформ	—	490	24,5	24,5
1,2-дихлорэтан	—	800	40	40
Дихлорметан	—	340	87,5	87,5
Метилхлороформ	—	1620	270	270
Тетрахлорэтилен	—	680	34	34
Фреон-11	—	28500	570	570
Фреон-12	—	25500	510	510
Фреон-113	—	3950	395	395
Бензол	—	320	3	3
Этилбензол	—	860	86	86
Стирол	—	215	43	43
Толуол	—	760	76	76
1, 3, 5-триметилбензол	—	123	15	15
Ксилол	—	430	86	86
Дихлорбензол	—	300	30	30
1,4-диоксан	—	360	18	18
Фуран	—	5	0,1	0,1
Индол	4,8	4,8	0,5	0,5
Скатол	5	5	0,5	0,5
Аммиак	70	70	17,5	17,5
Двуокись углерода	72000	54000	18000	18000
Оксись углерода	—	144	17	17
Хлористый водород	—	7,5	1,5	1,5
Фтористый водород	—	4	0,08	0,08

Соединения	Величины предельно допустимых концентраций при продолжительности воздействия T, мг · м ⁻³			
	T=10 мин	T=60 мин	T=90 сут	T= 6 мес
Двуокись азота	—	4	1,0	1,0
Фосген	—	2	0,2	0,2
Двуокись серы	—	13	3	3
Ацетонитрил	—	68	6,8	6,8
Метилмеркаптан	2	2	0,2	0,2

Таблица 9

Соединения	Величины предельно допустимых концентраций для АС при времени действия T		
	10 мин	30 мин	60 мин
Акролеин	—	—	0,2 млн ⁻¹
Фтористый алюминий	25 мг · м ⁻³	10 мг · м ⁻³	7 мг · м ⁻³
Оксид алюминия	50 мг · м ⁻³	25 мг · м ⁻³	15 мг · м ⁻³
Аммиак (безводный)	500 млн ⁻¹	300 млн ⁻¹	300 млн ⁻¹
Трифтористый бор	10 млн ⁻¹	5 млн ⁻¹	2 млн ⁻¹
Пятифтористый бром	3 млн ⁻¹	1,5 млн ⁻¹	0,5 млн ⁻¹
Сероуглерод	200 млн ⁻¹	100 млн ⁻¹	50 млн ⁻¹
Оксид углерода	1500 млн ⁻¹	800 млн ⁻¹	400 млн ⁻¹
Пятифтористый хлор	3 млн ⁻¹	1,5 млн ⁻¹	0,5 млн ⁻¹
Трифтористый хлор	7 млн ⁻¹	3 млн ⁻¹	1 млн ⁻¹
Диборан	10 млн ⁻¹	5 млн ⁻¹	2 млн ⁻¹
1,1-диметилгидразин	100 млн ⁻¹	50 млн ⁻¹	30 млн ⁻¹
Оксид этилена	650 млн ⁻¹	400 млн ⁻¹	250 млн ⁻¹
Фтор	15 млн ⁻¹	10 млн ⁻¹	5 млн ⁻¹
Формальдегид	—	—	3 млн ⁻¹
Гидразин	30 млн ⁻¹	20 млн ⁻¹	10 млн ⁻¹
Хлористый водород	30 млн ⁻¹	20 млн ⁻¹	10 млн ⁻¹
Фтористый водород	20 млн ⁻¹	10 млн ⁻¹	8 млн ⁻¹
Сероводород	200 мг · л ⁻¹	100 мг · л ⁻¹	50 мг · л ⁻¹
Монометилгидразин	90 млн ⁻¹	30 млн ⁻¹	15 млн ⁻¹
Двуокись азота	30 млн ⁻¹	20 млн ⁻¹	10 млн ⁻¹
Двухфтористый кислород	0,5 млн ⁻¹	0,2 млн ⁻¹	0,1 млн ⁻¹
Фторид хлорноватой кислоты	50 млн ⁻¹	20 млн ⁻¹	10 млн ⁻¹
лоты			
Гидрат окиси натрия	4 мг · м ⁻³	4 мг · м ⁻³	2 мг · м ⁻³
Двуокись серы	30 млн ⁻¹	20 млн ⁻¹	10 млн ⁻¹
Серная кислота	5 мг · м ⁻³	2 мг · м ⁻³	1 мг · м ⁻³
Шестифтористый	1 млн ⁻¹	0,4 млн ⁻¹	0,2 млн ⁻¹
геллур			
Фреон-113	—	—	1500 млн ⁻¹
Несимметричный диметилгидразин	100 млн ⁻¹	50 млн ⁻¹	30 млн ⁻¹

когда запасы воды ограничены, суточная норма ее должна быть разбита на четыре — восемь порций. Должны быть также приняты меры для уменьшения потоотделения, так как при высокой окружающей температуре существенно возрастает опасность дегидратации (рис. 20). Исследования показывают, что длительное пребывание человека в пустыне возможно лишь при условии, что он будет потреблять воды не менее 5 л в сутки. При недостатке влаги наступает смертельное обезвоживание организма. Обезвоживание, сопровождающееся потерей 4...6% массы тела, приводит к значительному ухудшению самочувствия. Смертельный исход соответствует потере 15...25% массы. Время сохранения жизни без воды в идеальных условиях около 14 сут, в реальной жизни оно не превышает 3—5 сут.

ГЛАВА 2

ПОКАЗАТЕЛИ БЕЗОПАСНОСТИ КОСМИЧЕСКИХ ПОЛЕТОВ

2.1. МЕТОДОЛОГИЯ КОЛИЧЕСТВЕННОЙ ОЦЕНКИ УРОВНЯ БЕЗОПАСНОСТИ ЭКИПАЖА ПКА В ПОЛете

В основу рассматриваемой оценки положено главное условие обеспечения безопасности (рис. 21): отсутствие аварийной ситуации в процессе космического полета или выход из данной ситуации в случае ее возникновения.

Одним из условий обеспечения безопасности экипажа является отсутствие АС на интервале $[0, T_{\pi}]$, где T_{π} — продолжительность полета. Количественно это условие можно выразить через вероятностную характеристику

$$P(\hat{t}_i < T_{\pi}) \leq \varepsilon, \quad (1)$$

где $P(\hat{t}_i < T_{\pi})$ — вероятность того, что случайное время \hat{t}_i возникновения аварийной ситуации от i -го источника окажется меньше величины T_{π} ; ε — бесконечно малая величина.

Необходимым (но не достаточным) условием обеспечения безопасности экипажа в случае возникновения АС является запас времени на выход из нее (рис. 22), т. е.

$$\tau_p > \tau_b \text{ или } \tau_p - \tau_b > 0, \quad (2)$$

где τ_p — резерв времени в АС (интервал времени от момента обнаружения АС до момента достижения аварийным параметром предельного значения); τ_b — время, необходимое для благополучного выхода из данной АС (локализация, ликвидация АС или спасение экипажа).

С учетом условий (1) и (2) вероятность обеспечения безопасности полета экипажа ПКА оценивается по выражению

$$P_{\text{б.п}} = 1 - \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^l [P_{\text{АС}ij}(1 - P_{\text{в}ij})], \quad (3)$$

где $P_{\text{АС}ij}$ — вероятность появления аварийной ситуации от i -го источника ($i=1, 2, \dots, m$) на j -м этапе космического полета ($j=1, 2, \dots, l$); $P_{\text{в}ij}$ — вероятность выхода из данной аварийной ситуации.

В основе количественной оценки $P_{\text{АС}ij}$ лежат следующие положения: а) категория аварийных ситуаций является одной из

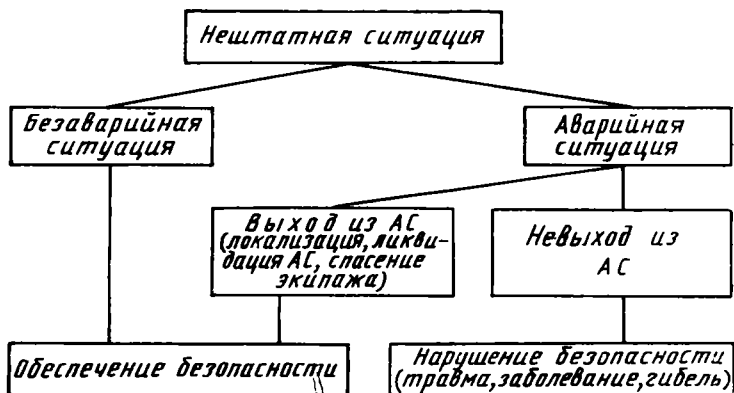


Рис. 21. Общая модель безопасности (опасности)

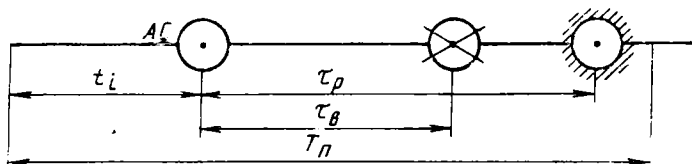


Рис. 22. Временные характеристики аварийной ситуации

составляющих потока нештатных ситуаций (НшС); б) поток нештатных ситуаций подчиняется закону Пуассона; в) нештатные ситуации в процессе космического полета могут неоднократно возникать и ликвидироваться, а могут переходить в наиболее опасные (аварийные) состояния. Это обстоятельство позволяет рассматривать систему «космонавт — ПКА — среда» как систему массового обслуживания (СМО), которая наряду с выполнением основной задачи «обслуживает» потоки заявок нештатных ситуаций различной значимости, т. е. с определенной вероятностью осуществляет выход из них. В этом случае функционирование СМО по обеспечению безопасности экипажа можно представить в виде многократного стохастического просеивания исходного потока НшС. Учитывая, что поток нештатных ситуаций подчиняется закону Пуассона, в СМО каждое событие этого потока с вероятностью v_1 исключается (ликвидируется) из потока, а с вероятностью $q_1 = 1 - v_1$ переходит в поток другой, более опасной категории НшС. Далее каждое из событий потока второй категории опасности с вероятностью v_2 исключается из этого потока, а с вероятностью $q_2 = 1 - v_2$ переходит в поток НшС третьей категории опасности (степень опасности каждой последующей категории НшС увеличивается). Каждое событие k -й категории опасности с вероятностью v_k исключается из это-

или

$$P_{\text{Ншс}} = 1 - e^{-\frac{N_{\text{Ншс}} t}{t_{\Sigma}}},$$

где $N_{\text{Ншс}}$ — общее количество нештатных ситуаций, имевших место в космических полетах на однотипных КА; t_{Σ} — суммарное время, за которое возникло $N_{\text{Ншс}}$ нештатных ситуаций.

Вероятность появления любой другой нештатной ситуации, различающейся по степени опасности (например, опасной $P_{\text{оп}}$ или катастрофической ситуации $P_{\text{кат}}$), определится аналогично

$$P_{\text{оп}} = 1 - e^{-\lambda_{\text{оп}} t},$$

$$P_{\text{кат}} = 1 - e^{-\lambda_{\text{кат}} t},$$

где $\lambda_{\text{оп}}$ и $\lambda_{\text{кат}}$ — параметры (интенсивности) потоков опасных и катастрофических ситуаций соответственно.

Зная вероятность появления аварийной ситуации $P_{\text{АС}}$ в одном полете, оценим вероятность $Q_{N,n}$, т. е. вероятность того, что в N полетах произойдет n АС, где $n=0, \overline{N}$ (здесь делается допущение, что в одном полете возникает не более одной аварийной ситуации). Полагая, что все полеты одинаковы по безопасности их выполнения, т. е. $P_{\text{АС}_1} = P_{\text{АС}_2} = \dots = P_{\text{АС}_N} = P_{\text{АС}}$, вероятность $Q_{N,n}$ будет определяться биномиальным распределением

$$Q_{N,n} = C_N^n P_{\text{АС}}^n (1 - P_{\text{АС}})^{N-n},$$

где

$$C_N^n = \frac{N!}{n! (N-n)!}.$$

Для вычисления вероятностей появления определенного числа АС, когда вероятности их появления неодинаковы в различных полетах, необходимо воспользоваться общей теоремой теории вероятностей о повторении опытов.

Учитывая, что $P_{\text{АС}} \ll 1$ и принимая, что N будет достаточно велико (предполагаются полеты небольшой продолжительности, но с большой частотой выполнения), вероятность $Q_{N,n}$ определится

$$Q_{N,n} = \frac{(N \bar{P}_{\text{АС}})^n}{n!} e^{-N \bar{P}_{\text{АС}}} = \frac{(m_{\hat{n}})^n}{n!} e^{-m_{\hat{n}}},$$

где $m_{\hat{n}} = N P_{\text{АС}}$ — математическое ожидание числа АС за анализируемое число полетов; $\bar{P}_{\text{АС}}$ — среднее значение величины $P_{\text{АС}}$ по N полетам.

Вероятность того, что в N полетах произойдет хотя бы одна АС, будет определяться соотношением

$$Q_{N,n} = 1 - e^{-N \bar{P}_{\text{АС}}}.$$

Вероятность $Q_{N,n}$, выраженная через интенсивность появления аварийных ситуаций λ_{AC} , имеет вид

$$Q_{N,n} = \frac{(\lambda_{AC} T_{\Pi} N)^n}{n!} e^{-\lambda_{AC} T_{\Pi} N}. \quad (4)$$

Средний налет \bar{t}_{AC} на одну аварийную ситуацию для простейшего потока будет равен

$$\bar{t}_{AC} = \lambda_{AC} \int_0^{\infty} t e^{-\lambda_{AC} t} dt = \frac{1}{\lambda_{AC}}. \quad (5)$$

С учетом этого выражения вероятность $Q_{N,n}$ запишется

$$Q_{N,n} = \frac{\left(\frac{t_{\Sigma}}{\bar{t}_{AC}}\right)^n}{n!} e^{-\frac{t_{\Sigma}}{\bar{t}_{AC}}},$$

где $t_{\Sigma} = NT_{\Pi}$ — суммарное время, за которое реализуется N полетов.

На практике поток АС не является простейшим, однако распределение вероятностей $Q_{N,n}$ при этом остается пуассоновским, аналогичным распределению (4). Поэтому

$$Q_{N,n} = \frac{a^n}{n!} e^{-a},$$

где $a = \int_{t_0}^{t_0+t_{\Sigma}} \lambda_{AC}(t) dt = m_{\hat{t}}$ — математическое ожидание числа АС на отрезке времени налета от t_0 до t_0+t_{Σ} .

Для нестационарного пуассоновского потока связь между $\lambda_{AC}(t)$ и $\bar{t}_{AC}(t)$ уже не будет определяться зависимостью типа (5). Однако в принципе, рассматривая в целом поток АС на всей числовой оси времени нестационарным, можно на отдельных отрезках Δt_j ($j = \bar{1}, r$) этой оси считать его практически стационарным. Тогда

$$Q_{N,n} = \frac{\left(\sum_{j=1}^r a_j\right)^n}{n!} e^{-\sum_{j=1}^r a_j},$$

где

$$a_j = \int_{t_0 + \sum_{j=1}^{j-1} \Delta t_j}^{t_0 + \sum_{j=1}^j \Delta t_j} \lambda_{AC}(t) dt = \lambda_{AC, \Delta t_j}^{cp} \Delta t_j; \quad \sum_{j=1}^r \Delta t_j = t_{\Sigma},$$

где $\lambda_{AC, \Delta t_j}^{cp}$ — среднее значение интенсивности потока АС на отрезке Δt_j .

По аналогии со стационарным потоком $\lambda_{ACj}^{cp} = \frac{1}{t_{ACj}^{cp}}$,

где t_{ACj}^{cp} — средний налет на одну АС на отрезке Δt_j , и соответственно

$$Q_{N,n} = \frac{1}{n!} \left(\sum_{j=1}^r \frac{\Delta t_j}{t_{ACj}^{cp}} \right)^n e^{-\sum_{j=1}^r \frac{\Delta t_j}{t_{ACj}^{cp}}}$$

или

$$Q_{N,n} = \frac{1}{n!} \left(\sum_{j=1}^r \frac{\Delta t_j}{t_{ACj}^{cp}} \prod_{j=1}^r \right) e^{-\sum_{j=1}^r \frac{\Delta t_j}{t_{ACj}^{cp}}}$$

Для успешного выхода из аварийной ситуации необходимо и достаточно, чтобы соблюдалось условие (2) и на борту ПКА было соответствующее обеспечение (техническое, информационное и т. п.) по выходу из АС. Поэтому вероятность выхода P_B из АС определяется по выражению

$$P_B = P(\hat{\tau}_B < \hat{\tau}_P) P(s/\hat{\tau}_B \leq \tau_P),$$

где $P(\hat{\tau}_B < \hat{\tau}_P) = P_B^H$ — вероятность свершения события $\hat{\tau}_B < \hat{\tau}_P$; $P(s/\hat{\tau}_B < \hat{\tau}_P)$ — условная вероятность события, состоящего в наличии соответствующего обеспечения выхода из АС.

Вероятность $P(s/\hat{\tau}_B < \hat{\tau}_P)$, как правило, оценивается эмпирическим путем на основании анализа статистических данных по полетам, а вероятность P_B^H — аналитическим способом.

Исходя из соотношения (2) выход из АС будет реализован, если для любого значения $\tau_P^{(0)}$ из области возможных значений величины $\hat{\tau}_P$ время выхода $\hat{\tau}_B$ будет меньше или равно $\tau_P^{(0)}$, т. е. $\tau_B \leq \tau_P^{(0)}$.

В этом случае вероятность

$$P_B^H = P_1(\tau_B = \hat{\tau}_P^{(0)}) P_2(\tau_B \leq \hat{\tau}_P^{(0)}/\hat{\tau}_P = \tau_P^{(0)}), \quad (6)$$

где $P_1[\dots]$, $P_2[\dots]$ — вероятности соответствующих событий.

При независимости случайных величин $\hat{\tau}_B$ и $\hat{\tau}_P$ и известных законах их распределения выражение (6) будет выглядеть следующим образом:

$$P_B^H = \int_0^{\infty} \varphi_{\hat{\tau}_P}(\tau_P) \left[\int_0^{\tau_P^{(0)}} \varphi_{\hat{\tau}_B}(\tau_B) d\tau \right] d\tau_P, \quad (7)$$

где $\varphi_{\hat{\tau}_B}(\tau_B)$ и $\varphi_{\hat{\tau}_P}(\tau_P)$ — плотности распределения случайных величин τ_B и τ_P соответственно.

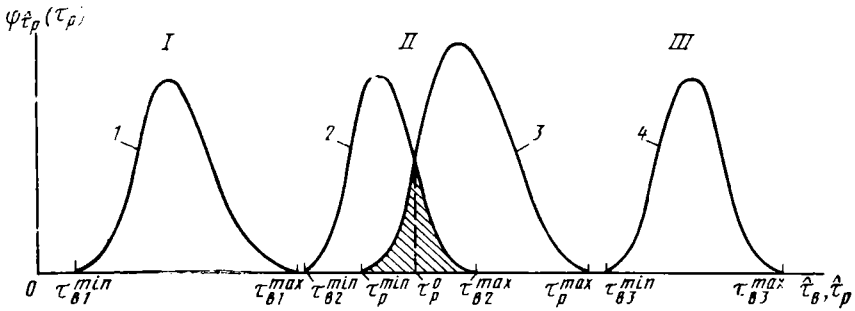


Рис. 24. Соотношение величин $\hat{\tau}_b$ и $\hat{\tau}_p$:

$$I - \tau_{\delta 1}^{max} < \tau_p^{min}, P_{B1} = 1; II - \tau_{\delta 2}^{max} > \tau_p^{min}, \tau_{\delta 2}^{min} < \tau_p^{max}, 0 < P_{B2} < 1;$$

$$III - \tau_{\delta 3}^{min} > \tau_p^{max}, P_{B3} = 0; 1 - \varphi_{\tau_b}^{(1)}(\tau_b); 2 - \varphi_{\tau_b}^{(2)}(\tau_b); 3 - \varphi_{\tau_p}(\tau_p); 4 - \varphi_{\tau_b}^{(3)}(\tau_b)$$

Для анализа возможных значений величины P_{Bn} применительно к трем характерным вариантам соотношения величин $\hat{\tau}_b$ и $\hat{\tau}_p$ (рис. 24) выражение (7) удобно представить в виде

$$P_{Bn} = \int_0^{\tau_p^{min}} \varphi_{\tau_p}(\tau_p) \left[\int_0^{\tau_p^{(0)}} \varphi_{\tau_b}(\tau_b) d\tau_b \right] d\tau_p + \int_{\tau_p^{min}}^{\tau_p^{max}} \varphi_{\tau_p}(\tau_p) \times \\ \times \left[\int_0^{\tau_p^{(0)}} \varphi_{\tau_b}(\tau_b) d\tau_b \right] d\tau_p + \int_{\tau_p^{max}}^{\infty} \varphi_{\tau_p}(\tau_p) \left[\int_0^{\tau_p^{(0)}} \varphi_{\tau_b}(\tau_b) d\tau_b \right] d\tau_p, \quad (8)$$

где τ_p^{min} и τ_p^{max} — наименьшее и наибольшее значения величины $\hat{\tau}_p$ соответственно.

Для первого варианта, когда максимальное время выхода из АС $\tau_{\delta 1}^{max} \leq \tau_p^{min}$, вероятность P_{B1} равна 1.

Для третьего варианта, когда минимальное время выхода из АС $\tau_{\delta 3}^{min} \geq \tau_p^{max}$, вероятность P_{B3} равна нулю.

Во втором варианте, когда максимальное время выхода из АС $\tau_{\delta 2}^{min} > \tau_p^{max}$, а минимальное время выхода из АС $\tau_{\delta 2}^{min} < \tau_p^{max}$, вероятность P_{B2} будет находиться в интервале $0 < P_{B2} < 1$.

Выражение (7) и его частные случаи позволяют определять вероятность P_{Bn} для любых законов распределения случайных величин $\hat{\tau}_b$ и $\hat{\tau}_p$. Однако для наиболее распространенных законов распределения этих величин расчетные соотношения для оценки вероятности P_{Bn} определены заранее и приведены в табл. 10.

Таблица 10

Вид законов	Плотность вероятности	Плотность вероятности	Вероятность невыхода из АС
$\hat{\tau}_p$	$\varphi_{\tau_p}(\tau_p)$	$\varphi_{\tau_B}(\tau_B)$	$R = 1 - P_B^H$
Нормальный	$\frac{1}{\sigma_{\tau_p} \sqrt{2\pi}} e^{-\frac{(\tau_p - m_{\tau_p})^2}{2\sigma_{\tau_p}^2}}$	$\frac{1}{\sigma_{\tau_B} \sqrt{2\pi}} e^{-\frac{(\tau_B - m_{\tau_B})^2}{2\sigma_{\tau_B}^2}}$	$\frac{1}{2} - \Phi\left(\frac{\eta - 1}{\sqrt{A_{\tau_p}^2 \eta^2 + A_{\tau_B}^2}}\right)$
Экспоненциальный	$\nu e^{-\nu \tau_p}$ $m_{\tau_p} = \sigma_{\tau_p} = \frac{1}{\nu}$	$\mu e^{-\mu \tau_B}$ $m_{\tau_B} = \sigma_{\tau_B} = \frac{1}{\mu}$	$\frac{1}{1 + \eta}$
Нормальный	$\frac{1}{\sigma_{\tau_p} \sqrt{2\pi}} e^{-\frac{(\tau_p - m_{\tau_p})^2}{2\sigma_{\tau_p}^2}}$	$\mu e^{-\mu \tau_B}$ $m_{\tau_B} = \sigma_{\tau_B} = \frac{1}{\mu}$	$\frac{A_{\tau_p}^2 \eta^2 - 2\eta}{e^{-\frac{2}{\tau_p}}}$ $\times \left[\frac{1}{2} - \Phi\left(\frac{A_{\tau_p}^2 \eta - 1}{A_{\tau_p}}\right) \right]$

Экспоненциальный	Нормальный	$v e^{-v \tau_p}$ $m_{\tau_p} = \sigma_{\tau_p} = \frac{1}{v}$	$\frac{1}{\sigma_{\tau_p} \sqrt{2\pi}} \times$ $\frac{1}{(\tau_p - m_{\tau_p})^2}$ $\frac{1}{2\sigma_{\tau_p}^2} \times e$	$\frac{A_{\tau_p}^{2,1} - 2\eta}{2\eta^2} \times$ $1 - e$ $\left[\frac{1}{2} - \Phi \left(\frac{A_{\tau_p}^2 - \eta}{\eta A_{\tau_p}} \right) \right]$
Релея	Релея	$\frac{\tau_p^2}{v^2} e^{-\frac{\tau_p^2}{2v^2}}$ $m_{\tau_p} = 1,253v$ $\sigma_{\tau_p} = 0,655v$	$\frac{\tau_p^2}{\mu^2} e^{-\frac{\tau_p^2}{2\mu^2}}$ $m_{\tau_p} = 1,253\mu$ $\sigma_{\tau_p} = 0,655\mu$	$\frac{1}{1 + \eta^2}$

Условные обозначения:

m_{τ_p} , m_{τ_B} — математические ожидания случайных величин τ_B и τ_p соответственно; σ_{τ_p} , σ_{τ_B} — среднеквадратические отклонения случайных величин τ_B и τ_p ;

A_{τ_p} , A_{τ_B} — коэффициенты вариации случайных величин τ_B и τ_p ($A = \frac{\sigma}{m}$);

$\eta = \frac{m_{\tau_p}}{m_{\tau_B}}$ — коэффициент запаса времени в АС.

Рассмотренный показатель — вероятность выхода из аварийной ситуации P_v — справедлив во всех случаях и его можно использовать, если известны законы распределения величин $\hat{\tau}_v$ и $\hat{\tau}_p$. В том случае, если эти величины неизвестны, а известными являются вероятности выполнения отдельных элементов деятельности космонавта по выходу из АС, вероятность выхода можно определить из выражения

$$P(\hat{Z}_1) = P(\hat{Z}_2) P(\hat{Z}_3/Z_2) P(\hat{Z}_4/Z_2 \cap Z_3) P(\hat{Z}_5/Z_2 \cap Z_3 \cap Z_4), \quad (9)$$

где Z_1 — выход из АС; Z_2 — обнаружение АС; Z_3 — распознавание (идентификация) АС; Z_4 — принятие правильного решения; Z_5 — реализация принятого решения; $P(\dots)$ — вероятности соответствующих событий.

Основные факторы, влияющие на значение показателя $P(Z_1)$, следующие.

Своевременное обнаружение экипажем аварийной ситуации зависит от степени его физической и профессиональной готовности к обнаружению АС. Физическая готовность характеризует пространственное расположение космонавта относительно места появления сигнала (признака) об АС и способность к своевременному обнаружению АС. Профессиональная готовность характеризуется психофизиологической способностью экипажа к обнаружению, умением предвосхищать события, выделять полезные сигналы из «шумов» и т. п. Вероятность физической готовности экипажа

$$P_{ф.г} = P(\hat{Y}_{(v)} \in \{Y_{(v)}^{opt}\}), \quad (10)$$

где $\hat{Y}_{(v)}$ — вектор показателей, характеризующий физическую готовность экипажа к обнаружению АС; $Y_{(v)}^{opt}$ — вектор оптимальных значений этих показателей.

Аналогично вероятность профессиональной готовности экипажа к обнаружению АС будет

$$P_{п.г} = P(\hat{X}_{(\mu)} \in \{X_{(\mu)}^{opt}\}), \quad (11)$$

где $\hat{X}_{(\mu)}$ — вектор показателей, характеризующий профессиональную готовность к обнаружению АС; $X_{(\mu)}^{opt}$ — вектор оптимальных значений этих показателей.

Вероятность обнаружения АС с учетом выражений (10) и (11) будет

$$P(\hat{Z}_2) = P(Y_{(v)} \in \{Y_{(v)}^{opt}\}) P(X_{(\mu)} \in \{X_{(\mu)}^{opt}\}). \quad (12)$$

Процесс распознавания АС имеет свои особенности в зависимости от категории аварийных ситуаций. Можно считать, что распознавание предусмотренных АС будет выполнено, если совокупности наблюдаемых признаков S_0 АС будет поставлена в

соответствие совокупность эталонных признаков S_0 из множества усвоенных при подготовке космонавтов.

Для непредвиденных ситуаций этого недостаточно. Космонавту в процессе распознавания необходимо сформировать совокупность ожидаемых признаков S_d , соответствующих истинному состоянию ПКА.

С учетом сказанного вероятность распознавания АС будет

$$P(\hat{Z}_3/Z_2) = P_n(S_0 \rightarrow S_3/Z_n) P(Z_n) + P_n(S_0 \rightarrow S_d/Z_n) P(\hat{Z}_n), \quad (13)$$

где $P_n(S_0 \rightarrow S_3/Z_n)$ — условная вероятность распознавания при условии появления предусмотренной АС; $P(Z_n)$ — вероятность появления предусмотренной АС; $P_n(S_0 \rightarrow S_d/Z_n)$ — условная вероятность распознавания при условии появления непредвиденной АС; $P(\hat{Z}_n)$ — вероятность появления непредвиденной АС.

Как и в предыдущем случае, условия принятия и реализации решения будут различными в зависимости от того, какая ситуация возникла — предусмотренная или непредвиденная.

Для предусмотренных АС действия экипажа определены заранее, поэтому его задача состоит в том, чтобы выбрать соответствующий вариант действий и выполнить их в течение t_n^3 , не более заданного t_n^3 . Для непредвиденных ситуаций необходимо принять решение и реализовать его в течение t_n , не более заданного t_n^3 . Поэтому вероятность принятия решения и его реализации будет

$$P(\hat{Z}_4/Z_2 \cap Z_3) = P_n^{(0)}[(\hat{t}_n \leq t_n^3)/Z_n] P(\hat{Z}_n) + P(\hat{\Pi}/Z_n) P_n^{(0)}[(\hat{t}_n \leq t_n^3)/Z_n] P(\hat{Z}_n), \quad (14)$$

где $P_n^{(0)}[\dots]$ — условная вероятность принятия и реализации решения в течение времени $\hat{t}_n \leq t_n^3$ при условии появления предусмотренной АС; $P(\hat{\Pi}/Z_n)$ — условная вероятность принятия правильного решения в непредвиденной ситуации; $P_n^{(0)}[\dots]$ — условная вероятность реализации решения в течение $\hat{t}_n \leq t_n^3$ при условии возникновения непредвиденной ситуации.

Подставляя выражения (12), (13) и (14) в выражение (9), получим окончательное выражение для вероятности выхода экипажа из АС

$$P(\hat{Z}_1) = P(\hat{Y}_{(\nu)} \in \{Y_{(\nu)}^{opt}\}) P(\hat{X}_{(\mu)} \in \{X_{(\mu)}^{opt}\}) [P_n(S_0 \rightarrow S_3/Z_n) P(\hat{Z}_n) + P_n(S_0 \rightarrow S_d/Z_n) P(\hat{Z}_n)] \{P_n^{(0)}[(\hat{t}_n \leq t_n^3)/Z_n] P(\hat{Z}_n) + P(\hat{\Pi}/Z_n) P_n^{(0)}[(\hat{t}_n \leq t_n^3)/Z_n] P(\hat{Z}_n)\} P(\hat{Z}_5/Z_2 \cap Z_3 \cap Z_4). \quad (15)$$

Априорные значения вероятностей, входящих в выражение (15), зависят от степени подготовленности космонавтов к обнаружению, распознаванию АС, принятию и реализации решения по выходу из них.

2.2. ВЕРОЯТНОСТНЫЕ ПОКАЗАТЕЛИ БЕЗОПАСНОСТИ

Вероятность безопасного полета $P_{б.п}$ экипажа ПКА. Наиболее общий (интегральный) количественный показатель, характеризующий вероятность окончания космического полета без опасных для здоровья экипажа ПКА последствий (см. выражение (3)),

$$P_{б.п} = 1 - \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^l [P_{АСij} (1 - P_{вif})].$$

Математическое ожидание числа катастроф $m_{\hat{N}}$ за период эксплуатации ПКА данного типа. Количественный показатель, характеризующий среднее число ожидаемых катастроф за период эксплуатации ПКА данного типа, $m_N = NP_K$, где P_K — вероятность катастрофического исхода в одном полете; N — планируемое число полетов ПКА данного типа.

Вероятность безаварийного космического полета. Количественный показатель, характеризующий вероятность отсутствия аварийных ситуаций в космическом полете, $P_{б.а} = \prod_{i=1}^m (1 - P_{АСi})$, где $P_{АСi}$ — вероятность появления АС от i -го источника ($i=1, 2, \dots, m$).

Вероятность появления аварийной ситуации в космическом полете.

Количественный показатель, характеризующий вероятность $P_{АС}$ появления хотя бы одной аварийной ситуации в одном космическом полете, $P_{АС} = 1 - e^{-\lambda_{АС} T_{п}}$.

Вероятность появления аварийных ситуаций в космических полетах. Количественный показатель, характеризующий вероятность $Q_{N,n}$ появления n аварийных ситуаций в N космических полетах, определяется с помощью выражения (4).

Вероятность выхода из аварийных ситуаций в космическом полете. Количественный показатель, характеризующий вероятность успешного выхода из АС за счет ликвидации, локализации АС или спасения экипажа, $P_{в} = P_{л.д} + (1 - P_{л.д}) P_{л.к} + (1 - P_{л.д})(1 - P_{л.к}) P_{с.п}$, где $P_{л.д}$ — вероятность ликвидации АС; $P_{л.к}$ — вероятность локализации АС; $P_{с.п}$ — вероятность спасения экипажа.

Вероятность ликвидации аварийных ситуаций в космическом полете. Количественный показатель, характеризующий вероят-

ность $P_{л.д}$ успешного исхода при ликвидации аварийных ситуаций в космическом полете, $P_{л.д} = P_{об}P(ИД/ОБ) \times P(НУП/ОБ \cap ИД)$, где $P_{об}$ — вероятность обнаружения АС; $P(ИД/ОБ)$ — условная вероятность распознавания (идентификации) АС; $P(НУП/ОБ \cap ИД)$ — условная вероятность нейтрализации аварийного фактора и устранения непосредственной (главной) причины возникновения АС.

Вероятность локализации аварийных ситуаций в космическом полете. Количественный показатель, характеризующий вероятность успешного исхода при локализации аварийных ситуаций в космическом полете, $P_{л.к} = P_{о.б}P(ПР/ОБ)$, где $P(ПР/ОБ)$ — условная вероятность прекращения (локализации) развития аварийной ситуации.

Вероятность спасения экипажа (космонавта) ПКА. Количественный показатель, характеризующий вероятность успешного исхода аварийно-спасательной операции в космическом полете, $P_{с.п} = P_{с.б} + (1 - P_{с.б})P_{с.а}$, где $P_{с.б}$ — вероятность спасения экипажа с использованием бортовых средств спасения (включая индивидуальные средства спасения, отделяемый отсек или спускаемый аппарат); $P_{с.а}$ — вероятность спасения экипажа с помощью аварийно-спасательных аппаратов.

Риск экипажа ПКА. Количественный показатель, характеризующий вероятность нарушения безопасности в космическом полете, $R_6 = 1 - P_{с.п}$.

2.3. СТАТИСТИЧЕСКИЕ ПОКАЗАТЕЛИ БЕЗОПАСНОСТИ

Для количественной оценки уровня безопасности экипажа ПКА по результатам выполненных космических полетов используются различные виды (группы) статистических показателей. Они выражаются физическими величинами или отношением этих величин, получаемых в результате обработки статистических данных выполненных полетов.

Статистические показатели можно разделить на общие и частные, абсолютные и относительные. Общие показатели характеризуют уровень безопасности экипажа ПКА в целом, учитывают интегральное влияние на нее всех факторов, а частные — только отдельных факторов или групп факторов.

К абсолютным статистическим показателям относятся: общее число аварий и катастроф, общее число аварийных ситуаций, количество случаев использования системы или средств аварийного спасения и т. д. Однако ввиду ограниченности их практического применения (по причине их зависимости от общего количества полетов и времени налета) наибольшее распространение получили относительные показатели, которые можно отнести к определенному промежутку времени полета,

количеству полетов, количеству случаев появления каких-либо событий и т. п.

Относительные статистические показатели можно разделить на следующие виды (группы) показателей: 1) общие; 2) причинной обусловленности появления нештатных (аварийных) ситуаций; 3) распределения аварийных ситуаций по факторам опасности; 4) распределения нештатных (аварийных) ситуаций по этапам полета; 5) временные показатели нештатных (аварийных) ситуаций; 6) показатели приспособленности ПКА к выходу из нештатных (аварийных) ситуаций; 7) эффективности действий экипажа (ЦУП) по выходу из нештатных (аварийных) ситуаций; 8) ошибочной деятельности экипажа; 9) дополнительные показатели.

1. Общие показатели. Среднее количество летно-космических происшествий представляет собой среднее количество летно-космических происшествий i -го типа (авария, катастрофа и т. п.), отнесенное к определенному числу полетов или интервалу времени полета (объему наработки),

$$\bar{n}_i = n_i / A(t), \quad (16)$$

где n_i — число летно-космических происшествий i -го типа за рассматриваемый период времени; $A(t)$ — наработка или количество полетов за рассматриваемый период времени.

Основными разновидностями названного обобщенного показателя являются:

число катастроф на один (\bar{n}_{k1}), 10 (\bar{n}_{k2}) и 100 (\bar{n}_{k3}) космических полетов,

$$\bar{n}_{k1} = \frac{n_k}{n_\Sigma}; \quad \bar{n}_{k2} = \frac{n_k}{n_\Sigma} 10; \quad \bar{n}_{k3} = \frac{n_k}{n_\Sigma} 100,$$

где n_k — общее число катастроф за рассматриваемый период; n_Σ — общее число выполненных космических полетов за рассматриваемый период;

число аварийных ситуаций, приходящихся на один (\bar{n}_{AC1}), 10 (\bar{n}_{AC2}) и 100 (\bar{n}_{AC3}) космических полетов соответственно,

$$\bar{n}_{AC1} = \frac{n_{AC}}{n_\Sigma}; \quad \bar{n}_{AC2} = \frac{n_{AC}}{n_\Sigma} 10; \quad \bar{n}_{AC3} = \frac{n_{AC}}{n_\Sigma} 100,$$

где n_{AC} — общее число аварийных ситуаций, имевших место в n_Σ космических полетах;

число аварий на один (\bar{n}_{a1}), 10 (\bar{n}_{a2}) и 100 (\bar{n}_{a3}) космических полетов,

$$\bar{n}_{a1} = \frac{n_a}{n_\Sigma}; \quad \bar{n}_{a2} = \frac{n_a}{n_\Sigma} 10; \quad \bar{n}_{a3} = \frac{n_a}{n_\Sigma} 100,$$

где n_a — общее число аварий, наблюдавшихся в n_Σ космических полетах;

число случаев спасения экипажа, приходящихся на один (\bar{n}_{c1}), 10 (\bar{n}_{c2}) и 100 (\bar{n}_{c3}) космических полетов,

$$\bar{n}_{c1} = \frac{n_c}{n_z}; \quad \bar{n}_{c2} = \frac{n_c}{n_z} 10; \quad \bar{n}_{c3} = \frac{n_c}{n_z} 100,$$

где n_c — общее число космических полетов из n_z , в которых спасение экипажа осуществлялось за счет использования системы (средств) аварийного спасения.

Учитывая важность и динамичность участков выведения и спуска с орбиты при осуществлении космических полетов, целесообразно подсчитывать по выражению (16) летно-космические происшествия отдельно для участков выведения, спуска с орбиты и посадки.

Другой разновидностью показателя (16) являются показатели, отнесенные к определенному числу часов налета ПКА, т. е.

$$\bar{m}_i = n_i/t_z,$$

где n_i — число летно-космических происшествий (аварий, катастроф и т. д.) при суммарном налете t_z . Эти показатели, как правило, относят к определенному числу часов налета (например, к 10^3 ч).

Наиболее характерными являются следующие показатели: число катастроф, приходящихся на 10^3 ч налета,

$$\bar{m}_k = \frac{n_k}{t_z} 10^3,$$

где n_k — число катастроф, имевших место в полетах суммарной продолжительностью t_z ч;

число аварийных ситуаций, приходящихся на 10^3 ч налета,

$$\bar{m}_{AC} = \frac{n_{AC}}{t_z} 10^3,$$

где n_{AC} — число аварийных ситуаций, имевших место в полетах суммарной продолжительностью t_z ч;

число аварий, приходящихся на 10^3 ч налета,

$$\bar{m}_a = \frac{n_a}{t_z} 10^3,$$

где n_a — число аварий, имевших место в полетах суммарной продолжительностью t_z ч;

число случаев спасения экипажа, приходящихся на 10^3 ч налета,

$$\bar{m}_c = \frac{n_c}{t_z} 10^3,$$

где n_c — число случаев спасения экипажа в полетах суммарной продолжительностью t_z ч.

Средний налет на одно происшествие представляет собой среднее время налета однотипных ПКА на одно зарегистрированное событие (происшествие). Характерными для этого показателя являются следующие налеты: на одну катастрофу $\bar{t}_k = t_z/n_k$; на одну аварийную ситуацию $\bar{t}_{AC} = t_z/n_{AC}$; на одну аварию $\bar{t}_a = t_z/n_a$; на один случай спасения экипажа $\bar{t}_c = t_z/n_c$.

Число полетов ПКА на одно происшествие характеризует среднее число полетов на одно зарегистрированное происшествие. Этот показатель может определять число полетов: на одну катастрофу $\bar{N}_k = n_z/n_k$; на одну аварийную ситуацию $\bar{N}_{AC} = n_z/n_{AC}$; на одну аварию $\bar{N}_a = n_z/n_a$; на один случай спасения экипажа $\bar{N}_c = n_z/n_c$.

Средняя частота появления нештатных ситуаций. Этот показатель определяется для всех нештатных ситуаций и для различных ее категорий по результатам одного космического полета или множеству однотипных полетов. Например,

$$\lambda_{\text{НшС}}^* = \frac{N_{\text{НшС}}}{T}; \quad \lambda_{\text{AC}}^* = \frac{n_{\text{AC}}}{T};$$

$$\lambda_{\text{о.с}}^* = \frac{n_{\text{о.с}}}{T}; \quad \lambda_{\text{к.с}}^* = \frac{n_{\text{к.с}}}{T},$$

где $\lambda_{\text{НшС}}^*$, λ_{AC}^* , $\lambda_{\text{о.с}}^*$, $\lambda_{\text{к.с}}^*$ — средняя частота (интенсивность) появления нештатных, аварийных, опасных и катастрофических ситуаций соответственно; $N_{\text{НшС}}$, n_{AC} , $n_{\text{о.с}}$, $n_{\text{к.с}}$ — общее количество нештатных, аварийных, опасных и катастрофических ситуаций соответственно, имевших место за время, равное продолжительности одного полета T_p или суммарной продолжительности T_z многих космических полетов.

Примечание. Здесь и далее звездочкой «*» обозначен показатель, определенный на основе статистической обработки (является оценочным).

Степень аварийности нештатных ситуаций $P_{\text{AC}}^* = \frac{n_{\text{AC}}}{N_{\text{НшС}}}$ представляет собой вероятность того, что появившаяся НшС является аварийной.

Степень предусмотренности нештатных ситуаций

$$P_{\text{п.с}}^* = \frac{n_{\text{п.с}}}{N_{\text{НшС}}},$$

где $n_{\text{п.с}}$ — число предусмотренных НшС, имевших место в полете при их общем числе $N_{\text{НшС}}$, представляет собой вероятность того, что появившаяся НшС является предусмотренной.

Величина, дополнительная к $P_{\text{п.с}}^*$, характеризует вероятность того, что появившаяся НшС является непредвиденной, $P_{\text{н.с}}^* = 1 - P_{\text{п.с}}^*$.

Показатели исхода нештатных ситуаций характеризуются коэффициентами исхода

$$K_i^{*и} = \frac{n_i^{и}}{N_{\text{НшС}}},$$

где $n_i^{и}$ — число НшС с соответствующими исходами ($i=1 \dots 4$) при их общем числе $N_{\text{НшС}}$, т. е.: $n_1^{и}$ — число устраненных НшС; $n_2^{*э}$ — число НшС, выход из которых был обеспечен за счет использования средств спасения экипажа; $n_3^{т.р}$ — число НшС, приведших к аварии с травмированием экипажа; $n_4^{г.э}$ — число НшС, приведших к катастрофе экипажа.

2. Показатели причинной обусловленности появления нештатных (аварийных) ситуаций характеризуют распределение НшС в соответствии с причинами и определяются вероятностью появления НшС $P_{ni}^* = \frac{n_i^{п}}{N_{\text{НшС}}}$, где $n_i^{п}$ — число НшС, возникших по i -й причине, при общем их числе $N_{\text{НшС}}$.

Обработка данных производится в соответствии с табл. 11.

Таблица 11

Причина появления НшС	Количество НшС, появившихся по данной причине	Вероятность появления НшС по данной причине
Отказ бортовых систем (ОБС)	$n_{о.б.с}$	$P_{о.б.с}^* = \frac{n_{о.б.с}}{N_{\text{НшС}}}$
Ошибки при разработке (ОПР)	$n_{о.п.р}$	$P_{о.п.р}^* = \frac{n_{о.п.р}}{N_{\text{НшС}}}$
Ошибки экипажа (ОЭ)	$n_{о.э}$	$P_{о.э}^* = \frac{n_{о.э}}{N_{\text{НшС}}}$
Ошибки при планировании полета и управлении им с Земли (ОПУ)	$n_{о.п.у}$	$P_{о.п.у}^* = \frac{n_{о.п.у}}{N_{\text{НшС}}}$
Внешние факторы (ВФ)	$n_{в.ф}$	$P_{в.ф}^* = \frac{n_{в.ф}}{N_{\text{НшС}}}$
Заболевания экипажа (ЗЭ)	$n_{з.э}$	$P_{з.э}^* = \frac{n_{з.э}}{N_{\text{НшС}}}$

Примечание. При анализе отказов бортовых систем проводится их классификация.

3. Показатели распределения аварийных ситуаций по факторам опасности характеризуют распределение АС по факторам опасности и определяются вероятностью появления соответствующего фактора опасности

$$P_{\Phi i}^* = \frac{n_i^{\Phi}}{n_{AC}}$$

где n_i^{Φ} — количество АС, сопровождающихся появлением i -го фактора опасности, при их общем числе n_{AC} .

4. Показатели распределения нештатных (аварийных) ситуаций по этапам полета определяются вероятностью их появления на соответствующем этапе:

$$P_{\text{э}t i}^* = \frac{n_i^{\text{э}t}}{N_{\text{НшС}}}$$

где $n_i^{\text{э}t}$, $n_1^{\text{в}}$, $n_2^{\text{о}n}$, $n_3^{\text{п}}$ — соответственно количество НшС, имевших место на i -м этапе полета ($i=1 \dots 3$), при общем их числе $N_{\text{НшС}}$, т. е.: на участке выведения; на этапе орбитального полета; на этапе спуска и посадки.

Разбивка по этапам может быть и другая.

5. Временные показатели нештатных (аварийных) ситуаций. Оперативность выхода из нештатных ситуаций характеризуется вероятностью обнаружения НшС, принятия правильных решений о порядке выхода из нее, реализации принятого решения экипажем, Центром управления полетами (ЦУП) или бортовыми системами за определенный промежуток времени. Обработка данных осуществляется в соответствии с табл. 12, 13, 14.

Резерв времени в нештатных ситуациях характеризуется вероятностью попадания значения резерва времени τ_p в определенный интервал времени. Обработка данных проводится в соответствии с табл. 15.

6. Показатели приспособленности ПКА к выходу из нештатных (аварийных) ситуаций: коэффициент приспособленности ПКА к выходу из НшС:

$$K_{\text{п.н.с}} = \frac{n_{\text{НшС}}^{\text{в.в}}}{N_{\text{НшС}}}$$

Коэффициент выхода ПКА из НшС:

$$K_{\text{в.н.с}} = \frac{n_{\text{НшС}}^{\text{в}}}{N_{\text{НшС}}}$$

Коэффициент выхода ПКА из НшС благодаря действиям экипажа:

$$K_{\text{в.э}} = \frac{n_{\text{НшС}}^{\text{в.э}}}{N_{\text{НшС}}}$$

Таблица 12

Система обнаружения	Вероятность обнаружения НшС за промежутки времени $\tau_{об}$			
	0 ... 10 с	10 ... 60 с	1 ... 30 мин	0,5 ... 2 ч
Экипаж	$P_9^1(\tau_{об}) = \frac{(n_9^1)_{об}}{N_{НшС}}$	$P_9^2(\tau_{об}) = \frac{(n_9^2)_{об}}{N_{НшС}}$...	$P_9^l(\tau_{об}) = \frac{(n_9^l)_{об}}{N_{НшС}}$
ЦУП	$P_{ц}^1(\tau_{об}) = \frac{(n_{ц}^1)_{об}}{N_{НшС}}$	$P_{ц}^2(\tau_{об}) = \frac{(n_{ц}^2)_{об}}{N_{НшС}}$...	$P_{ц}^l(\tau_{об}) = \frac{(n_{ц}^l)_{об}}{N_{НшС}}$
Бортовые системы	$P_6^1(\tau_{об}) = \frac{(n_6^1)_{об}}{N_{НшС}}$	$P_6^2(\tau_{об}) = \frac{(n_6^2)_{об}}{N_{НшС}}$...	$P_6^l(\tau_{об}) = \frac{(n_6^l)_{об}}{N_{НшС}}$

Таблица 13

Система принятия решения	Вероятность принятия решения о выходе из НшС за промежуток времени $\tau_{п.р}$			
	0 ... 10 с	10 ... 60 с	1 ... 30 мин	0,5 ... 2 ч
Экипаж	$P_9^1(\tau_{п.р}) = \frac{(n_9^1)_{п.р}}{N_{НшС}}$	$P_9^2(\tau_{п.р}) = \frac{(n_9^2)_{п.р}}{N_{НшС}}$...	$P_9^i(\tau_{п.р}) = \frac{(n_9^i)_{п.р}}{N_{НшС}}$; ...
ЦУП	$P_{ц}^1(\tau_{п.р}) = \frac{(n_{ц}^1)_{п.р}}{N_{НшС}}$	$P_{ц}^2(\tau_{п.р}) = \frac{(n_{ц}^2)_{п.р}}{N_{НшС}}$...	$P_{ц}^i(\tau_{п.р}) = \frac{(n_{ц}^i)_{п.р}}{N_{НшС}}$; ...
Бортовые систе- мы	$P_6^1(\tau_{п.р}) = \frac{(n_6^1)_{п.р}}{N_{НшС}}$	$P_6^2(\tau_{п.р}) = \frac{(n_6^2)_{п.р}}{N_{НшС}}$...	$P_6^i(\tau_{п.р}) = \frac{(n_6^i)_{п.р}}{N_{НшС}}$; ...

Таблица 1А

Система реализации	Вероятность реализации принятого решения за промежутки времени $\tau_{p,p}$			
	0 ... 10 с	10 ... 60 с	1 ... 30 мин	0,5 ... 2 ч > 2 ч
Экипаж	$P_9^1(\tau_{p,p}) = \frac{(n_9^1)_{p,p}}{N_{\text{НшС}}}$	$P_9^2(\tau_{p,p}) = \frac{(n_9^2)_{p,p}}{N_{\text{НшС}}}$	$P_9^i(\tau_{p,p}) = \frac{(n_9^i)_{p,p}}{N_{\text{НшС}}}$	$P_9^i(\tau_{p,p}) = \frac{(n_9^i)_{p,p}}{N_{\text{НшС}}}$
ЦУП	$P_{\text{ц}}^1(\tau_{p,p}) = \frac{(n_{\text{ц}}^1)_{p,p}}{N_{\text{НшС}}}$	$P_{\text{ц}}^2(\tau_{p,p}) = \frac{(n_{\text{ц}}^2)_{p,p}}{N_{\text{НшС}}}$	$P_{\text{ц}}^i(\tau_{p,p}) = \frac{(n_{\text{ц}}^i)_{p,p}}{N_{\text{НшС}}}$	$P_{\text{ц}}^i(\tau_{p,p}) = \frac{(n_{\text{ц}}^i)_{p,p}}{N_{\text{НшС}}}$
Бортовые системы	$P_6^1(\tau_{p,p}) = \frac{(n_6^1)_{p,p}}{N_{\text{НшС}}}$	$P_6^2(\tau_{p,p}) = \frac{(n_6^2)_{p,p}}{N_{\text{НшС}}}$	$P_6^i(\tau_{p,p}) = \frac{(n_6^i)_{p,p}}{N_{\text{НшС}}}$	$P_6^i(\tau_{p,p}) = \frac{(n_6^i)_{p,p}}{N_{\text{НшС}}}$

Примечания. 1. Индекс сверху в показателях $P_9^i(\tau_{0,0})$, $P_9^i(\tau_{п,п})$, $P_9^i(\tau_{p,p})$, $P_{\text{ц}}^i(\tau_{p,p})$, $P_6^i(\tau_{p,p})$ и т. д. обозначает номер временного интервала ($i=1, 2, \dots$).
 2. $(n_9^i)_{0,0}$, $(n_9^i)_{п,п}$, $(n_9^i)_{p,p}$ и т. д. обозначает количество негативных ситуаций, попадающих в i -й интервал времени.
 3. Под промежутками времени реализации принятого решения $\tau_{p,p}$ понимается время от момента начала реализации решения до его окончания.

Таблица 15

Вероятность попадания τ_p в данный интервал времени $\Delta\tau_p$				
0 ... 10 с	10 ... 60 с	1 ... 30 мин	0,5 ... 2 ч	> 2 ч
$P_1^* = \frac{n_1}{N_{\text{НшС}}}$	$P_2^* = \frac{n_2}{N_{\text{НшС}}}$...	$P_i^* = \frac{n_i}{N_{\text{НшС}}}$...

Примечание. n_i — количество НшС, имеющих резерв времени, соответствующий i -му интервалу.

Коэффициент выхода ПКА из НшС благодаря действиям с Земли:

$$K^{\text{в.з}} = \frac{n_{\text{НшС}}^{\text{в.з}}}{N_{\text{НшС}}},$$

где $n_{\text{НшС}}^{\text{в.з}}$ — количество нештатных ситуаций, выход из которых в процессе полета был возможен, при их общем числе $N_{\text{НшС}}$; $n_{\text{НшС}}^{\text{в}}$ — количество нештатных ситуаций, выход из которых был обеспечен в процессе полета (благодаря действиям экипажа, ЦУПа и работы БА), при их общем числе $N_{\text{НшС}}$; $n_{\text{НшС}}^{\text{в.э}}$ — количество нештатных ситуаций, выход из которых был обеспечен экипажем, при их общем числе $N_{\text{НшС}}$; $n_{\text{НшС}}^{\text{з}}$ — количество НшС, выход из которых был обеспечен Землей, при их общем числе $N_{\text{НшС}}$.

Дополнительно проводится анализ приспособленности ПКА к выходу из непредвиденных ситуаций. При этом также используются указанные выше коэффициенты.

7. Показатели эффективности действий экипажа (ЦУП) по выходу из нештатных (аварийных) ситуаций.

Коэффициент выполнения экипажем запланированной программы решения целевых задач без учета выхода из НшС

$$K_{\text{в.ц.з}}^{\text{б.в}} = \frac{n_{\text{ц.з}}^{\text{б.в}}}{n_{\text{ц.з}}^{\text{п.л}}},$$

Коэффициент выполнения экипажем запланированной программы решения целевых задач с учетом выхода из НшС

$$K_{\text{в.ц.з}}^{\text{в}} = \frac{n_{\text{ц.з}}^{\text{в}}}{n_{\text{ц.з}}^{\text{п.л}}},$$

где $n_{\text{ц.з}}^{\text{п.л}}$ — количество запланированных целевых задач; $n_{\text{ц.з}}^{\text{б.в}}$, $n_{\text{ц.з}}^{\text{в}}$ — количество решенных экипажем задач без учета и с учетом выхода из НшС соответственно.

Аналогично могут быть определены показатели эффективности действий персонала ЦУП по выходу из нештатных (аварийных) ситуаций.

8. Показатели ошибочной деятельности экипажа. *Интенсивность ошибок* представляет собой среднее количество ошибок, допускаемых одним из членов экипажа в единицу времени при выполнении операции k -го вида:

$$\lambda_{\text{ош}k}^* = \frac{n_{\text{ош}k}}{N_k T_k},$$

где N_k , $n_{\text{ош}k}$ — общее число выполненных операций k -го вида и допущенное при этом число ошибок соответственно; T_k — среднее время выполнения операции k -го вида.

Этот показатель целесообразно использовать для типовых и часто повторяющихся операций.

Для сравнительного анализа целесообразно определять интенсивность ошибок экипажей (членов экипажа) в единицу времени космического полета

$$\lambda_{\text{ош}}^* = \frac{n_{\text{ош}}}{T_{\Pi}}; \quad \lambda_{\text{ош}j}^* = \frac{n_{\text{ош}j}}{T_{\Pi}},$$

где $n_{\text{ош}}$, $n_{\text{ош}j}$ — число ошибок, допущенных всеми членами экипажа и j -м членом экипажа на протяжении всего космического полета.

Интенсивность ошибочных действий j -го члена экипажа при работе с i -й системой определится

$$\lambda_{\text{ош}ji}^* = \frac{n_{\text{ош}ji}}{\tau_{ji}},$$

где $n_{\text{ош}ji}$ — общее количество ошибок, допущенных j -м членом экипажа при работе с i -й системой за время полета; τ_{ji} — общее время работы j -го члена экипажа с i -й системой за время полета.

Вероятность ошибочной деятельности экипажа целесообразно определять применительно к видам выполняемых операций и типам допускаемых ошибок, а именно:

$$P_{\text{ош}k}^* = \frac{n_{\text{ош}k}}{N_{\text{ош}}}; \quad P_{\text{ош}v}^* = \frac{n_{\text{ош}v}}{N_{\text{ош}}},$$

где $P_{\text{ош}k}^*$ — вероятность того, что ошибка будет допущена экипажем при выполнении операции k -го вида; $P_{\text{ош}v}^*$ — вероятность того, что допущенная экипажем ошибка будет относиться к v -му типу; $n_{\text{ош}k}$ — число допущенных ошибок при выполнении операции k -го вида при общем их числе $N_{\text{ош}}$; $n_{\text{ош}v}$ — число допущенных ошибок v -го типа при общем их числе $N_{\text{ош}}$.

Ошибки, для которых определяется вероятность $P_{\text{ош}}^*$, можно классифицировать следующим образом.

1. Ошибки при выполнении операций по бортовой документации:

- 1.1. Невыполнение требуемого действия.
- 1.2. Выполнение нетребуемого действия.
- 1.3. Несоблюдение правильной последовательности действий.
- 1.4. Несвоевременное выполнение требуемого действия.
- 1.5. Нарушение точности требуемого действия.

2. Ошибки при контроле состояния систем:

- 2.1. Неполнота контроля состояния систем.
- 2.2. Неправильная оценка состояния систем.
- 2.3. Несвоевременное выполнение контроля состояния систем.

3. Ошибки при ведении связи:

- 3.1. Несвоевременное вхождение в связь.
- 3.2. Неполнота передачи информации.
- 3.3. Нечеткость ведения связи.
- 3.4. Неопределенность передачи информации.

4. Ошибки при выполнении действий в НшС:

- 4.1. Несвоевременность выполнения действий в НшС:
- 4.2. Неправильный выбор и выполнение алгоритма действий в НшС.
- 4.3. Неоптимальность действий в НшС.

Вероятность безошибочной деятельности экипажа при выполнении определенного алгоритма действий, состоящего из множества операций

$$P_{\text{ал}}^* = e^{-\sum_{k=1}^r \lambda_{\text{ош}k}^* T_k^{m_k}},$$

где m_k — число выполненных операций k -го вида в данном алгоритме; r — число различных видов операций для этого алгоритма.

Коэффициент опасности ошибочной деятельности экипажа характеризует результирующую степень опасности всех допущенных экипажем ошибок в космическом полете

$$K_{\text{о.л}}^* = \frac{\sum_{l=1}^Q n_l W_l}{N_{\text{ош}}},$$

где W_l — значимость ошибок l -го уровня с точки зрения влияния их на безопасность полета; Q — число уровней значимости ошибок; n_l — число ошибок l -го уровня значимости, допущенных экипажем в полете при общем числе ошибок за полет $N_{\text{ош}}$.

Величина W_l , как правило, нормируется от нуля до единицы. Нулевое значение W_l указывает на отсутствие влияния ошибок

l -го уровня на безопасность полета, а единичное — на максимальное влияние.

Степень аварийности ошибок характеризует вероятность появления ошибок, приводящих к возникновению АС,

$$P_{АС}^{ош*} = \frac{n_{АС}^{ош}}{N_{ош}},$$

где $n_{АС}^{ош}$ — число аварийных ошибок, допущенных экипажем в космическом полете при их общем числе $N_{ош}$.

9. Дополнительные показатели

Средняя частота появления НшС по i -й системе ПКА

$$\lambda_{ci}^* = \frac{n_{ci}}{\tau_{ci}},$$

где n_{ci} — общее количество НшС, имевших место по i -й системе за время полета; τ_{ci} — общая продолжительность работы i -й системы.

Средняя частота ошибочных действий персонала наземного комплекса при управлении работой i -й системы ПКА

$$\lambda_{ni}^* = \frac{n_{ni}}{\tau_{ni}},$$

где n_{ni} — общее количество ошибочных действий наземного комплекса, допущенных при управлении работой i -й системы ПКА в процессе полета; τ_{ni} — общая продолжительность работы персонала наземного комплекса с i -й системой ПКА при управлении полетом.

Средняя частота отказов средств наземного комплекса при управлении работой i -й системы ПКА

$$\lambda_{ni}'^* = \frac{n_{ni}'}{\tau_{ni}'},$$

где n_{ni}' — общее количество отказов наземных средств за время полета в процессе управления ими работой i -й системы ПКА; τ_{ni}' — общая продолжительность работы наземных средств в процессе полета при управлении ими функционированием i -й системы ПКА.

Средняя частота заболеваний j -го члена экипажа в результате неблагоприятного воздействия на него i -й системы ПКА (условно включая в состав систем организм космонавтов)

$$\lambda_{3ji}^* = \frac{n_{3ji}}{\tau_{3ji}},$$

где n_{3ji} — общее количество заболеваний j -го члена экипажа в результате неблагоприятного воздействия на него i -й системы

ПКА за время полета; τ_{zji} — общая продолжительность неблагоприятного воздействия на j -го члена экипажа i -й системы ПКА.

Вероятность возникновения аварийных нештатных ситуаций в i -й системе ПКА по l -й причине

$$P_{ACli}^* = \frac{n_{ACli}}{n_{НШСli}},$$

где n_{ACli} — общее количество АС, имевших место в i -й системе ПКА по l -й причине (по причине отказа, ошибки и т. п.) за время полета; $n_{НШСli}$ — общее количество НШС, имевших место в i -й системе ПКА по l -й причине за время полета.

Вероятность появления k неблагоприятных факторов при возникновении АС ($k=1, 2, 3, \dots$)

$$P_{\Phi k}^* = \frac{n_{\Phi k}}{n_{AC}},$$

где $n_{\Phi k}$ — общее количество АС за время полета, сопровождавшихся появлением k неблагоприятных факторов; n_{AC} — общее количество АС, имевших место в полете.

Вероятность появления в полете m -го неблагоприятного фактора опасности при возникновении АС в i -й системе ПКА

$$P_{\Phi mi}^* = \frac{n_{\Phi mi}}{n_{ACi}},$$

где $n_{\Phi mi}$ — общее количество АС, возникших в i -й системе ПКА за время полета и сопровождающихся появлением m -го неблагоприятного фактора; n_{ACi} — общее количество АС, возникших в i -й системе ПКА за время полета.

2.4. ЧАСТНЫЕ ПОКАЗАТЕЛИ БЕЗОПАСНОСТИ

Показатели радиационной безопасности. При определении радиационного риска и обосновании нормативов радиационной безопасности в космических полетах необходимо учитывать ряд особенностей воздействия космических излучений на человека, обусловленных как физическими свойствами излучений, так и специфическими условиями таких полетов.

1. В связи с имеющимися большими пространственно-временными колебаниями космических излучений уровень радиации в обитаемых отсеках ПКА во время полета может изменяться в широком диапазоне как в различных точках, так и во времени, в результате чего это приводит к неравномерному распределению дозы радиации по поверхности тела космонавтов.

2. Случайный характер распределения ионизирующего излучения во времени (в частности, солнечных вспышек) вызвал необходимость использования статистических подходов к оценке

радиационной безопасности, используя такие понятия, как «риск превышения дозы», «радиационный риск» и т. п. Ввиду того, что проектная доза для расчета радиационной защиты превышает допустимую, принятую для профессионального облучения в наземных условиях, и, следовательно, существует вероятность превышения допустимой дозы в реальном полете, необходимо учитывать радиационный риск с учетом вероятности распределения этих доз излучения. Это вынуждает регламентировать не только дозу за полет, но и риск ее превышения. Регламентируемое значение дозы за полет с точки зрения ее приемлемости или оправданности с учетом риска ее превышения обычно называют дозой оправданного риска.

3. Для обоснования нормативных значений дозы оправданного риска в зависимости от продолжительности полета исходят из следующих предположений и предпосылок:

а) доза оправданного риска при длительных космических полетах может быть принята заметно большей по сравнению с дозой оправданного риска кратковременных полетов. Это связано с признанием известного факта, что в живых организмах, подвергшихся радиационному воздействию, происходят восстановительные процессы. Для описания этих процессов разработаны математические модели, позволяющие рассчитывать эффективную остаточную дозу в зависимости от времени, прошедшего с момента облучения, и оценить ожидаемый радиобиологический эффект в зависимости от временного режима облучения;

б) оценка радиационной опасности полетов различной продолжительности будет адекватной, если использовать понятие «эффективной остаточной дозы». Дозе оправданного риска для полетов различной продолжительности должна соответствовать одинаковая эффективная остаточная доза на момент окончания полета. Очевидно, что условие равенства значений эффективной остаточной дозы к окончанию полетов различной продолжительности является первым приближением, нуждающимся в последующем уточнении. На данном этапе разработки вопросов нормирования условий радиационной безопасности космических полетов трудно предложить какой-либо другой, более совершенный подход.

Доза оправданного риска. Исходя из рассмотренного условия постоянства эффективной остаточной дозы при любой продолжительности космического полета получена следующая зависимость дозы оправданного риска $D_{o.p}(T)$ от длительности полета T :

$$D_{o.p}(T) = D_{эф} \left[1 + \frac{1 - \alpha}{\alpha} (1 - e^{-\alpha \beta T}) \right],$$

где α — коэффициент, учитывающий необратимую часть радиа-

ционного поражения; β — скорость восстановления радиационного поражения в модели Г. А. Блэра эффективной остаточной дозы.

С увеличением длительности полета доза оправданного риска асимптотически приближается к значению $D_{эф}/\alpha$. Если необратимая часть радиационного поражения относительно велика ($\alpha \approx 1$), то $D_{о.р}(T)$ асимптотически приближается к предельному значению, равному $D_{эф}$. В другом крайнем случае, когда обратимая часть очень мала ($\alpha \approx 0$), т. е. радиационное поражение практически полностью восстанавливается, значение $D_{о.р}(T)$ может значительно превосходить $D_{эф}$.

Следует отметить, что, несмотря на многочисленные исследования по проблеме восстановления радиационных поражений, в настоящее время не представляется возможным однозначно определить значения коэффициентов α и β для радиационного воздействия на человека. Опубликованные экспериментальные данные относятся к различным условиям радиационного воздействия, биологическим объектам и показателям радиационного поражения. Поэтому эти коэффициенты подбираются эмпирическим путем.

Определение эффективной остаточной дозы представляет самостоятельную радиологическую проблему, поэтому здесь мы рассмотрим только соотношения значений доз оправданного риска для космических полетов различной длительности.

Соотношение значений $D_{о.р}(T_2)$ и $D_{о.р}(T_1)$ для космических полетов продолжительностью T_2 и T_1 соответственно следующее:

$$D_{о.р}(T_2) = D_{о.р}(T_1) \frac{1 - (1 - \alpha) \exp(-\alpha\beta T_2)}{1 - (1 - \alpha) \exp(-\alpha\beta T_1)}.$$

Для количественной оценки дозы оправданного риска приняты следующие значения коэффициентов α и β : «разумное» значение коэффициента α находится в диапазоне 0,1 ... 0,2 (в последующих расчетах величины $D_{о.р}(T)$ использовано значение $\alpha = 0,15$); $\beta = 0,015 \dots 0,030 \text{ сут}^{-1}$ (в расчетах принято значение $\beta = 0,022 \text{ сут}^{-1}$).

Выражение для дозы оправданного риска в зависимости от длительности полета (для указанных значений коэффициентов α и β и дозы оправданного риска для $T_1 = 30$ сут, равной $D_{о.р}(T_1) = 0,5 \text{ Гр}$), имеет вид

$$D_{о.р}(T) = 2,15 - 182 \exp(-0,033T/T_0),$$

где $T_0 = 1$ сут.

Из данного выражения следует, что предельное значение дозы оправданного риска, характерное для космических полетов очень большой продолжительности (при T стремящемся к бесконечности), составляет 2,15 Гр за полет.

Необходимо отметить, что рассмотренный подход, основанный на равенстве значений эффективной дозы в момент окончания полетов, обеспечивает неплохую адекватность оценок радиационной опасности. Однако точность этих оценок для космических полетов различной длительности неодинакова: для длительных космических полетов точность хорошая, а для полетов небольшой продолжительности (несколько месяцев) вопрос о дозе оправданного риска в рамках изложенного подхода требует дальнейшего изучения.

Радиационный риск экипажа в космических полетах. Воздействие ионизирующих излучений приводит к последствиям, которые могут быть отнесены к одной из двух общих категорий: соматические и генетические эффекты. Соматические эффекты проявляются непосредственно у человека, подвергшегося воздействию радиации, а генетические — у его потомков. Проявления соматических эффектов могут быть ранними (соматическими, нестохастическими) или отдаленными (соматико-стохастическими). В соответствии с этим различают два вида показателей радиационного риска: соматических и соматико-стохастических поражений.

Риск соматических поражений. Ранними соматическими поражениями называют такие последствия воздействия радиации на человека, которые возникают в промежутке времени от нескольких минут до 30...60 сут. после облучения. Ранние поражения возникают только после воздействия радиации в относительно больших дозах (больше 0,5 Гр) при достаточно высокой мощности дозы (несколько бэр в минуту и более). Они могут привести к потере работоспособности или к смерти.

Радиационный риск R_c вследствие соматических поражений определяется следующим образом:

$$R_c = \int_0^{\infty} F(D) \frac{dP(D)}{dD} dD,$$

где $F(D)$ — зависимость накопленной вероятности данного соматического эффекта при данных условиях облучения от дозы радиации; $\frac{dP(D)}{dD}$ — плотность распределения дозы облучения.

Накопленная вероятность радиобиологического эффекта связана с плотностью распределения этого эффекта при дозе D соотношением

$$F(D) = \int_0^D \frac{dF(D)}{dD} dD.$$

Принято считать, что плотность вероятности $\frac{dF(D)}{dD}$ подчиняется закону нормального распределения

$$\frac{dF(D)}{dD} = \frac{1}{\sigma \sqrt{2\pi}} \exp\left(-\frac{(D - D_0)^2}{2\sigma^2}\right),$$

где D_0 — среднесимптомная доза, соответствующая 50%-му проявлению радиобиологического эффекта; σ — среднее квадратическое отклонение величины D .

Значения D_0 и σ для различных соматических поражений при кратковременных воздействиях могут быть найдены на основании данных, приведенных в работе [7]. Для оценки одного из основных показателей соматических поражений — риска ранних летальных исходов необходимо использовать следующие данные: среднелетальная доза D_0 для условий острого облучения составляет 2,8 Гр стандартного излучения, $\sigma = 1,67$ Гр. Для этих исходных данных радиационный риск смерти при осуществлении космического полета в течение 7 сут за пределами магнитосферы Земли в период максимума солнечной активности и при отсутствии какой-либо специальной защиты, кроме оболочки отсека толщиной 1 г/см² алюминия, составляет $3 \cdot 10^{-2}$ за полет или около $1,8 \cdot 10^{-4}$ за час. Этот уровень риска соответствует профессиональному риску экипажей вертолетов в условиях максимального риска. Однако в предположении, что в период ухудшения радиационной обстановки на трассе полета корабля в связи с возникновением вспышек солнечного космического излучения экипаж находится в защищенном отсеке (радиационное убежище) толщиной 7 г/см², радиационный риск смерти составляет около $2,5 \cdot 10^{-5}$ за полет или несколько более $1 \cdot 10^{-7}$ за час.

Следовательно, риск смерти при космических полетах почти полностью определяется вероятностью возникновения сверхмощных вспышек солнечного космического излучения, для которых доза излучения в радиационном убежище с толщиной защиты 5...8 г/см² составляет несколько единиц Гр.

Риск соматико-стохастических поражений. Отдаленные (соматико-стохастические) эффекты проявляются только через много месяцев или лет после облучения. Эти эффекты имеют вероятностный характер и в меньшей степени, чем ранние эффекты, зависят от мощности дозы, а вероятность их проявления и степень выраженности линейно зависят от суммарной накопленной дозы.

Отдаленные последствия радиационных воздействий на экипажи ПКА могут существенно повлиять на здоровье и работоспособность экипажа в длительном полете и после его завершения, а также увеличивают общий профессиональный риск смерти космонавтов. К соматико-стохастическим эффектам относят стойкие изменения кожи, увеличение частоты возникновения ка-

таракт и злокачественных новообразований, а также общее сокращение продолжительности жизни.

Радиационный риск смерти $R_{с.с}$ вследствие соматико-стохастических поражений определяется по выражению (для эквивалентного среднегодового риска смерти в зависимости от длительности полета T)

$$R_{с.с} = \frac{R_0 D_{эф}}{\alpha T} [1 - (1 - \alpha) \exp(-\alpha \beta T)],$$

где R_0 — удельный риск смерти или среднее значение риска смерти от всех злокачественных новообразований при облучении (составляет $1,5 \cdot 10^{-2}$ на 1 Гр стандартного излучения).

При полетах длительностью $T \geq 2,5$ года радиационный риск определяется соотношением

$$R_{с.с} = R_0 \frac{D_{эф}}{\alpha T} = \left(\frac{R_0}{\alpha} \right) P_{эф} = K P_{эф},$$

где $P_{эф}$ — мощность эффективной остаточной дозы, равная $D_{эф}/T$. Он не зависит от скорости восстановительных процессов и пропорционален мощности эффективной остаточной дозы $P_{эф}$ на момент окончания полета с коэффициентом пропорциональности $K = R_0/\alpha$, равным отношению удельного риска соматико-стохастических поражений R_0 к доле необратимых поражений α . Если долю необратимых поражений принять равной 0,15, а в качестве R_0 взять риск смерти от злокачественных новообразований вследствие воздействия радиации при космических полетах, то радиационный риск будет определяться следующим соотношением:

$$R_{с.с} = \frac{1,5 \cdot 10^{-4}}{0,15} P_{эф} = 10^{-3} P_{эф}.$$

Таким образом, при мощности эффективной остаточной дозы на завершающем этапе полета, соответствующей 0,01 Гр/год, радиационный риск смерти после полета от соматико-стохастических последствий составит 10^{-3} год $^{-1}$.

В общем случае для полетов любой продолжительности эквивалентный риск смерти определяется выражением

$$R_{с.с} = \frac{0,033}{T} [1 - 0,85 \exp(-1,2T/T_0)],$$

где $T_0 = 1$ год, а скорость восстановления обратимых поражений принята равной $\beta = 0,022$ сут $^{-1}$. При длительности полета в один год эквивалентный риск смерти от радиационных поражений вследствие возможных злокачественных новообразований в послеполетный период составляет $2,4 \cdot 10^{-2}$ на человека в год, что соответствует уровню риска смерти для особо опасных профессий, связанных с авиацией.

Для полетов различной продолжительности эквивалентный риск смерти изменяется следующим образом. При $T=1$ год $R_{с.с} = 2,4 \cdot 10^{-2}$, при $T=2$ года $R_{с.с} = 1,5 \cdot 10^{-2}$ и при $T=3$ года $R_{с.с} = 1,1 \cdot 10^{-2}$ на человека в год.

Наряду с риском смерти от злокачественных новообразований возможным соматико-стохастическим эффектом при воздействии радиации в условиях космического полета может быть общее сокращение продолжительности жизни. Согласно имеющимся оценкам сокращение продолжительности жизни составляет около 10^{-2} средней продолжительности жизни (около 70 лет) на 1 Гр стандартного излучения при равномерном облучении всего тела с низкой мощностью дозы.

Верхняя оценка сокращения продолжительности жизни вследствие радиационных воздействий при космических полетах (при максимальном значении дозы оправданного риска для космических полетов любой продолжительности $D_{о.р \max} = 2,15$ Гр за полет) равна $\Delta T = 2,15 \cdot 10^{-4} \cdot 70 = 1,5$ года.

Вероятность превышения предельно допустимой дозы облучения. Наряду с рассмотренными показателями радиационной безопасности (дозой оправданного риска и радиационным риском) при расчете радиационной защиты от солнечного корпускулярного излучения (СКИ) используется такой показатель, как вероятность $P(D < D_d^c)$ превышения предельно допустимой дозы от СКИ. Для расчета этого показателя используется основное уравнение радиационной безопасности, отражающее превышение за полет доз облучения от всех источников установленной для конкретного полета предельно допустимой дозы (ППД),

$$D_{Гки} + D_{РПЗ} + D_{Ски} \leq D_{доп},$$

где $D_{Гки}$ — накопленная за полет доза от галактического космического излучения; $D_{РПЗ}$ — доза, накопленная при прохождении радиационных поясов Земли; $D_{Ски}$ — доза, накопленная при возникновении солнечного корпускулярного излучения; $D_{доп}$ — предельно допустимая доза для данного полета.

Доза от ГКИ составляет фиксированную величину, зависящую от времени и высоты полета, даты запуска и, наконец, от материала и массы защиты. Доза от РПЗ, кроме того, зависит от трассы полета, так как радиационные пояса имеют неоднородное пространственное распределение по энергиям частиц и их потоков. При расчете защиты от СКИ за исходную дозу принимают ту долю допустимой дозы, которая останется после вычитания из нее дозы от ГКИ и РПЗ. Выбранный таким образом допустимый уровень облучения от СКИ используется в дальнейшем для расчета вероятности его превышения за время полета.

Класс вспышки	Дата	Поток протонов с $E > 48 \cdot 10^{-13}$ Дж	Максимальная энергия E_p , Дж	Среднетканевая доза за защитой 5 г/см ² , Гр	Частота возникновения вспышек, год ⁻¹
I	23.02.56	$1 \cdot 10^{13}$	$\leq 24 \cdot 10^{-10}$	1,030	0,25
II	12.11.60	$1,3 \cdot 10^{13}$	$> 1,6 \cdot 10^{-10}$	1,170	2
III	10.05.59	$9,6 \cdot 10^{12}$	$\leq 0,8 \cdot 10^{-10}$	0,668	2
IV	03.09.60	$7,0 \cdot 10^{10}$	$\leq 0,16 \cdot 10^{-10}$	0,032	9

С точки зрения радиационной опасности все СКИ делят на несколько классов в зависимости от максимальной энергии протонов и величины их потока (табл. 16).

Структурная схема алгоритма оценки вероятности превышения предельно допустимой дозы при воздействии СКИ нескольких классов показана на рис. 25.

Исходными данными для такого расчета являются: время полета T ; частота (интенсивность) появления СКИ i -го класса λ_i ($i=1, 2, \dots, k$; в нашем случае $k=4$); единичная доза за данной защитой от вспышки i -го класса $d_{ед}^i$; допустимая доза облучения за полет от солнечного корпускулярного излучения $D_{доп}^c$.

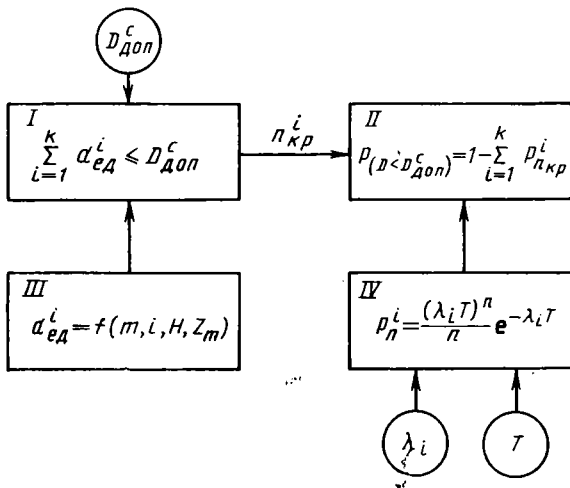


Рис. 25. Структурная схема расчета вероятности превышения предельно допустимой дозы от солнечного корпускулярного излучения:

I — определение критической области; *II* — расчет вероятности превышения допустимой дозы; *III* — определение единичной дозы; *IV* — расчет вероятности n попаданий во вспышку

Вероятность непревышения предельно допустимой дозы для вспышки i -го класса определяется следующим образом.

Вероятность непопадания во вспышку i -го класса P_0^i определяется по формуле

$$P_0^i = e^{-\lambda_i T}.$$

Вероятность попадания n раз во вспышку i -го класса P_n^i вычисляется по общей формуле Пуассона

$$P_n^i = \frac{(\lambda_i T)^n}{n!} e^{-\lambda_i T}.$$

Критическое число вспышек i -го класса, попадание в которое не приведет к превышению допустимой дозы, определяется исходя из следующего выражения (с округлением до целого в меньшую сторону):

$$n_{кр}^i = D_{доп}^c / d_{ед}^i.$$

Вероятность попадания во вспышки i -го класса $P_{нкр}^i$ числом до $n_{кр}^i$ включительно ($n=0, 1, 2, \dots, n_{кр}^i$) определяется по выражению

$$P_{нкр}^i = \sum_{n=0}^{n_{кр}^i} \frac{(\lambda_i T)^n}{n!}.$$

Вероятность непревышения предельно допустимой дозы от СКИ определяется

$$P(D \leq D_{доп}^c) = 1 - \sum_{i=1}^k P_{нкр}^i.$$

Необходимо отметить, что при расчете допустимой дозы облучения от вспышек нескольких классов числа попаданий в каждую вспышку и их комбинация должны быть такими, чтобы не привели к набору дозы больше допустимой, т. е. чтобы соблюдалось условие $\sum_{i=1}^k d_{ед}^i \leq D_{доп}^c$.

Попадания во вспышки различных классов — события независимые, а результат набора допустимой дозы зависит от случайного количества попаданий во вспышки каждого класса.

Показатели метеорной безопасности. Наиболее характерными показателями метеорной безопасности являются глубина и вероятность проникновения метеорных частиц в материал оболочки ПКА.

Глубина проникновения метеорных частиц. Существует довольно много различных подходов и методов определения глубины проникновения h метеорных частиц в обо-

лочку КА. Не останавливаясь подробно на них, приведем лишь некоторые конечные результаты, основанные на экспериментальных данных.

Нижний предел глубины проникновения определяется равенством

$$h_{\min} = \left[\frac{k(k-1)m}{H_0} \right]^{1/3} \left[\frac{v}{4\pi\rho} \right]^{2/3},$$

верхний предел —

$$h_{\max} = \left[\frac{3\bar{\eta}mv^2}{8\pi\rho_{\text{об}}\xi} \right]^{1/3},$$

где k — показатель адиабаты; m — масса метеорной частицы; H_0 — удельная теплота парообразования материала оболочки; ρ — плотность метеорной частицы; v — скорость соударения; η — коэффициент, характеризующий полноту превращения энергии в условиях взрыва; $\rho_{\text{об}}$ — плотность оболочки корабля; ξ — плотность энергии, необходимой для разрушения кристаллической решетки или мелкого дробления среды; $\bar{\eta}$ — коэффициент, определяемый по графику рис. 26.

Величину h можно также определять, основываясь на подходе, сущность которого заключается в следующем. Материал оболочки КА при ударе метеорной частицы отождествляется с идеально деформируемой средой (жидкостью). Это считается справедливым до тех пор, пока движение частицы не затормозится до скорости, сравнимой со скоростью распространения пластических деформаций в данном материале. Начиная с этого момента закон движения метеорной частицы не рассматривается и путь, пройденный частицей до полного торможения, определяется далее на основе экспериментальных данных. Глубина проникновения метеорной частицы определяется по формуле

$$h = \frac{4}{3} \frac{d\rho}{\rho_{\text{об}}} \ln \frac{v}{V} + K_m dV^2,$$

где d — диаметр метеорной частицы; V — значение скорости, соответствующее пятикратному значению скорости распростране-

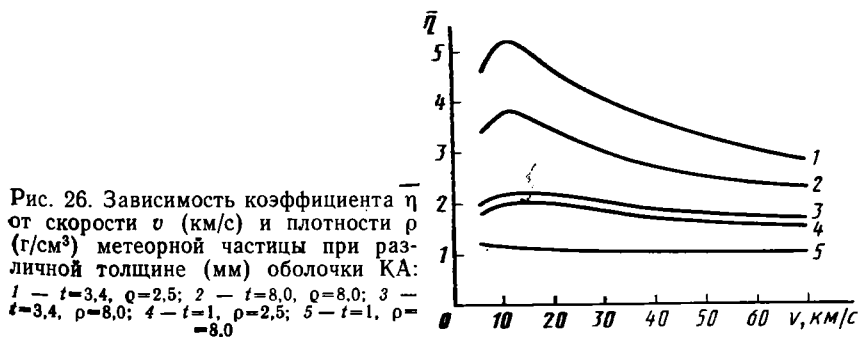


Рис. 26. Зависимость коэффициента η от скорости v (км/с) и плотности ρ (г/см³) метеорной частицы при различной толщине (мм) оболочки КА: 1 — $t=3,4$, $\rho=2,5$; 2 — $t=8,0$, $\rho=8,0$; 3 — $t=3,4$, $\rho=8,0$; 4 — $t=1$, $\rho=2,5$; 5 — $t=1$, $\rho=8,0$

ния пластических деформаций в материале защиты; K_M — эмпирический коэффициент, зависящий от материала оболочки, в частности для стали $K_M = 24 \cdot 10^{-8}$, для меди и алюминия $K_M = 47 \cdot 10^{-8}$.

Наряду с изложенными выражениями известна формула, которая вытекает из утверждения, что основное количество энергии удара уходит на испарение материала частицы и оболочки в месте удара. В этом случае величину h предлагается определять по выражению

$$h = \left[9,43 \frac{mv^2}{2} \frac{1}{\rho_{об} H_0} \right]^{1/3}.$$

Не затрагивая существа происходящих при ударе процессов и опираясь в основном на экспериментальные данные, можно считать глубину проникновения пропорциональной объему кратера. В этом случае

$$h = 0,8 \left[\frac{mv^2}{2} \frac{1}{\rho_{об} \xi} \right]^{1/3}.$$

Представляется целесообразным, идя по этому же пути, учесть плотность материала метеорной частицы и упругие свойства материала оболочки КА и величину h определять по выражению

$$h = \gamma d (\rho_{об}/\rho)^{\Phi} \left(\frac{v}{c} \right)^{\theta},$$

где γ , Φ и θ — эмпирические коэффициенты, значения которых находятся в пределах: $\gamma = 1,6 \dots 2,4$, $\Phi = 0,33 \dots 0,67$, $\theta = 0,33 \dots 0,67$; c — скорость звука в материале оболочки.

Величину h можно также определять по выражению

$$h = K (mv)^{1/3},$$

где K — эмпирический коэффициент для материала (для алюминия 1,09, для стали — 0,606, для свинца — 1,3).

На основе анализа теоретических результатов и данных экспериментальных исследований рекомендуется формула

$$h = 0,6 \left(\frac{6}{\pi} \right)^{1/3} \frac{\rho^{1/3}}{\rho_{об}^{2/3}} \ln \left(1 + \frac{K_0^{2/3} B}{4} \right) m^{1/3},$$

где $K_0 = \frac{\rho}{\rho_{об}}$, $B = \rho_{об} v / H$ (H — твердость по Бринеллю).

Учитывая требование наилучшей сходимости с результатами экспериментальных данных, целесообразно воспользоваться

приближенным методом, согласно которому глубина проникновения метеорных частиц вычисляется по формуле

$$h = \left(\frac{4\pi\rho}{3} \right)^{2/3} \frac{m^{1/3}}{\pi\rho_{об}C_x} \ln \left(1 + C_x \frac{\rho_{об} v^2}{2H} \right),$$

где C_x — коэффициент для сферической метеорной частицы, равный 2.

В заключение отметим, что в качестве расчетной глубины проникновения (как считают некоторые авторы) следует принимать глубину, определенную на основе вышеприведенных формул, умноженную на коэффициент 1,5.

Вероятность проникновения метеорных частиц. Хотя надежность работы конструкции КА или космического скафандра в условиях метеорной опасности определяется на основе статистических методов, метеорную опасность можно рассчитывать следующим образом.

Вероятность проникновения r метеорных частиц определенного метеорного потока равна

$$P_r = \frac{(N_p A T K_{эк})^r}{r!} e^{-N_p A T K_{эк}},$$

где A — площадь внешней поверхности КА; T — время пребывания ПКА в метеорной среде; $K_{эк}$ — коэффициент экранирования Земли; N_p — интегральный метеорный поток, который способен проникнуть в заданный элемент конструкции.

Коэффициент экранирования $K_{эк}$, характеризующий экранирующее действие Земли при движении ПКА на высотах порядка сотен километров, рассмотрен в разд. 1.2.

Величина N_p для спорадического метеорного потока определится по выражению

$$N_p = \alpha \left[\frac{2,54t^3}{\rho v^2} \right]^\beta,$$

где α и β — коэффициенты ($\alpha = 4,064 \cdot 10^{-10}$; $\beta = -1,34$); t — эффективная толщина обшивки, см; ρ — плотность метеорной частицы, г/см³; v — скорость соударения частицы с аппаратом, км/с; N_p — количество проникающих частиц на 1 м² в сутки.

Вероятность нулевого проникновения

$$P_0 = e^{-N_p A T K_{эк}}.$$

Это выражение может быть использовано при разработке конструкции с заданной вероятностью нулевого проникновения или для оценки значения P_0 для заданной конструкции.

ГЛАВА 3

ЗАДАНИЕ ТРЕБОВАНИЙ ПО БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ

3.1. КОЛИЧЕСТВЕННОЕ НОРМИРОВАНИЕ УРОВНЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ

Нормирование уровня безопасности полетов представляет собой многоплановую проблему, поскольку она должна решаться исходя из ее технических, экономических, моральных и социально-политических аспектов.

Требования уровня риска, как угодно близкого к нулю или нулевого, представляются нереалистичными, так как требуют бесконечно больших затрат при создании ПКА и космического комплекса в целом. Кроме того, при распределении ассигнований необходимо учитывать не только затраты на обеспечение безопасности, но и на обеспечение надежности и целевой эффективности космического комплекса. Все эти составляющие достаточно жестко взаимосвязаны между собой. При вариации проектных характеристик надежности и целевой эффективности могут наблюдаться вторичные изменения показателей БКП. Так, например, увеличение надежности бортовой аппаратуры за счет резервирования вызывает изменение проектного баланса масс ПКА, который должен быть компенсирован или за счет массы аварийных запасов жизненно важных систем или за счет сокращения номенклатуры средств обеспечения безопасности экипажа. Таким образом, мероприятие, направленное на повышение безопасности полета, может в конечном счете привести к ее снижению. Достижение приемлемого баланса между характеристиками эффективности, безопасности, надежности и стоимости в рамках проектных ограничений, накладываемых на создание космического комплекса и ПКА в частности, приводит к тому, что уровень риска будет иметь вполне определенный минимум, отличный от нуля.

При нормировании уровня безопасности космических полетов необходимо учитывать следующие факторы:

- общий уровень развития ракетно-космической техники;
- назначение ракетно-космического комплекса;
- численность экипажа ПКА;
- кратность использования космического аппарата и РН;
- конкретные технические решения по ракетно-космическому комплексу в целом и его составным частям (компоновка РН и

ПКА, тип и характеристики двигателей на ракетных блоках и ПКА, способ посадки КА, возможности системы управления РН и ПКА и т. п.);

основные характеристики программы полета ПКА;

степень автономности полета;

состав РКК;

стоимость элементов РКК и их уникальность.

Принципиально возможны два подхода к нормированию уровня безопасности космических полетов: нормирование частот (вероятностей) появления нештатных ситуаций в полете и количественного показателя уровня безопасности полета.

Нормирование частот (вероятностей) появления нештатных ситуаций в космическом полете. При этом подходе любая нештатная ситуация, возникающая в полете, рассматривается с двух точек зрения: опасности ее последствий и допустимой частоты (вероятности) ее возникновения.

По степени опасности нештатные ситуации могут быть разделены на следующие группы: вызывающие усложнение выполнения программы полета, опасные, аварийные и катастрофические.

С точки зрения возможностей возникновения нештатных ситуаций принято выделять пять основных уровней частоты их появления (в расчете на 1 ч полета): повторяющиеся, умеренно вероятные, маловероятные, крайне маловероятные и практически невероятные.

Смысл нормирования сводится к качественному сопоставлению степени опасности нештатных ситуаций с частотой (вероятностью) их возникновения: чем опаснее ситуация, тем меньше допустимая частота ее возникновения (табл. 17).

Т а б л и ц а 17

Тип нештатной ситуации	Уровни частот появления НшС	Диапазон частот λ НшС, ч ⁻¹
НшС, вызывающие усложнение выполнения программы полета	Повторяющиеся	$\lambda \geq 10^{-3}$
	Умеренно вероятные	$10^{-7} \leq \lambda < 10^{-3}$
Опасные	Маловероятные	$10^{-7} \leq \lambda < 10^{-5}$
Аварийные	Крайне маловероятные	$10^{-9} \leq \lambda < 10^{-7}$
Катастрофические	Практически невероятные	$\lambda < 10^{-9}$

Указанные в табл. 17 значения частот могут соответствовать следующей повторяемости указанных нештатных ситуаций:

повторяющиеся НшС могут возникнуть один или несколько раз за время полета ПКА (в зависимости от длительности полета ПКА);

умеренно вероятные НшС могут не возникнуть в одном полете ПКА, но могут встретиться несколько раз за время эксплуатации ПКА данного типа;

маловероятные НшС могут не возникнуть вообще или возникнуть единичное число раз за время эксплуатации ПКА данного типа;

крайне маловероятные НшС могут появиться за время эксплуатации данного типа ПКА как исключительное явление;

практически невероятные НшС должны рассматриваться как невозможные с точки зрения их появления на данном типе ПКА за все время его эксплуатации.

Главный недостаток данного способа нормирования состоит в том, что при нормировании частоты (вероятности) появления НшС уровень безопасности полетов непосредственно количественно не нормируется.

Нормирование количественного значения показателя уровня безопасности полета. При таком подходе уровень безопасности космических полетов задается количественно с помощью конкретного показателя. При этом следует учитывать два обстоятельства: 1) для разработчика системы удобнее реализовать норму безопасности полетов, если она задана в вероятностной форме; 2) в эксплуатации удобнее контролировать выполнение нормы по различным статистическим показателям. Для разрешения этих противоречий следует пользоваться известными связями между вероятностными и статистическими показателями безопасности космических полетов.

За критерий безопасности космического полета чаще всего берется вероятность P_6 благополучного возвращения экипажа на Землю в процессе выполнения полетной программы. Исходной позицией при этом является то, что при осуществлении любого полета возможны три независимых исхода, составляющих полную группу событий:

1) выполнение программы полета и благополучное возвращение экипажа на Землю (вероятность события — $P_в$);

2) преждевременное (аварийное) прекращение полета на некотором этапе и благополучная посадка экипажа на Землю (вероятность события — $P_а$);

3) аварийное прекращение полета с катастрофическим исходом (вероятность события — $P_к$).

Исходя из этого $P_в + P_а + P_к = 1$, а $P_6 = P_в + P_а$.

Для оценки безопасности космического полета могут также

использоваться и другие вероятностные и статистические показатели.

Выбор количественного значения нормируемого показателя основывается на следующем принципе: уровень безопасности полетов создаваемого ПКА должен быть выше достигнутого уровня безопасности полетов для аналогичного ПКА, бывшего в длительной эксплуатации или находящегося в эксплуатации значительное время. Следует отметить, что такой принцип правомочен, если выполняются по крайней мере три условия: новый ПКА по своей схеме принципиально не отличается от ПКА-аналога; для нового ПКА предполагаются примерно те же условия эксплуатации, что и для ПКА-аналога; на период прогнозирования, учитывающий время проектирования, постройки и испытаний нового ПКА, не ожидается скачкообразного изменения уровня безопасности полетов.

Методика прогнозирования основана на экстраполяции фактических данных и сводится к следующему.

Пусть y — нормируемый показатель безопасности полетов. Известны его значения y_t для ПКА-аналога, $t=1,2,\dots,n$ — календарные годы его эксплуатации (интервал наблюдения). Требуется определить по этим данным прогнозируемое значение показателя y_{n+L} , где L — интервал прогнозирования (период предупреждения). Для этого временной ряд y_t представляется моделью вида

$$y_t = \hat{y}_t + \varepsilon_t,$$

где \hat{y}_t — тренд, характеризующий динамику изменения показателя в среднем; ε_t — компонента, характеризующая случайные колебания показателя по годам эксплуатации.

Функция, описывающая тренд, выбирается, как правило, в классе функций полиномиального вида

$$\hat{y}_t = a + \sum_{j=1}^k b_j t^j.$$

Неизвестные параметры a и b_j функции могут быть определены по статистическим данным y_t методом наименьших квадратов или его модификациями: методами экспоненциального сглаживания, вероятностного моделирования, адаптивного сглаживания.

Прогнозируемое значение показателя y в среднем на момент прогнозирования $t=n+L$ (точечное "прогнозирование") следующее:

$$\hat{y}_{n+L} = a + \sum_{j=1}^k b_j (n+L)^j.$$

Этот прогноз будет содержать ошибку, связанную с известной неопределенностью положения тренда \hat{y}_t и возможными отклонениями ε_t от этого тренда. Поэтому наряду с точечным применяют интервальное прогнозирование, при котором рассчитывают доверительный интервал для прогнозируемого значения показателя

$$\hat{y}_{n+L} \pm t_{\alpha} s_p,$$

где s_p — средняя квадратическая ошибка прогноза; t_{α} — табличное значение параметра Стьюдента; α — уровень значимости.

Следует отметить, что ошибка прогноза существенно зависит от отношения интервала упреждения L к интервалу наблюдения n . Чем больше это отношение, тем больше ошибка прогноза.

При отсутствии ПКА-аналога нормирование количественного значения показателя уровня безопасности полета осуществляется методом системной оптимизации проекта ракетно-космического комплекса, предусматривающим следующие этапы:

1) выделение РКК из системы более высокого уровня (космической программы);

2) определение состава РКК, включая ПКА и РН;

3) агрегирование и формирование элементов структуры ПКА (агрегатов, бортовых систем и модулей) с заданными конструктивными решениями и связями для выполнения функциональных и целевых задач, определяемых ТТ (ТЗ);

4) определение состава проектных задач оптимизации;

5) уточнение критериев оптимизации, ограничений и условий баланса ресурсов;

6) составление множества исследуемых вариантов РКК (ПКА), состава бортовых систем и их типов;

7) предварительный отбор вариантов и определение рациональных параметров исходного «базового варианта», удовлетворяющего исходным данным и ограничениям.

С методологической точки зрения очень важен выбор исходного базового варианта РКК (ПКА), из которого следует исходить в поисках оптимального варианта и строить алгоритм улучшения и отбора вариантов. За такую отправную точку следует выбрать вариант, обеспечивающий принципиальное выполнение ТЗ на проект и всех задач с минимальной работоспособностью системы и минимально допустимым целевым эффектом. Далее необходимо определить пути совершенствования системы с привлечением дополнительных массовых, временных и финансовых ресурсов для улучшения выходных показателей совершенства РКК (ПКА);

8) расчет зависимостей от надежности средств общей массы ПКА, стоимости изготовления ПКА (РКК) и стоимости эксплуатации РКК;

9) расчет значений выходных показателей совершенства РКК (ПКА) для заданных вариаций исходных данных;

10) оптимизация варьируемых показателей и выбор их оптимальных значений.

При решении задачи оптимизации должны учитываться влияние на БКП: принятого состава и соответствующих ему масс средств обеспечения безопасности экипажа (при этом косвенно, из-за ограничений на общую массу ПКА, будет иметь место влияние массы на показатели надежности других бортовых систем ПКА и через полезную нагрузку — на эффективность решения задач полета); показателей надежности бортовых систем; схем штатного и аварийного функционирования РКК во времени; количественных оценок достигнутого уровня целевого эффекта за время безотказной работы ПКА в полете, прогнозируемых величин целевого эффекта, которые могут быть получены при данном отказе, и соответствующего риска аварийного полета по выбранной программе.

В целом в основу решения задачи оптимизации проекта РКК (ПКА) с учетом требований БКП может быть положена максимизация целевого эффекта при заданных ресурсах и ограничении по критерию БКП. Задача может быть сформулирована также как минимизация ресурсов для достижения заданного уровня целевого эффекта при выполнении требований по БКП.

Так как обеспечение БКП не самоцель, то, видимо, некорректна будет постановка задачи в виде максимизации показателя БКП, хотя частные задачи на уровне ПКА с максимизацией БКП при ограничениях на массу и стоимость могут иметь место.

Нормирование требований по безопасности полета на элементы ПКА. Нормирование или распределение требований по безопасности на элементы ПКА исходя из обеспечения заданного значения показателя уровня безопасности на ПКА в целом производится методом последовательных приближений. При этом исходят из концепции создания «равнопрочной» системы без слабых звеньев и излишних «запасов». Важно, чтобы были рационально использованы все ресурсы для достижения максимально возможной безопасности полета.

В общем виде последовательность решения задачи нормирования безопасности на элементы ПКА может быть представлена в виде трех операций:

1) структурный анализ элементов комплекса и бортовых систем и оценка их вклада в общий показатель безопасности, используя данные по аналогам на уровне агрегатов, бортовых систем и изделий;

2) анализ чувствительности выходного показателя безопасности к изменению параметров надежности систем ПКА в определенном диапазоне и оценка соответствующих потребных и располагаемых ресурсов;

3) сопоставление вариантов и принятие решения для обеспечения выполнения требований по уровню целевой эффективности и безопасности полета.

Практически задача нормирования решается обчетом исходного базового варианта, для которого подбираются и увязываются все параметры бортовых систем, и последовательным удовлетворением требованиям целевой эффективности и безопасности полетов. Удовлетворение требованиям безопасности осуществляется в последнюю очередь, поскольку, как правило, они являются наиболее жесткими. Последовательное удовлетворение перечисленным требованиям осуществляется постепенным увеличением надежности бортовых систем с определенным шагом (за счет введения избыточности, изменения схем и режимов работы, дополнительной отработки системы и т. п.), с оценкой приращения выходного показателя (безопасности) за счет увеличения надежности каждой бортовой системы и его соизмерения с соответствующими затратами (массы, стоимости и т. п.). Затем проводится анализ и определение наиболее выгодного варианта решения по улучшению характеристик определенной системы. Эта итерационная процедура повторяется до тех пор, пока не будет выполнено условие достижения заданного значения показателя безопасности на комплекс в целом.

3.2. НОРМИРОВАНИЕ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ ЗАДАНИЕМ КАЧЕСТВЕННЫХ ТРЕБОВАНИЙ

Качественные требования по обеспечению безопасности космических полетов являются дополнением к количественным требованиям. Они охватывают такие направления обеспечения безопасности, как: организационные мероприятия, принципы конструирования и конструктивно-схемные решения, состав и характеристики средств обеспечения безопасности, выбор материалов, распределение функций между экипажем, наземным персоналом и бортовой автоматикой в аварийных ситуациях, учет влияния неблагоприятных факторов, информационное обеспечение экипажа, способы контроля функционирования бортовых систем, запасы расходуемых средств.

Указанные требования являются отражением накопленного опыта обеспечения безопасности космических полетов и подлежат обязательной реализации в процессе создания, испытаний и эксплуатации РКК (ПКА). Они охватывают все элементы ракетно-космического комплекса и все этапы его создания и функционирования и призваны регламентировать: принципы, необходимые условия и способы обеспечения безопасности; виды и порядок проведения работ по обеспечению безопасности; состав, назначение, порядок задействования и функционирования, а также условия применения средств обеспечения безопасности;

эксплуатационные ограничения, накладываемые на использование бортовых средств ПКА и средств наземного комплекса; задачи и способы контроля, состав контролируемых параметров, определяющих безопасность экипажа, и способы информирования экипажа о достижении ими предельных значений; компоновку, оснащение, особенности конструкции и размещения оборудования ПКА в целях обеспечения безопасности; состав, назначение и размещение аварийных запасов на борту ПКА; свойства материалов, обеспечивающие безопасность их использования в процессе полета, порядок их допуска к применению в обитаемых отсеках ПКА; режимы труда и отдыха, порядок деятельности, взаимодействие членов экипажа между собой и с персоналом наземного комплекса в интересах обеспечения безопасности.

Учитывая техническую направленность указанных требований, они по своему составу и содержанию существенно зависят от типа ПКА (одноразовый или многоразовый, с горизонтальной или вертикальной посадкой и т. п.), уровня развития ракетной и космической техники, накопленного опыта обеспечения безопасности, а потому должны задаваться под конкретный РКК (ПКА) с учетом перечисленных выше факторов.

ГЛАВА 4

ТРЕБОВАНИЯ ПО ОБЕСПЕЧЕНИЮ БЕЗОПАСНОСТИ ЭКИПАЖА ПКА

4.1. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

1. Безопасность экипажа ПКА характеризуется и задается количественными и качественными требованиями (показателями), которые должны обеспечиваться и подтверждаться в процессе проектирования, изготовления, испытаний и эксплуатации космической техники.

2. Для космического комплекса в целом задаются следующие количественные показатели вероятности обеспечения безопасности: безопасного полета экипажа ПКА; безаварийного космического полета; спасения экипажа (космонавта) ПКА.

При необходимости перечень задаваемых в ТЗ показателей безопасности может быть расширен в соответствии с ГОСТом. Численные значения показателей задаются в ТЗ на создание космического комплекса.

3. Основным качественным требованием по безопасности является требование обеспечения безопасности экипажа при двух отказах в одной и той же (любой) системе.

Данное требование обеспечивается использованием различных видов резервирования: структурного, функционального, временного и информационного.

Особо ответственные (критичные) элементы (устройства), резервирование которых невозможно или нецелесообразно, должны быть выполнены с соблюдением специально предъявляемых к ним требований.

4. Безопасность экипажа ПКА обеспечивается комплексом организационных, технических и медицинских мероприятий, направленных на достижение, поддержание и контроль заданного уровня безопасности и реализуемых при создании и эксплуатации ПКА.

5. Необходимым условием обеспечения безопасности экипажа ПКА является выполнение требований руководящих и нормативно-технических документов по обеспечению безопасности, а также комплексной и частных программ обеспечения безопасности.

6. Основными принципами обеспечения безопасности экипажа ПКА являются: достижение безаварийности ПКА и его систем; разработка и реализация специальных мероприятий и средств по

обеспечению безопасности; обеспечение необходимого уровня подготовки экипажа и специалистов наземных служб к действиям в аварийных ситуациях.

7. Безаварийность ПКА обеспечивается:
высокой надежностью функционирования ПКА и его систем;
рациональными конструктивно-схемными решениями;
резервированием элементов, блоков (агрегатов) и систем;
защищенностью оборудования и систем от потенциальных источников опасности;

выбором обоснованных коэффициентов безопасности;
безошибочной работой экипажа и наземных служб управления.

8. Специальные мероприятия и средства обеспечения безопасности экипажа ПКА должны обеспечивать:

контроль состояния экипажа, окружающей среды и систем, от которых зависит безопасность экипажа;

обнаружение, распознавание аварийных ситуаций и оповещение экипажа о них;

поддержание необходимого уровня работоспособности бортовых систем и экипажа ПКА в аварийных ситуациях (защиту экипажа от воздействия вредных и опасных факторов АС, локализацию АС и т. п.);

ликвидацию АС и восстановление работоспособности бортовых систем и экипажа ПКА (аварийно-восстановительные работы, пожаротушение, смена атмосферы герметической кабины ПКА, оказание медицинской помощи и т. п.);

спасение экипажа в неустраняемых АС (с использованием: системы аварийного спасения спускаемого аппарата, индивидуальных и коллективных средств спасения и т. п.);

поиск и эвакуацию экипажа после приземления (приводнения) и проведение медицинских (реадаптационных) мероприятий.

9. Средства обеспечения безопасности экипажа должны быть отработаны до начала проведения летных испытаний с экипажем на борту.

10. Основными видами работ по обеспечению безопасности являются:

задание требований по безопасности;

выбор номенклатуры показателей безопасности и нормирование уровня безопасности;

обеспечение безопасности на всех этапах создания и эксплуатации ПКА;

контроль выполнения требований по безопасности.

11. Разработка ПКА должна предусматривать составление программы обеспечения безопасности.

Программа обеспечения безопасности (ПОБ) является организационно-методическим документом, определяющим перечень

работ и мероприятий, проводимых на всех стадиях создания и эксплуатации ПКА и направленных на достижение и поддержание заданных требований к безопасности.

Программа определяет перечень исполнителей, а также состав, последовательность, организацию, методические основы, содержание и этапы выполнения мероприятий, обеспечивающих заданный уровень безопасности экипажа с момента его посадки в ПКА перед пуском и до окончания эвакуации экипажа после приземления (приводнения).

12. В процессе проектирования ПКА, его составных частей и элементов должны быть проведены:

анализ возможных АС на всех участках функционирования ПКА с определением их качественных и количественных показателей, вероятности возникновения, степени опасности и способов выхода из них;

выбор и обоснование рационального состава комплекса технических средств, организационно-технических и медицинских мероприятий по обеспечению безопасности экипажа ПКА;

разработка специфических требований по безопасности к конструктивно-компоновочной схеме ПКА, его системам и оборудованию исходя из заданного общего уровня безопасности;

планирование и разработка аварийно-восстановительных и аварийно-спасательных операций, проводимых в полете;

разработка методического обеспечения и оценка количественных характеристик АС, эффективности предусмотренных мероприятий и разработанных средств обеспечения безопасности, достигнутого уровня безопасности и других ее показателей на всех этапах полета ПКА;

разработка планов, программ и методик экспериментальной отработки средств обеспечения безопасности и включение их в комплексную программу экспериментальной отработки ПКА;

оформление материалов по обеспечению безопасности с оценкой после завершения каждого этапа создания ПКА достигнутого уровня безопасности.

13. Выбор критериев и показателей безопасности и определение их количественных значений применительно к составным частям и элементам ПКА должны проводиться головным разработчиком по методикам, согласованным с заказчиком.

14. В отдельные, оговоренные в техническом задании, периоды функционирования ПКА (старт, выведение, стыковка, спуск и др.) должна быть предусмотрена возможность нахождения экипажа в специальных герметизированных костюмах (скафандрах).

15. Контроль состояния экипажа, а также контроль функционирования систем и оборудования ПКА, исправность которых определяет безопасность экипажа, должны осуществляться в

объеме, необходимом для прогнозирования, своевременного обнаружения и распознавания аварийных ситуаций.

16. Перед полетом должны быть проведены дезинфекция ПКА, обсервационные мероприятия и медицинское обследование членов экипажа, а в процессе полета должен осуществляться текущий медицинский контроль состояния здоровья космонавтов.

17. В случае возникновения аварии, катастрофы или использования системы аварийного спасения в космическом полете должно быть проведено расследование причин аварий и катастроф.

В ходе расследования необходимо:

провести анализ документов, регламентирующих деятельность космонавтов и всех групп специалистов, участвующих в организации, планировании, подготовке и управлении полетом; сопоставить результаты проведенного анализа с конкретными результатами деятельности космонавтов и других специалистов в ходе подготовки и проведения полета;

выявить отклонения действий лиц, участвующих в проведении полетов, от расчетных и определить степень влияния указанных отклонений на развитие летно-космического происшествия.

4.2. ТРЕБОВАНИЯ ПО ОБЕСПЕЧЕНИЮ БЕЗОПАСНОСТИ ЭКИПАЖА НА СТАРТЕ И УЧАСТКЕ ВЫВЕДЕНИЯ

1. Технические средства и мероприятия по безопасности должны обеспечивать:

спасение экипажа при возникновении АС во время предстартовой подготовки ракеты-носителя и ПКА и во время пуска;

пожаротушение и нейтрализацию взрывоопасных и токсичных веществ на старте;

ликвидацию и (или) локализацию АС на участке выведения; спасение экипажа на участке выведения.

2. ПКА должен быть оборудован системой аварийного спасения экипажа.

3. Система аварийного спасения ПКА должна быть в состоянии готовности с момента посадки экипажа в ПКА.

4. Система аварийного спасения ПКА должна включаться автоматически, по команде руководителя полета, а также с пульта космонавта.

5. Во избежание возникновения пожара при разрыве гидромагистралей системы терморегулирования (СТР) в процессе отделения СА при срабатывании САС теплоноситель СТР должен быть пожаробезопасен.

6. Система аварийного спасения должна обеспечивать:

своевременное и безударное отделение спасаемой части ПКА от ракеты-носителя на всем участке выведения;

полет спасаемой части ПКА по траектории увода, создающей условия для нормальной работы системы посадки ПКА и приземления за пределами опасной зоны, независимо от силы и направления ветра, а также с учетом исключения столкновения с ракетой-носителем или ее частями.

7. Перегрузки и угловые скорости, действующие на экипаж в процессе работы САС, не должны превышать допустимых для него значений.

8. Экипаж должен обеспечиваться необходимой информацией об отклонении ракеты-носителя от заданной траектории.

9. Для случаев, когда использование системы аварийного спасения во время предстартовой подготовки нецелесообразно или невозможно, должны быть предусмотрены средства экстренной эвакуации космонавтов из кабины ПКА и их перемещения в безопасную зону.

10. При возникновении АС в конце активного участка траектории должна быть предусмотрена возможность использования двигательной установки ПКА для вывода его на штатную или штатную орбиту.

11. Должно исключаться разделение ПКА на отсеки в случае аварии на участке, где существует возможность вывода на суборбитальные траектории, длительность полета на которых до момента посадки на Землю превышает расчетное время обеспечения жизнедеятельности экипажа за счет расходуемых ресурсов СА.

4.3. ТРЕБОВАНИЯ ПО ОБЕСПЕЧЕНИЮ БЕЗОПАСНОСТИ ЭКИПАЖА ПКА В ОРБИТАЛЬНОМ ПОЛЕТЕ

1. Обеспечение безопасности экипажа ПКА в орбитальном полете должно предусматривать:

контроль показателей состояния экипажа, параметров окружающей среды и систем, определяющих безопасность экипажа; прогнозирование, обнаружение и распознавание АС, а также оповещение экипажа об их возникновении;

определение характера АС и резервного времени в них; защиту экипажа от воздействия неблагоприятных факторов АС;

ликвидацию и (или) локализацию АС; спасение экипажа при возникновении неликвидируемых (не локализуемых) АС.

2. На борту ПКА должны быть предусмотрены следующие средства:

контроля, прогнозирования, обнаружения и распознавания аварийных ситуаций и оповещения экипажа об их возникновении;

защиты экипажа от факторов АС и неблагоприятных факторов космического полета (перегрузки, радиация, ультрафиолетовое излучение и др.);

ликвидации АС (включая средства аварийного ремонта, автоматические средства ликвидации АС и т. п.);

локализации АС;

спасения экипажа;

информационного обеспечения деятельности экипажа в аварийных ситуациях;

автономного существования (выживания) экипажа после аварийного приземления (приводнения) в различных климато-географических зонах.

3. Средства контроля, прогнозирования, обнаружения и распознавания АС, а также оповещения экипажа об АС должны обеспечивать: прогнозирование времени появления и идентификацию АС, определение характера, места и времени ее развития, оповещение экипажа ПКА и наземных пунктов управления о возникновении АС, выдачу аварийных команд на автоматическое включение средств спасения, локализации и ликвидации АС.

4. Оповещение экипажа о возможности и факте возникновения АС, а также о характере ее развития должно осуществляться выдачей сигналов предупреждения и опасности.

5. Контроль за работой жизненно важных систем и оборудования ПКА, состоянием космонавтов, работающих в открытом космосе, радиационной и метеорной обстановкой должен осуществляться непрерывно.

6. Контролируемые параметры должны обеспечивать оценку: физического состояния внутренней среды ПКА и окружающего пространства (температуры, давления, влажности, бактериальной загрязненности, концентрации O_2 , CO_2 и вредных примесей, радиационной опасности и т. п.);

психофизиологического состояния и работоспособности космонавтов;

состояния систем и агрегатов ПКА (СТР, СЖО, двигательной установки, топливной системы, системы электропитания, системы управления и т. п.);

выполнения основных процессов и операций (стыковки, герметизации, шлюзования, расстыковки, разделения составных частей ПКА и т. д.).

7. Средства аварийной индикации и сигнализации должны: отражать значение и динамику аварийного параметра, включая аварийный остаток расходуемых ресурсов;

указывать резервное и критическое время;

указывать порядок действий в быстроразвивающихся ситуациях.

8. Аварийные сигналы должны:

обеспечивать максимальный привлекающий эффект или

принудительное переключение внимания членов экипажа на АС (тактильное воздействие, речевое оповещение и т. п.);

учитывать интенсивность приближения критического параметра к предельному значению.

9. Время срабатывания аварийной сигнализации должно обеспечивать экипажу ПКА возможность своевременного принятия необходимых мер по устранению аварийной ситуации.

10. Должна предусматриваться выдача команд на автоматическое включение резервных блоков жизненно важных систем (например, системы обеспечения газового состава).

11. Средства защиты экипажа должны обеспечивать сохранение работоспособности космонавтов в условиях воздействия факторов АС (температуры, давления, задымленности атмосферы, вредных газов и паров и др.) в течение времени, необходимого для ликвидации АС, ее локализации или проведения спасательных работ, а также в условиях воздействия неблагоприятных факторов космического полета (перегрузок, радиации, невесомости и т. п.).

12. Средства защиты экипажа в АС должны находиться в постоянной готовности к применению и размещаться в местах, обеспечивающих быстрый их ввод в действие.

13. Средства защиты экипажа должны обеспечивать его деятельность в непрозрачной (задымленной) атмосфере.

14. Должна осуществляться защита экипажа от воздействия ультрафиолетового облучения.

15. Средства защиты экипажа от бактериальной загрязненности должны обеспечивать предотвращение появления бактерий в окружающей среде, пище и воде или их уничтожение в случае появления.

16. Средства обеспечения радиационной безопасности экипажа ПКА должны обеспечивать нормальные условия жизнедеятельности космонавтов в орбитальном полете при воздействии различных типов ионизирующих излучений естественного или искусственного происхождения.

17. Проектирование средств обеспечения радиационной безопасности должно осуществляться с таким расчетом, чтобы дозы облучения экипажа на протяжении всего полета не превышали пороговых значений.

Пороговые значения доз для каждого члена экипажа ПКА должны устанавливаться индивидуально с учетом доз, полученных в предыдущих полетах.

18. Средства и мероприятия радиационной безопасности должны быть направлены на:

физическую защиту экипажа ПКА;

повышение сопротивляемости организма космонавтов к воздействию ионизирующих излучений на основе использования

фармакологических препаратов и других медико-биологических средств;

непрерывный радиометрический контроль радиационной обстановки на борту ПКА;

непрерывный дозиметрический контроль различных видов излучений, воздействующих на экипаж;

прогнозирование радиационной обстановки во время полета ПКА;

информационное обеспечение деятельности экипажа в различных условиях радиационной обстановки.

19. Средства физической защиты экипажа ПКА должны состоять из общих экранов обитаемых отсеков, специальных убежищ для кратковременного укрытия экипажа при ухудшении радиационной обстановки, локальной защиты отдельных жизненно важных органов космонавта (защитные очки, пояса на область живота и т. п.).

20. Фармакологические препараты должны быть эффективны при облучении организма различными видами ионизирующих излучений с малой мощностью дозы, обладать небольшой токсичностью даже при повторных приемах.

21. Средства радиометрического контроля радиационной обстановки должны обеспечивать непрерывное измерение уровней радиации в обитаемых отсеках ПКА, а также выдачу предупредительных сигналов опасности в случае достижения предельно допустимых мощностей доз.

22. Средства дозиметрического контроля должны обеспечивать:

непрерывное измерение интегральных доз радиации, получаемых экипажем (экспедицией);

оценку временного режима облучения и значения (уровня) эквивалентной дозы;

выдачу сигналов предупреждения в случае получения экипажем дозы, соответствующей допустимому значению.

23. В составе средств дозиметрического контроля должны быть предусмотрены индивидуальные дозиметры, позволяющие определять дозы облучения, получаемые каждым членом экипажа (экспедиции) во время полета.

24. Средства радиометрического и дозиметрического контроля (кроме индивидуальных дозиметров) должны быть оборудованы средствами аварийной сигнализации (звуковыми и световыми), выведенными на пульт в кабине ПКА и наземного пункта управления полетом.

25. Требования к надежности радиационной защиты при осуществлении космических полетов должны устанавливаться в зависимости от назначения ПКА.

26. Средства радиационной защиты должны быть проверены во время проведения наземных испытаний в условиях воздейст-

вия ионизирующих излучений, состав и энергетические характеристики которых близки к параметрам космической радиации.

27. На борту ПКА должны быть предусмотрены средства оказания неотложной медицинской помощи экипажу, включающие:

диагностические и терапевтические приборы;
средства неотложной помощи для наложения небольших швов, шприцы и т. п.;

анестезирующие, успокаивающие и кардиологические препараты;

перевязочные средства, препараты для лечения зубов, повязки на глаза, лейкопластырь, шины для пальцев и др.;

лекарственные препараты.

28. На борту ПКА должны быть спасательные скафандры для экипажа. Скафандры должны обеспечивать возможность быстрого их надевания без посторонней помощи и длительного пребывания в них.

В скафандре должны быть предусмотрены основная, резервная и аварийная системы поддержания заданных значений важнейших параметров атмосферы под гермооболочкой. О включении резервной и аварийной систем космонавт должен оповещаться соответствующей сигнализацией.

Скафандр совместно с бортовыми системами должен обеспечивать переносимость экипажем перегрузок при посадке и аварийном спасении.

Помимо прямого назначения скафандр должен позволять использовать его в комплексе с другими средствами в качестве индивидуального снаряжения космонавта для защиты от воздействия неблагоприятных факторов окружающей среды после приземления (приводнения).

29. На борту ПКА должны быть предусмотрены индивидуальные средства обеспечения безопасности экипажа при выполнении работ вне ПКА.

30. Космический (выходной) скафандр должен обеспечивать защиту космонавта от воздействия ультрафиолетовых, инфракрасных и видимых световых потоков, а также ионизирующей радиации и микрометеоритов.

31. Космический скафандр должен иметь страховочную систему для обеспечения фиксации космонавта вне корабля.

32. Средства автоматической ликвидации АС должны быть предусмотрены для устранения быстроразвивающихся АС (компенсации утечек газа из кабины ПКА, активного тушения пожара и др.), не позволяющих экипажу своевременно принять меры по выходу из них, а также для АС, возникающих в труднодоступных местах.

33. Для ликвидации медленно развивающихся АС (для которых не предусмотрены средства автоматической ликвидации)

и устранения их последствий должны быть предусмотрены средства, обеспечивающие проведение этих работ силами экипажа.

34. Для проведения аварийно-восстановительных работ на борту ПКА необходимо обеспечить:

приспособленность ПКА и его систем к контролю и обнаружению источников возникновения АС;

приспособленность элементов, узлов и агрегатов ПКА для проведения аварийного ремонта;

наличие в необходимом объеме запасных частей, приспособлений, принадлежностей и универсального инструмента;

создание специально оборудованного рабочего места.

35. Средства локализации должны обеспечивать ограничение развития АС на борту ПКА с целью сохранения работоспособности экипажа и систем ПКА для обеспечения возможности полного или частичного выполнения программы полета и создания условий для проведения работ по ликвидации АС или спасения экипажа.

36. Для проведения аварийно-спасательных операций в космосе, которые не могут быть выполнены бортовыми средствами ПКА, необходимо предусматривать аварийно-спасательный КА.

37. Конструкция, компоновочная схема и оборудование ПКА должны обеспечивать возможность стыковки со спасательным КА и эвакуацию экипажа аварийного ПКА на борт спасательного КА через стыковочный узел или открытый космос.

38. На борту ПКА должны быть предусмотрены средства предупреждения возможности столкновения ПКА со сближающимся КА (объектом).

39. Для случаев, когда спасение экипажа не может быть обеспечено ни использованием штатного СА, ни спасательного КА, должны быть предусмотрены индивидуальные средства спасения космонавтов.

40. На борту ПКА необходимо предусматривать аварийные запасы расходуемых средств (воды, пищи, электроэнергии, компонентов топлива и т. п.).

41. Средства информационного обеспечения деятельности экипажа в аварийных ситуациях (бортинструкции или другие материальные носители информации) должны обеспечивать экипаж необходимой информацией о порядке его действий в АС.

42. Бортовая документация по действиям экипажа в аварийных ситуациях должна быть проверена до полета.

43. Инструкция по действиям экипажа в АС должна выпускаться в виде отдельной брошюры с красной обложкой.

44. Инструкции, определяющие действия экипажа в АС, должны быть краткими и содержать необходимые указания о действиях каждого члена экипажа; в них запрещается делать ссылки на другие документы.

45. Информация о состоянии ПКА, имеющаяся на Земле,

должна постоянно доводиться до экипажа, а экипаж, в свою очередь, должен регулярно информировать Землю о имеющихся неисправностях на борту ПКА.

4.4. ТРЕБОВАНИЯ ПО ОБЕСПЕЧЕНИЮ БЕЗОПАСНОСТИ ЭКИПАЖА НА УЧАСТКЕ СПУСКА И ПОСЛЕ ПОСАДКИ

1. Безопасность экипажа на траектории спуска и после посадки должна обеспечиваться:

- спускаемым аппаратом;
- комплексом технических средств, обеспечивающих нормальное отделение и функционирование СА на траектории спуска и после посадки;
- комплексом средств приземления;
- средствами выживания;
- средствами поиска и эвакуации.

2. Для обеспечения безопасности спуска экипажа на Землю в аварийных ситуациях бортовые средства ПКА должны обеспечивать возможность:

- осуществления автономного полета на орбите в течение времени, необходимого для посадки в заданный район;
- осуществления срочного спуска с допустимыми перегрузками; ручного управления спуском (в качестве резерва).

3. Средства СА должны обеспечивать защиту экипажа от длительно действующих перегрузок на участке спуска, перегрузок при работе средств аварийного спасения и ударных продольных и боковых перегрузок при приземлении (приводнении), включая кувыркивание СА.

4. Спускаемый аппарат при входе в атмосферу должен обладать аэродинамической устойчивостью.

5. Люки-лазы, специальные ручки или ступеньки на СА должны быть расположены так, чтобы при необходимости обеспечивалось срочное покидание экипажем СА после приземления (приводнения).

6. Спускаемый аппарат должен обладать непотопляемостью при посадке на воду в течение времени, необходимого для поиска и эвакуации экипажа, иметь одно устойчивое состояние на плаву и исключать попадание в него воды.

7. В спускаемом аппарате должно предусматриваться наличие окрашивающего маркера для использования в случае посадки на воду.

8. Спускаемый аппарат должен быть оборудован специальными средствами, обеспечивающими его поиск и обнаружение в дневное и ночное время суток в течение заданного времени.

9. Перегрев газовой среды СА после приземления (приводнения) должен быть исключен.

10. Средства разделения на этапе спуска должны обеспечивать надежное отделение СА от других составных частей ПКА.

11. Столкновение СА с ПКА или его отсеками после их разделения должно быть исключено.

12. Комплекс средств приземления должен обеспечивать:

получение экипажем информации о работе и состоянии средств приземления для обеспечения возможности принятия решения о ручном включении этих средств;

ручное включение средств приземления;

посадку СА в штатном и аварийном режимах на сушу или на воду;

безопасное для членов экипажа приземление (приводнение) в различных климатогеографических районах земного шара.

13. Для обеспечения надежного функционирования комплекса средств приземления в СА должна быть предусмотрена резервная система энергопитания.

14. На борту ПКА должны быть предусмотрены средства (аварийные запасы), обеспечивающие автономное существование (выживание) экипажа после вынужденной посадки в различных климатогеографических зонах.

15. Комплект аварийных запасов (АЗ) должен содержать:

средства радиосвязи;

средства сигнализации (пиротехнические и светотехнические);

спасательные плавсредства коллективного и индивидуального пользования;

аварийный запас воды;

аварийный запас пищи;

теплозащитное снаряжение;

медицинские средства (аптечка, медицинская накидка и т. п.);

средства защиты экипажа (включая огнестрельное оружие) от хищников, ядовитых насекомых и пресмыкающихся;

лагерные средства (средства охоты и рыбной ловли, мачете, нож комбинированный, проволочная пила, электрический фонарь, влаговетроустойчивые спички, компас, сухое горючее, пылевые очки, светофильтры и т. д.).

16. Предметы АЗ должны размещаться отдельными блоками в герметично упакованном виде и обладать плавучестью.

17. Каждый блок должен окрашиваться в ярко-оранжевый цвет для лучшего обнаружения на воде.

18. В состав АЗ отдельным блоком должен входить носимый блок, включающий в себя предметы острой необходимости, которые экипаж использует после экстренного покидания ПКА.

4.5. ТРЕБОВАНИЯ К КОНСТРУКЦИИ ПКА И ЕГО СИСТЕМАМ ПО ОБЕСПЕЧЕНИЮ БЕЗОПАСНОСТИ

1. Конструктивные элементы ПКА и его систем в местах возможного нахождения экипажа должны быть без острых углов, кромок, опасных выступов, движущихся и вращающихся деталей, а при их наличии должно быть исключено травмирование экипажа и механическое повреждение скафандров.

2. Конструкция ПКА и его системы должны обеспечивать: предотвращение вредного воздействия ударных ускорений; предотвращение виброопасных воздействий; предотвращение вредного воздействия повышенного уровня ультразвука; снижение уровня шума до допустимого; предотвращение произвольного развинчивания или разъединения болтовых, шпоночных и клеевых соединений; оснащенность крепления съемных частей невыпадающими винтами или болтами.

3. Обитаемые отсеки ПКА должны иметь автономное обеспечение необходимого давления и состава газовой среды.

4. Конструкция ПКА должна обеспечивать экипажу возможность выполнения в аварийной обстановке всех основных функций вплоть до момента спасения.

5. Кабельные соединения и топливопроводы должны быть защищены от действия взрыва, огня, вакуума и коррозии.

6. Контейнеры со взрывоопасными материалами, сосуды под высоким давлением, контейнеры с летучими газами должны быть расположены как можно дальше от жилых и служебных помещений ПКА.

7. На борту ПКА должно быть исключено:
наличие потенциальных источников воспламенения;
образование взрывоопасных сред;
возникновение источника инициирования взрыва;
возникновение повышенного сверхдопустимого давления в магистралях и емкостях;
превышение допустимого давления внутри отсеков;
использование токсичных веществ в системах, расположенных в жилых отсеках;
повышение нагрева оборудования до температуры выше максимально допустимой;
попадание горюче-смазочных материалов на узлы и детали, подверженные искрению или высокому нагреву;
образование в атмосфере кабины вредных примесей в количествах, выходящих за нормы предельно допустимых значений.

8. Оборудование ПКА должно быть выполнено с соблюдением требований электробезопасности.

9. Должна быть выполнена защита экипажа и оборудования от статического электричества.

10. ПКА должен иметь защиту от метеорных частиц.

11. ПКА должен соответствовать требованиям пожаробезопасности.

12. До включения двигательной установки и в процессе ее работы экипаж должен иметь возможность контроля углового положения ПКА и его угловой скорости.

13. Должен обеспечиваться визуальный контроль процесса стыковки на всех его этапах.

14. Каждый изолированный отсек должен иметь не менее двух выходов.

15. Люки-лазы ПКА должны открываться с двух сторон.

16. Время аварийного открывания люков должно быть не более 5 ... 7 с.

17. Гермолюки должны быть снабжены блокировкой, исключающей случайное их открытие.

18. Гермолюки должны иметь фиксацию и сигнализацию в открытом и закрытом положениях.

19. Размеры гермолюков должны обеспечивать беспрепятственный проход членов экипажа в скафандрах.

20. ПКА должен быть оборудован быстрооткрывающимся люком для покидания его экипажем при возникновении аварийной ситуации на стартовой позиции.

21. Конструкция ПКА должна обеспечивать экипажу доступ к бортовой аппаратуре для выполнения аварийного ремонта в процессе полета.

22. Конструкция иллюминаторов ПКА должна исключать возможность поражения экипажа ультрафиолетовым излучением Солнца.

23. Запрещается размещать на борту ПКА концентраторы солнечных лучей в зоне попадания солнечного света.

24. Для защиты экипажа от случайного контакта с достаточно горячими или холодными предметами, способными нанести травму, необходимо предусматривать их теплоизоляцию или ограждение.

25. Оборудование, которое в аварийной ситуации может создать препятствие для покидания отсека экипажем, не должно располагаться вблизи входов и выходов.

26. В конструкции ПКА должна быть предусмотрена возможность аварийной расстыковки состыкованных КА.

27. ПКА, которые могут встречаться с другими КА или функционировать в непосредственной близости от них, должны иметь габаритно-опознавательные огни, а также средства наблюдения соседнего аппарата.

28. Должна обеспечиваться работоспособность основных систем ПКА в условиях вакуума.

29. Конструкция гидросистем должна исключать пролив жидкости в кабину корабля.

30. Конструкция гидравлических и пневматических систем должна обеспечивать заправку жидкостями и газами без их потерь (проливов) и газовых пробок, а также исключать неправильную стыковку, подсоединение агрегатов и трубопроводов.

31. В топливной системе ПКА должно быть исключено возникновение электростатических разрядов.

32. Системы, отказ которых может привести к возникновению аварийной ситуации, должны резервироваться.

33. Команды, выдаваемые вручную, должны обладать приоритетом исполнения по отношению к командам, выдаваемым бортовой автоматикой.

34. Конструкция оборудования ПКА должна обеспечивать выполнение экипажем жизненно важных операций в скафандрах под избыточным давлением.

35. Резервированные блоки и системы, от которых зависит безопасность экипажа, должны по возможности устанавливаться в разных отсеках ПКА.

36. На орбитальном участке полета должно быть предусмотрено автоматическое, с пульта космонавта и с наземного комплекса управления включение и выключение двигательной установки.

37. Должен обеспечиваться отстрел парашютной системы после приземления (приводнения) ПКА.

4.6. ТРЕБОВАНИЯ К ВЫБОРУ МАТЕРИАЛОВ

1. Для изготовления ПКА и полетной одежды необходимо применять материалы с повышенной огнестойкостью и термостабильностью.

2. Конструкционные материалы, применяемые на ПКА, не должны выделять вредных и загрязняющих веществ и образовывать вторичных опасных соединений в реальных условиях высоких температур и низких давлений.

3. Все полимерные материалы, предназначенные для использования в обитаемых отсеках ПКА, необходимо подвергать санитарно-химической и токсикологической оценке в связи с возможностью загрязнения среды обитания продуктами их газовой выделения.

4. Использование в обитаемых отсеках ПКА полимерных материалов допускается не ранее трех месяцев после их промышленного изготовления.

5. Применение опытных образцов полимерных материалов допускается в исключительных случаях после их испытания в условиях предполагаемой эксплуатации.

6. Материалы полетной одежды не должны:

способствовать накоплению статического электричества;
вступать в химические реакции с веществами, входящими в состав атмосферы обитаемых отсеков;
приводить к появлению в атмосфере кабины пыли, ворса и волокон.

4.7. ТРЕБОВАНИЯ, ОБУСЛОВЛЕННЫЕ НЕБЛАГОПРИЯТНЫМ ВОЗДЕЙСТВИЕМ ВНЕШНЕЙ СРЕДЫ

1. При планировании полета (выборе даты старта) необходимо учитывать условия радиационной обстановки.
2. Траектория полета ПКА должна выбираться с учетом выполнения требований радиационной безопасности.
3. Оборудование стартовой позиции должно предусматривать наличие молниеотводов (диверторов), исключающих попадание молнии в ракету-носитель и ПКА.
4. Выбор времени и места приземления (приводнения) ПКА по возможности должны производиться с учетом выполнения требований по метеоусловиям.
5. Должны предусматриваться специальные мероприятия по обеспечению безопасности экипажа в случае посадки при сильном ветре.

4.8. ТРЕБОВАНИЯ К БЕЗОПАСНОСТИ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ЭКИПАЖА НА БОРТУ ПКА

1. В предусмотренных нештатных ситуациях деятельность экипажа должна быть строго регламентирована бортовой документацией.
2. На начальном этапе полета необходимо предусматривать средства и мероприятия по ускорению адаптации организма к условиям космического полета и исключению несанкционированных действий.
3. Циклограмма деятельности экипажа в полете должна разрабатываться с учетом обеспечения его безопасности на всех этапах полета ПКА.
4. При выполнении полета экипаж должен регулярно осуществлять контроль состояния бортовых систем и осмотр оборудования.
5. Перед и в процессе выполнения любых видов маневров экипажем по внешним ориентирам должен обеспечиваться визуальный контроль положения ПКА в пространстве и его изменения.
6. При выполнении основных жизненно важных операций на борту ПКА должно предусматриваться дублирование функций экипажем и наземным комплексом.
7. На наиболее ответственных и опасных участках полета должна предусматриваться возможность координации действий экипажа и Земли по каналам связи.

8. Выполнение космонавтами основных операций на борту ПКА должно быть возможно как без скафандра, так и при надетом скафандре.

9. Экипаж ПКА при передвижении и перемещении грузов в условиях невесомости должен осуществлять строгий контроль скорости и ускорения перемещения.

10. Основные операции на борту ПКА должны уметь выполнять не менее двух членов экипажа, а их выполнение должно осуществляться при взаимном контроле и подстраховке.

11. При организации деятельности экипажа на борту ПКА должны быть приняты меры по предотвращению:

невыполнения (пропуска) основных операций;

несанкционированных действий;

возможности неправильной установки и сочленения разъемных блоков, узлов, деталей, электрических и пневмогидравлических разъемов;

непроизвольного (случайного) нажатия клавиш, включения (отключения) тумблеров и др.;

возможных ошибочных включений органов управления при обслуживании и устранении неисправностей;

физиологических и психологических перегрузок.

12. Режим работы экипажа по возможности должен строиться таким образом, чтобы уменьшить время бесконтрольного состояния ПКА.

13. В процессе полета должно быть исключено бесконтрольное изменение режимов труда и отдыха экипажа.

4.9. ТРЕБОВАНИЯ К ОТБОРУ И ПОДГОТОВКЕ КОСМОНАВТОВ

1. В состав экипажа должны отбираться специалисты с безупречным состоянием здоровья.

2. При комплектовании экипажа для длительных полетов необходимо учитывать психологическую совместимость космонавтов.

3. Подготовка космонавтов должна обеспечивать:

формирование высоких профессиональных качеств по способам обнаружения, идентификации и выхода из аварийных ситуаций;

приобретение опыта по эффективному функционированию в условиях воздействия неблагоприятных факторов полета;

физиологическую и психологическую адаптацию организма к воздействию факторов, появляющихся при возникновении аварийных ситуаций, включая экстремальные условия при посадке в различных климатогеографических зонах;

приобретение знаний и практических навыков по способам контроля состояния здоровья и оказанию само- и взаимопомощи членам экипажа.

Г Л А В А 5

ПОРЯДОК ОЦЕНКИ И ПОДТВЕРЖДЕНИЯ ТРЕБОВАНИЙ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ, ИСПЫТАНИЯХ И ЭКСПЛУАТАЦИИ ПКА

В настоящее время для таких сложных объектов, каким является ПКА, выполнение частных требований к отдельным техническим характеристикам и системам не может быть достаточно надежным гарантом обеспечения высокого уровня безопасности космического полета. Поэтому при выдаче ТЗ на пилотируемый РКК принята концепция нормирования значений показателей безопасности космического полета.

Основная цель нормирования — возможность оценки реально достигнутого уровня безопасности экипажа и степени выполнения заданных требований по безопасности, а также целенаправленная организация мероприятий по обеспечению указанных требований на всех стадиях «жизненного цикла» любой космической программы. При этом на стадии проектирования требуемый уровень безопасности полетов закладывается, при изготовлении — обеспечивается, а на стадии эксплуатации — поддерживается.

Таким образом, имеет место процесс анализа и подтверждения соответствия значений показателей безопасности заданным требованиям при создании, испытаниях и эксплуатации пилотируемого космического комплекса, процедурно осуществляемый в виде поэтапного последовательного управления уровнем безопасности космического полета по итерационной схеме: контроль реально достигнутого уровня безопасности (оценка степени безопасности) — сравнение с нормой — разработка и реализация перечня мероприятий по обеспечению заданного уровня безопасности (корректировка проекта, доработка технических средств и т. п.) или принятие решения на реализацию последующей стадии разработки. При этом основу управления составляет количественный анализ процесса обеспечения безопасности.

Реализация и контроль выполнения заданных требований по безопасности организационно и технически осуществляется в соответствии с программой обеспечения безопасности экипажа ПКА. Для решения задачи количественной оценки достигнутого уровня безопасности могут быть использованы соответствующие показатели. Конкретный состав показателей и их нормирован-

ные значения определяются заказчиком и задаются в ТЗ на разработку изделия. Выбор номенклатуры данных показателей зависит от многих факторов и определяется, прежде всего, необходимостью оценки достигнутого уровня безопасности космического полета в целом, для чего используются общие (интегральные) показатели. Кроме того, в зависимости от целей анализа могут использоваться показатели, характеризующие отдельные свойства ракетно-космического комплекса, прямо или косвенно отражающие аспекты обеспечения безопасности космического полета. Успешное решение задачи оценки совершенства пилотируемого РКК с точки зрения выполнения требований по обеспечению безопасности экипажа в значительной мере определяется правильностью выбора методов и моделей анализа безопасности. Методика оценки и подтверждения требований безопасности экипажа ПКА в зависимости от стадии жизненного цикла проекта, располагаемого состава исходных данных и способов их получения может базироваться на применении различных методов исследования. Наибольшее распространение получили логико-вероятностный метод формализованного описания событий (метод анализа структурных схем функционирования), метод «дерева отказов», статистический метод анализа безопасности космических полетов, комбинированные методы. Для оценки уровня безопасности космических полетов широкое применение, в особенности на начальной стадии разработки (при проектировании) ПКА, получили математические модели (аналитические и имитационные). Для решения данной задачи в процессе отработки и испытаний конкретных образцов разрабатываемого проекта используется комплекс моделей: физических (аналоги), полунатурных, пространственно-подобных (макеты) и др.

5.1. ОБЩИЙ ПОРЯДОК ПОДТВЕРЖДЕНИЯ ТРЕБОВАНИЙ БЕЗОПАСНОСТИ ИЗДЕЛИЯ В ПРОЦЕССЕ ЕГО РАЗРАБОТКИ

Подтверждение требований безопасности осуществляется как для изделия в целом, так и для его составных частей в соответствии с требованиями руководящих документов. Указанные показатели считаются подтвержденными, если:

выполнены все пункты программы обеспечения безопасности изделия и его составных частей, а также соответствующих программ экспериментальной отработки;

численные значения показателей безопасности, полученные расчетным путем на стадии проектирования, не ниже заданных в ТЗ;

численные значения показателей, полученные с заданной доверительной вероятностью γ расчетно-экспериментальным или экспериментальным путем (с использованием результатов испытаний или эксплуатации), не ниже заданных в ТЗ;

качественные требования по безопасности выполнены в требуемом ТЗ объеме.

Подтверждение требований безопасности осуществляется при разработке рабочей документации в ходе проектирования, при наземной отработке систем и агрегатов, при проведении испытаний изделия (наземных и летных).

5.2. ОСОБЕННОСТИ ОЦЕНКИ И ПОДТВЕРЖДЕНИЯ ТРЕБОВАНИЙ БЕЗОПАСНОСТИ В ПРОЦЕССЕ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

Подтверждение требований по безопасности осуществляется расчетным методом и дополняется качественным инженерным анализом функционирования ПКА и его систем при проявлении различных НшС (например о допустимости второго отказа на одном и том же участке полета исходя из условия отсутствия его влияния на безопасность полета, или степени опасности различных НшС в результате ее экспертного оценивания). При расчете значений показателей обеспечения безопасности космического полета, как правило, преследуются цели анализа достаточности требований к надежности отдельных систем и агрегатов ракеты-носителя и корабля, оценки степени соответствия принятых конструктивных и схемных решений ПКА в целом и его систем требованиям безопасности, а также достаточности состава и логики использования способов выхода из расчетных НшС.

Оценка уровня безопасности полета включает следующую последовательность работ:

- разработку исходных данных;
- анализ и составление перечня возможных НшС для всех участков полета;
- расчет вероятностей появления возможных НшС;
- определение степени опасности НшС с учетом динамики их развития для различных этапов полета;
- определение состава НшС для их проверки на моделях и стендах, проведение стендовых, летных и других видов испытаний;
- расчет уровня безопасности полета по определенной методике, учитывающей способы выхода из НшС и последствия каждой НшС для безопасности полета.

Поскольку исходя из обеспечения общего заданного уровня показателя безопасности полетов осуществляется нормирование (распределение) требований по безопасности на отдельные системы ПКА, качественный анализ и количественная оценка безопасности космических полетов, а также подтверждение указанных требований проводятся как для изделия в целом, так и для отдельных его систем.

Оценка безопасности выполнения программы полета в це-

лом осуществляется с учетом использования всех систем, этапов полета, полетных режимов и операций. Результатом оценки является заключение о соответствии систем и объекта в целом заданным требованиям по безопасности и предложения (при необходимости) по обеспечению указанных требований.

5.3. ПОРЯДОК ОЦЕНКИ ЗНАЧЕНИЙ ПОКАЗАТЕЛЕЙ БЕЗОПАСНОСТИ

Расчет значений показателей безопасности полета выполняется в изложенной выше последовательности.

Подготовка исходных данных для оценки уровня безопасности космического полета включает:

анализ требований к уровню безопасности, предъявляемых в ТЗ на ПКА;

изучение устройства, состава и программы функционирования оборудования стартовой позиции, конструкции стартовой системы и метеоусловий в районе старта с целью выявления возможных опасностей при подготовке ПКА к пуску, разработки маршрутов эвакуации экипажа и поиска мест его укрытия в случае возникновения аварийных ситуаций в предстартовый период;

анализ трассы полета и выделение характерных зон штатной, аварийной и вынужденной посадки ПКА;

изучение траектории полета ПКА по орбите с целью определения зон радиационной опасности и районов возможного столкновения ПКА с космическими телами искусственного происхождения;

рассмотрение схемы и программы полета ПКА и разбивка ее на характерные этапы с точки зрения обеспечения безопасности полета;

анализ состава, структуры, функциональных взаимосвязей и циклограммы функционирования систем ПКА для последующего выявления их возможных отказов и неисправностей;

изучение компоновки и конструкции ПКА на предмет ее соответствия предъявляемым требованиям по безопасности;

изучение состава и возможностей средств подготовки космонавтов с точки зрения обеспечения действий экипажа по обнаружению, распознаванию нештатных ситуаций, их локализации и ликвидации;

анализ возможностей экипажа по выполнению действий в нештатных ситуациях;

анализ структуры, технической оснащенности и мест дислокации поисково-спасательной службы для оценки ее возможностей по своевременному обеспечению эвакуации экипажа из районов штатной, аварийной и вынужденной посадки;

подбор ПКА — аналогов разрабатываемого КА для исполь-

зования его надежностных характеристик, формирования перечня возможных НшС и определения степени их опасности;

изучение результатов экспериментов и испытаний для их использования при оценке БКП разрабатываемого ПКА;

сбор и систематизация сведений по летно-космическим происшествиям, имевшим место в ранее выполненных космических полетах;

анализ материалов опережающих исследований по безопасности космических полетов.

Анализ и составление перечня возможных нештатных ситуаций. Анализ проводится на основе подробного изучения опыта разработки и эксплуатации прототипов и аналогов ПКА, имевших место при этом НшС (в том числе их причин, характера проявления и развития, последствий, мер, принятых для исключения возможностей возникновения таких НшС в будущем), возможных состояний внешних условий на трассе полета, возможных состояний экипажа и ПКА, а также результатов испытаний и экспериментов, в том числе — по воссозданию условий НшС.

Анализ проводится для всех этапов и режимов функционирования ПКА, определенных программой полета, всех возможных расчетных состояний внешних условий и состояний здоровья экипажа, а также возможных состояний ПКА. Причинами НшС считаются возможные предельные состояния внешних условий, экипажа и ПКА. На основании перечней таких предельных состояний составляются перечни возможных расчетных НшС на участках программы полета и сводный перечень НшС по всей программе полета в целом. Особо выделяются НшС, отвечающие критичным предельным состояниям внешних условий, экипажа и ПКА.

Характеристики каждой НшС (момент возникновения, причины, вероятность, скорость развития, характер возникновения, особенности проявления, значимость, степень опасности и т. п.) определяются на основе результатов анализа возможных предельных состояний внешних условий, экипажа и ПКА, а также анализа характера возникновения, проявления и тяжести возможных исходов рассматриваемой НшС. Анализ опирается на рассмотрение причинно-следственных связей явлений, характеризующих процесс возникновения и развития НшС, определяемых характеристиками факторов, вызывающих эти явления, в том числе факторов внешних условий, состояния здоровья экипажа, функционирования и взаимодействия технических элементов ПКА и операторов в рамках функциональных систем. В каждом отдельном случае применительно к специфике рассматриваемой НшС используются соответствующие методы инженерного анализа, эргономики, медицины, психологии, астрофизики, геофизики и др. При этом применяются методы анализа структурных схем функционирования, «дерева отказов», анали-

за структурных схем надежности, имитационного моделирования (см. Приложение 4).

В рамках анализа возможных НшС проводится анализ различных видов отказов, который состоит в следующем.

Предварительно проводятся подготовительные операции: ПКА разделяются на функциональные системы, для каждой системы осуществляется анализ ее связей со смежными системами и с источниками энергии, определяется аналог новому ПКА и каждой его системе, выполняется сбор и систематизация статистических сведений по безотказности аналогов и летно-космическим происшествиям по ним.

После разделения ПКА на функциональные системы они подвергаются анализу с целью исключения из дальнейшего рассмотрения тех из них, отказы которых не снижают уровня БКП.

Для каждой оставшейся системы строится структурная схема, в которой выделяются точки подвода энергии, подключения резервных каналов, съема информации, а также обобщенные элементы расчета, расположенные между указанными точками и характеризующиеся одинаковым влиянием их внутренних отказов на выходные характеристики.

Строго определяются заданные функции системы. Выделяются параметры, характеризующие выполнение системой заданных функций, с указанием значений их допусков с числом градаций, определяемым количеством принятых степеней опасности.

Анализируется влияние отказов элементов системы на параметры ее работы. При этом фиксируются виды отказов (как выход значений параметров за пределы допусков) с указанием отклонений в значениях входных и выходных параметров системы, возможностью контроля отказа и использования резерва.

Выявляются отказы, приводящие к нарушению работоспособности других систем ПКА, ложным срабатываниям, ложной информации о ее состоянии. Определяется влияние на рассматриваемую систему различных видов отказов источников энергии и взаимодействующих с ней других систем.

Проводится классификация видов отказов на группы контролируемых (отказы, при которых происходит автоматическое отключение отказавших устройств без изменения функций системы с одновременной выдачей об этом информации экипажу; отказы, при которых происходит автоматическое отключение отказавших устройств без изменения функций системы и выдачи об этом информации экипажу; отказы, при которых происходит автоматическое отключение отказавших устройств, и приводящие к изменению заданных функций системы или полному ее отключению с одновременной выдачей сигнала об этом экипажу; отказы, при которых от экипажа требуется по сигналу изменить структуру системы или полностью отключить ее; отказы, при которых процессы развиваются настолько медленно, что

времени для их парирования экипажем заведомо достаточно; отказы, при которых процессы развиваются настолько быстро, что по результатам схемного анализа нельзя оценить приемлемость располагаемого времени для устранения неблагоприятных последствий и требуется экспериментальная проверка) и неконтролируемых отказов (отказы, место проявления которых может быть обнаружено экипажем только по косвенным данным; отказы, место проявления которых обнаружить невозможно даже по косвенным признакам).

Определяются значимые сочетания видов отказов, к которым относятся такие сочетания, которые либо могут проявиться совместно, либо при их совместном проявлении образуется существенно новый вид отказа. При этом рассматриваются только те сочетания отказов, проявление которых в эксплуатации можно считать вероятным.

Окончательный перечень возможных видов отказов ПКА должен содержать: перечни возможных видов отказов каждой из систем ПКА, перечни функционально значимых сочетаний возможных видов отказов систем ПКА, перечень отказов систем ПКА-аналога, которые явились причинами летно-космических происшествий.

Расчет вероятностей появления возможных нештатных ситуаций. Определение вероятностных характеристик возможных НшС может быть проведено экспериментальными и расчетными методами, в том числе на основе использования методов оценки безопасности космических полетов (см. Приложение 4).

Определение степени опасности нештатных ситуаций. В настоящее время при проведении анализа нештатных ситуаций применительно к перспективным ПКА принята следующая классификация НшС по степени опасности для жизни и здоровья экипажа, а также возможности утраты орбитального корабля или невыполнения программы полета: усложнение условий полета; опасные ситуации; аварийные ситуации; катастрофические ситуации.

Под нештатными ситуациями усложнения условий полета понимаются ситуации, не создающие прямой угрозы для жизни (или здоровья) экипажа и не приводящие к потере ПКА. Их влияние на экипаж характеризуется незначительным повышением его психофизиологической нагрузки. Выход из указанных НшС обеспечивается использованием структурного, функционального или временного резерва (перенос отдельных полетных операций и перестройка программы полета).

Под нештатными ситуациями категории опасных понимаются ситуации, в которых могут проявиться факторы, несущие угрозу жизни и здоровью экипажа или угрожающие сохранности ПКА. Опасные ситуации характеризуются значительным повы-

шением психофизиологической нагрузки на экипаж и могут перерасти в аварийную или катастрофическую ситуацию.

Предотвращение опасных ситуаций обеспечивается изменением программы полета, своевременными и правильными действиями экипажа, ЦУПа или бортового комплекса средств автоматического управления.

Под нештатными ситуациями категории аварийных понимаются опасные ситуации, в которых осуществляется защита или спасение экипажа, в том числе с использованием дополнительных средств (корабль-спасатель, катапультируемые кресла, капсулы для спасения экипажа на орбите и др.), но при этом не гарантируется сохранность ПКА в состоянии, пригодном для дальнейшего использования, или выполнение задачи выведения корабля ракетой-носителем на орбиту.

В катастрофических ситуациях предотвращение гибели хотя бы одного из членов экипажа маловероятно. Пилотируемый полет с большой вероятностью становится невозможным.

С учетом данной классификации определение степени опасности НшС может быть проведено следующим образом.

После составления перечня возможных НшС проводится его упорядочивание с целью выбора первоочередных методов и средств предотвращения или уменьшения вероятности появления таких НшС, а также уменьшения тяжести их возможных последствий. В процессе такого анализа все рассматриваемые виды НшС сравниваются друг с другом по вероятности возникновения и опасности возможных последствий и ранжируются по общему уровню вероятного ущерба, связанного с НшС. При этом весь перечень возможных НшС разделяется в соответствии с категориями на следующие последовательные группы: катастрофические, аварийные, опасные и вызывающие усложнение условий полета.

В каждой группе НшС делятся на следующие подгруппы: повторяющиеся, умеренно вероятные, маловероятные, крайне маловероятные, практически невероятные (см. разд. 3.1). В каждой подгруппе НшС располагаются в порядке уменьшения относительной вероятности их возникновения и вероятности своевременного обнаружения и устранения.

В результате проведенного общего анализа уровня критичности все рассмотренное множество возможных НшС упорядочивается в соответствии с классификацией, представленной на рис. 27, в порядке убывания уровня критичности.

Опасность отказа (условная вероятность катастрофы при появлении отказа) может быть вычислена по формуле

$$k_0 = [p_{\text{в}}q_{\text{к.в}} + (1 - p_{\text{в}})q_{\text{к.нв}}](1 - p_{\text{с.к}}),$$

где $p_{\text{в}}$ — условная вероятность восстановления работоспособности отказавшей в полете системы; $q_{\text{к.в}}$ — условная вероятность

Рис. 27. Классификация нештатных ситуаций по критичности:

1 — чрезвычайно критические; 2 — очень критические; 3 — критические; 4 — малокритические; 5 — некритические

катастрофы при восстановлении работоспособности отказавшей в полете системы; $q_{н.нв}$ — условная вероятность катастрофы при невозможности работоспособности отказавшей системы; $p_{с.к}$ — вероятность спасения экипажа при условии возникновения катастрофической ситуации.

Определение значений составляющих, входящих

в данную формулу, может быть выполнено экспертным, статистическим или расчетным методом. Применимость того или иного метода зависит от особенностей исходной информации.

При использовании экспертного метода определение степени опасности отказов выполняется инженерным составом и космонавтами, принимавшими участие в полетах на ПКА-аналогах, а также в испытаниях и отработке нового ПКА на моделях, стендах, тренажерах. Работа проводится в два этапа.

На первом этапе эксперты определяют принципиальную возможность локализации каждого рассматриваемого отказа в полете. При этом выявляются такие отказы, которые при испытаниях имитировать не представляется возможным по условиям безопасности, а также такие, которые не могут быть локализованы даже при абсолютно правильных и своевременных действиях. Такие отказы из дальнейшего рассмотрения исключаются.

На втором этапе экспертами проводится оценка степени опасности выделенных опасных и усложненных отказов. При этом степень опасности отказов оценивается по наивысшему уровню. Обработка полученных данных проводится по известным методам экспертной оценки.

В случае применения статистического метода данные для определения составляющих формулы опасности отказа определяются по материалам испытаний с имитацией данного отказа, данным реальных космических полетов, результатам имитацион-

НшС по вероятности появления	НшС по ущербу			
	КС	АС	ОПС	ЧУП
Практически невероятные				
Крайне маловероятные	4			
Маловероятные	3	2		
Умеренно вероятные	2	1	4	
Повторяющиеся	1	1	1	4

1 — 7; 2 — 6; 3 — 5; 4 — 4; 5 — 3

ного моделирования, материалам исследований на тренажерах и стендах.

При использовании расчетного метода сначала определяются значения параметров функционирования системы с учетом их градаций по уровню опасности в случае отказа и при условии восстановления и невозможности ее работоспособности. Затем исходя из установленных градаций параметров определяются уровни опасности рассматриваемого отказа. После этого, используя известные из опыта полетов вероятности катастрофических последствий применительно к ситуациям различной степени опасности и полученные уровни опасности для отказов, определяются значения $q_{к.в}$ и $q_{к.нв}$. Далее вычисляется значение p_v с использованием функций распределения времени развития соответствующих отказов и времени обнаружения, распознавания и выхода из создавшейся ситуации, а также интеграла свертки. Значение $p_{с.к}$ используется из материалов обработки данных по проведенным космическим полетам, испытаниям, тренировкам, результатам моделирования. После этого определяется значение k_0 по указанной выше формуле.

Определение состава нештатных ситуаций для их проверки на моделях и стендах. Имитация НшС на моделях и стендах проводится с целью подтверждения и уточнения результатов расчетов по определению последствий влияния НшС на работу систем и функционирование ПКА, а также определения возможностей экипажа по парированию таких НшС.

В состав НшС, подлежащих проверке на моделях и стендах, включаются ситуации:

последствия которых при расчетах определены методами, имеющими недостаточную достоверность результатов;

возникновение которых нарушает безопасность полета;

приводящие к катастрофическим и аварийным ситуациям, для которых требуется отработка действий экипажа по их парированию;

по которым необходима отработка алгоритмов контроля состояния систем и раннего обнаружения НшС;

для которых статистическим методом должны быть определены коэффициенты опасности.

Проведение испытаний на моделях, стендовых и летных испытаний. При проведении испытаний проверяется влияние НшС на функционирование систем и ПКА в целом, отрабатываются алгоритмы контроля и действия экипажа в НшС, определяется уровень опасности НшС, проверяется эффективность средств индикации и сигнализации о НшС, правильность выбора методов и средств выхода из НшС.

Расчет уровня безопасности полета. В настоящее время существуют различные подходы к оценке безопасности полета. При этом общий подход, основанный на приведенной выше класси-

фикации НшС по степени их опасности, может заключаться в следующем. Уровень безопасности полета экипажа, обеспечиваемый какой-либо i -й системой на j -м этапе полета, определяется вероятностью отсутствия нештатных ситуаций, заканчивающихся катастрофическим исходом:

$$P_{bij} = 1 - q_{ij}^{к.с.},$$

где $q_{ij}^{к.с.} \approx \sum_{k=1}^{n_{ij}} q_{ijk}^{к.с.}$ — вероятность возникновения катастрофической ситуации, определяемая с известным допущением (ввиду малости значений $q_{ijk}^{к.с.}$) как сумма вероятностей возможных видов отказов (всего n_{ij}) элементов или устройств i -й системы на j -м этапе полета, приводящих к появлению КС. При этом $q_{ijk}^{к.с.}$ может учитывать как единичные отказы, так и сочетания отказов элементов и устройств системы. Суммируя значения $q_{ij}^{к.с.}$ по всем m бортовым системам и n этапам полета, оценка вероятности катастрофического исхода космического полета примет вид

$$Q_k \approx \sum_{j=1}^n \sum_{i=1}^m q_{ij}^{к.с.},$$

а общий показатель безопасности $P_6 = 1 - Q_k$. Показатель P_6 выражает вероятность благополучного возвращения экипажа на Землю после завершения полетной программы.

Это означает, что при появлении НшС любой степени опасности показателем P_6 оценивается вероятность отсутствия их перерастания в катастрофу, связанную с гибелью хотя бы одного члена экипажа.

На основе общего подхода к расчету уровня безопасности полета разработан ряд конкретных методов решения этой задачи. Наиболее рациональным из них является метод анализа структурных схем функционирования ПКА (логико-вероятностный метод). Для этой же цели может использоваться метод имитационного моделирования. Последовательность выполнения работ по обоим этим методам изложена в Приложении 4.

5.4. ПОДТВЕРЖДЕНИЕ ТРЕБОВАНИЙ БЕЗОПАСНОСТИ ПРИ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКЕ И НАЗЕМНЫХ ИСПЫТАНИЯХ

Анализ значений показателей безопасности на данной стадии проводится с целью отработки и подтверждения эффективности систем безопасности, подтверждения проектных оценок и характеристик, а также достаточности проектных решений для допуска ПКА к пилотируемым полетам.

Показатели безопасности подтверждаются расчетно-экспериментальным методом с использованием справочных данных, ста-

тистической информации по результатам эксплуатации аналогов, а также с учетом результатов испытаний на безотказность, результатов стендовых испытаний, испытаний на тренажерах и летающих лабораториях.

При этом анализ влияния отказов элементов и устройств изделия, а также неблагоприятных факторов на безопасность полета осуществляется на основе: качественного анализа функционирования систем изделия; разработки перечней нештатных ситуаций; экспериментальной проверки резервирования, схемных и конструктивных решений, направленных на обеспечение надежности и безопасности полета; экспериментальной проверки эффективности функционирования систем безопасности, действий экипажа в НшС, а также анализа степени опасности нештатных ситуаций (путем отработки нештатных ситуаций на стендах, тренажерах, летающих лабораториях, проведения математического моделирования).

Контроль выполнения требований по безопасности, предъявляемых к изделию, осуществляется благодаря проведению экспериментальной отработки комплексного функционирования систем и агрегатов в составе изделия.

В процессе экспериментальной отработки оцениваются достигнутые значения показателей надежности и безопасности систем и агрегатов ПКА в условиях, максимально приближенных к реальным.

Следует отметить, что существует обширная номенклатура испытаний изделий. С точки зрения оценки фактических показателей испытания подразделяются на определительные и контрольные. Определительные испытания позволяют получить абсолютные количественные оценки фактических показателей, а контрольные — установить соответствие (или несоответствие) фактического уровня безопасности количественным нормам. При этом абсолютная оценка показателей не производится, что обеспечивает снижение потребного для данной точности и достоверности объема испытаний по сравнению с определительными испытаниями.

5.5. ОСОБЕННОСТИ ОЦЕНКИ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ЭКИПАЖА ПКА ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ВЫПОЛНЕННЫХ КОСМИЧЕСКИХ ПОЛЕТОВ

Количественный анализ безопасности космических полетов проводится для определения фактически достигнутого уровня безопасности в реальных условиях космического полета по статистическим данным о нештатных ситуациях. Полученные статистические оценки являются приближенными, случайными и зависят от общего количества полетов или суммарного налета ПКА. Погрешность определения показателей безопасности оценивается с помощью определения доверительных интервалов ме-

тодами математической статистики. Для оценки достигнутого уровня безопасности, как правило, требуются статистические данные по числу НшС, суммарному налету, числу полетов. Безопасность полета по статистическим данным можно оценить как интегрально (например, анализируя данные по всем видам НшС), так и по отдельным факторам (учитывая НшС, отнесенные к отдельным факторам: причинам, источникам возникновения, степени опасности и т. п.). Подход к оценке показателей в соответствии предъявляемым требованиям аналогичен подходу при экспериментальной отработке изделия (испытаниях). Достоверность получаемых оценок возрастает с увеличением объема статистических данных по НшС. Поэтому достаточно надежные оценки показателей безопасности полетов могут быть получены лишь за длительный период пилотируемых полетов. Главное достоинство данных показателей состоит в их объективности: их вычисление не связано ни с какими предположениями, допущениями, упрощениями. Основной недостаток связан с возможностью включения их в процесс управления уровнем безопасности только после применения изделия по назначению и накопления достаточного статистического материала.

5.6. ОЦЕНКА РКК НА СООТВЕТСТВИЕ КАЧЕСТВЕННЫМ ТРЕБОВАНИЯМ ПО ОБЕСПЕЧЕНИЮ БЕЗОПАСНОСТИ

Оценка пилотируемого РКК на соответствие качественным требованиям по обеспечению безопасности космического полета проводится для анализа полноты реализации организационных, методических и инженерно-технических решений, направленных на достижение заданного уровня безопасности, на всех стадиях создания и применения пилотируемого РКК по назначению.

Предметом оценки является комплекс требуемых технических характеристик и свойств сложной системы, прямо или косвенно влияющих на безопасность экипажа.

Указанные требования оформляются в виде нормативно-технических документов, имеющих определенный юридический статус (ОСТы, ГОСТы, общие технические требования и т. п.).

5.7. ОСОБЕННОСТИ ОЦЕНКИ ПРОГРАММЫ ПОДГОТОВКИ КОСМОНАВТОВ К ДЕЙСТВИЯМ В НЕШТАТНЫХ СИТУАЦИЯХ

В процессе подготовки космонавтов при анализе вопросов, связанных с обеспечением безопасности космических полетов, важное место занимает оценка соответствия содержания реализуемой программы подготовки космонавтов к действиям в нештатных (аварийных) ситуациях (как системы формируемых знаний, навыков, умений, а также физиологической и психоло-

гической готовности к деятельности в НшС) целям и задачам данной подготовки.

Оценка программы подготовки космонавтов к действиям в НшС на соответствие предъявляемым к ней требованиям в целом возможна на основе проведения качественного и количественного анализа процесса ее реализации в отношении охвата всего комплекса частных задач данной подготовки, степени использования совокупности необходимых средств подготовки, полноты реализации возможных видов подготовки, структуры формируемых профессионально важных качеств и соответствующего уровня подготовленности космонавтов к действиям в отдельных нештатных ситуациях. Основную роль при выполнении данной оценки занимает качественный анализ.

5.8. МЕТОДИЧЕСКИЙ ПОДХОД К ОЦЕНКЕ ВЕРОЯТНОСТНЫХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТА

Состав вероятностных показателей безопасности полета для конкретного ракетно-космического комплекса, космического корабля и программы их полета может быть различен (суммарная вероятность безопасного завершения полета для экипажа, вероятность безопасного выполнения полета на отдельных участках, вероятность спасения корабля с экипажем и др.), однако методический подход к расчету соответствующих показателей идентичен. Учитывая это, рассмотрим методический подход к оценке вероятностных показателей безопасности полета на примере расчета наиболее общего показателя — суммарной вероятности безопасного завершения полета для экипажа.

Пусть для некоторых РКК и КК разработан перечень НшС, приводящих к необходимости спасения экипажа с использованием разработанных способов.

В общем виде выражение для вероятности безопасного полета экипажа может быть записано в следующем виде:

$$P_6 = P_{шт.п} + \sum_{i,j} P_{НшСi} P_{спji}, \quad (17)$$

где $P_{шт.п}$ — вероятность выполнения штатной программы полета; $P_{НшСi}$ — вероятность возникновения i -й расчетной нештатной ситуации; $P_{спji}$ — вероятность успешной реализации j -го способа спасения при возникновении i -й расчетной нештатной ситуации.

Методика расчета вероятности $P_{шт.п}$ выполнения штатной программы полета разрабатывается с учетом надежности и программ функционирования материальной части, характеристик внешних условий полета, безошибочности работы экипажа и наземного персонала управления.

Рассмотрим особенности методического подхода к расчету величин, входящих во второе слагаемое выражение (17).

Возникновение многих конкретных НшС связано с определенными процессами, условиями, действиями, а поскольку все эти компоненты в полете РКК и КК непрерывно меняются, то вероятность возникновения одной и той же НшС может быть различна на различных участках полета. Для характеристики этого фактора используется плотность распределения времени возникновения НшС.

При возникновении НшС должна быть сформирована команда на спасение. Команда формируется либо специальной автоматической системой (системами), либо оператором (командиром космического корабля, руководителем полета на Земле). Автоматическая система формирует команду на спасение по определенному алгоритму, в котором используются показания специальных датчиков. Человек формирует команду по результатам анализа представленной информации. Так как показания датчиков и представленная информация, как правило, не могут дать полной картины контролируемого процесса, то рассматривается вероятность распознавания конкретной НшС.

В связи с тем, что автоматическая система, формирующая команду на спасение, как и любая другая автоматическая система, не может быть абсолютно надежной, для нее может рассматриваться вероятность безотказной работы (вероятность срабатывания). Для специально подготовленного человека — оператора соответствующая характеристика может приниматься равной единице (без учета психологических факторов).

Поскольку как автоматическая система, так и человек могут сформировать ложную команду, то применительно к формированию команды на спасение может рассматриваться вероятность выдачи (невыдачи) ложной команды.

При разработке методики расчета вероятности успешной реализации конкретного способа спасения необходимо учитывать следующие особенности.

Каждый способ спасения рассчитан для использования при возникновении конкретных НшС и имеет определенные допустимые границы использования.

К моменту подачи команды на спасение на РКК и КК создаются определенные условия. Задать эти условия в конкретных НшС бывает очень сложно из-за их большой неопределенности. Особенно это относится к быстроразвивающимся пожаро- и взрывоопасным ситуациям и ситуациям, приводящим к разрушению конструкции.

В этом случае может быть использован следующий подход. Разрабатывается расчетная модель развития конкретной НшС. Эта модель, с одной стороны, должна быть достаточно напряженной по создаваемым условиям, с другой — допускать воз-

возможность спасения. Вероятность успешной реализации спасения, определенная с помощью такой расчетной модели развития НшС, рассматривается как вероятность успешной реализации при условии, что действительное развитие НшС будет «не хуже», чем принятая расчетная модель.

В связи с тем, что способ спасения разрабатывается исходя из жестких ограничений по затратам масс, энергетики, по объему дополнительного программного обеспечения, он имеет обычно жесткие ограничения по допустимым условиям использования (перегрузки, скоростные напоры, высоты, температуры и др.). При разработке методики расчета вероятности его успешной реализации следует рассматривать вероятности выполнения установленных ограничений.

Напряженным и ответственным этапом при реализации способа спасения является завершающий этап полета — посадка. В нештатных ситуациях может рассматриваться посадка на неподготовленную земную поверхность или воду. В случае посадки на аэродром условия в районе аэродрома могут существенно отличаться от штатных. Поэтому следует рассмотреть вероятность успешной посадки при спасении.

Для определения указанных выше характеристик, от которых зависит вероятность успешного завершения полета экипажа, на начальном этапе разработки проекта используются требования к системам (надежности функционирования систем и агрегатов при выходах из НшС, вероятности срабатывания автоматических систем, формирующих команды на спасение, вероятности выдачи ложной команды), предшествующий опыт и экспертные оценки (плотности распределения времени возникновения НшС, вероятности их распознавания), результаты математического моделирования отдельных процессов (вероятности спасения, вероятности выполнения ограничений при реализации спасения, вероятности успешной посадки). На последующих этапах учитываются результаты экспериментальной отработки систем и агрегатов, результаты специальных экспериментальных работ, результаты статистического моделирования на уточненных математических моделях и специальных стендах. Методика расчета вероятности безопасного завершения полета для экипажа в процессе разработки ракетно-космического комплекса и космического корабля постоянно усложняется как за счет уточнения уже учтенных факторов, так и за счет расширения их состава.

В качестве примера рассмотрим аналитическое выражение для оценки вероятности безопасного полета экипажа применительно к достаточно простой схеме спасения экипажа в НшС.

Рассмотрим полет ракеты-носителя и космического корабля от старта до посадки.

Пусть задача спасения корабля с экипажем решается только для орбитального участка в НшС, не допускающих завершения

выполнения программы полета, но позволяющих осуществить спуск и посадку космического корабля с экипажем в заданном районе. На орбитальном участке решается также задача спасения экипажа с использованием корабля-спасателя в НШС, приводящих к невозможности спуска космического корабля с орбиты. Спасение на орбитальном участке осуществляется совместно экипажем и наземными службами управления по результатам анализа информации о полете.

На участках выведения, спуска и посадки спасение экипажа осуществляется с помощью отделяемой кабины и только в НШС, не допускающих завершения полета на этих участках. На участке выведения для этой цели используется специальная автоматическая система, контролирующая процесс выведения. Формирование команды на спасение на участке спуска и посадки осуществляет экипаж.

Пусть $P_{п.п}^{выв}$, $P_{п.п}^{орб}$, $P_{п.п}^{сп}$ — вероятности успешного выполнения программ полета соответственно на участках выведения, орбитального полета, спуска и посадки, включая выходы из НШС, не приводящих к отказу от выполнения задач полета. Тогда $(1 - P_{п.п}^{выв})$, $(1 - P_{п.п}^{орб})$, $(1 - P_{п.п}^{сп})$ — соответственно вероятности возникновения НШС, приводящих к необходимости реализации спасения на участках выведения, орбитального полета, спуска и посадки.

Положим, что для участка выведения:

$P_{расп}^{выв}$ — вероятность распознавания специальной автоматической системой НШС, требующих спасения экипажа с помощью отделяемой кабины;

$P_{сраб}^{выв}$ — вероятность срабатывания (безотказной работы) специальной автоматической системы для распознанных НШС;

$P_{ложн}^{выв}$ — вероятность выдачи ложной команды на спасение специальной автоматической системой;

$P_{каб}^{выв}$ — вероятность спасения экипажа с помощью отделяемой кабины после выдачи команды на спасение, учитывающая процессы безударного отделения от аварийной ракеты-носителя, ухода от взрывной волны (при возможном взрыве ракеты-носителя), прохождения ограничений при спуске, посадки на неподготовленную поверхность.

Тогда вероятность безопасного полета на участке выведения

$$P_б^{выв} = P_{п.п}^{выв} + [(1 - P_{п.п}^{выв}) P_{расп}^{выв} P_{сраб}^{выв} + P_{ложн}^{выв}] P_{каб}^{выв} \quad (18)$$

Пусть для орбитального участка полета

$P_{расп}^{орб} = P_{сраб}^{орб} = 1$, $P_{ложн}^{орб} = 0$, поскольку считаем, что в орбитальном полете возможны лишь достаточно медленно развивающиеся НШС и их анализ, формиро-

вание и выдача команды на спасение осуществляются экипажем и наземными службами управления с привлечением всех необходимых технических средств;

$k < 1$ — коэффициент, учитывающий распределение вероятностей между принятыми способами спасения — спуском с орбиты в КК и с использованием корабля-спасателя (КС);

$P_{\text{КК}}^{\text{орб}}$, $P_{\text{КС}}^{\text{орб}}$ — вероятности спасения экипажа после выдачи команды на спасение — спуска с орбиты в КК или с использованием КС.

В этом случае вероятность безопасного полета на орбитальном участке будет выражена следующим образом:

$$P_{\text{б}}^{\text{орб}} = P_{\text{п.п}}^{\text{орб}} + (1 - P_{\text{п.п}}^{\text{орб}}) k P_{\text{КК}}^{\text{орб}} + (1 - P_{\text{п.п}}^{\text{орб}}) (1 - k) P_{\text{КС}}^{\text{орб}}. \quad (19)$$

Положим, что для участка спуска и посадки:

$P_{\text{расп}}^{\text{сп}}$ — вероятность распознавания экипажем по результатам контроля за полетом НШС, требующих спасения;

$P_{\text{сраб}}^{\text{сп}} = 1$ — поскольку команда на спасение выдается специально подготовленным экипажем;

$P_{\text{ложн}}^{\text{сп}}$ — вероятность выдачи экипажем ложной команды на спасение;

$P_{\text{каб}}^{\text{сп}}$ — вероятность спасения экипажа с использованием отделяемой кабины после выдачи команды на спасение.

Исходя из этого вероятность безопасного полета на участке спуска и посадки

$$P_{\text{б}}^{\text{сп}} = P_{\text{п.п}}^{\text{сп}} + [(1 - P_{\text{п.п}}^{\text{сп}}) P_{\text{расп}}^{\text{сп}} + P_{\text{ложн}}^{\text{сп}}] P_{\text{каб}}^{\text{сп}}. \quad (20)$$

Каждое из выражений (18), (19), (20) построено таким образом, что первое слагаемое — это вероятность успешного выполнения программы полета на соответствующем участке, последующие — вероятности спасения при возникновении обобщенных нештатных ситуаций с использованием рассматриваемых способов спасения.

При выполнении рассматриваемого полета в целом от старта до посадки возможны следующие варианты полета, гарантирующие безопасность экипажа:

1 — успешное выполнение всего полета, т. е. успешное выполнение полета на всех трех рассматриваемых участках: выведение, орбитальный полет, спуск и посадка;

2 — прерывание полета на участке выведения со спасением экипажа в отделяемой кабине;

3 — успешное выведение и прерывание полета на орбиталь-

ном участке со спасением корабля с экипажем посредством спуска в космическом корабле и посадки в заданном районе;

4 — успешное выведение и прерывание полета на орбитальном участке со спасением экипажа кораблем-спасателем;

5 — успешное выведение, орбитальный полет и прерывание полета на участке спуска и посадки со спасением экипажа в отделяемой кабине.

На основании формулы полной вероятности с учетом вероятностей отдельных событий, представленных слагаемыми формул (18), (19), (20), выражение для вероятности безопасного полета экипажа в целом будет иметь следующий вид:

$$\begin{aligned}
 P_6 = & P_{п.п}^{выв} P_{п.п}^{орб} P_{п.п}^{сп} + [(1 - P_{п.п}^{выв}) P_{расп}^{выв} P_{сраб}^{выв} + P_{ложж}^{выв}] P_{каб}^{выв} + \\
 & + P_{п.п}^{выв} (1 - P_{п.п}^{орб}) k P_{КК}^{орб} + P_{п.п}^{выв} (1 - P_{п.п}^{орб}) (1 - k) P_{КС}^{орб} + \\
 & + P_{п.п}^{выв} P_{п.п}^{орб} [(1 - P_{п.п}^{сп}) P_{расп}^{сп} + P_{ложж}^{сп}] P_{каб}^{сп}. \quad (21)
 \end{aligned}$$

В выражении (21) представлены следующие слагаемые:

1 — вероятность успешного выполнения всего полета;

2 — вероятность завершения полета спасением экипажа на участке выведения;

3 — вероятность завершения полета спасением космического корабля с экипажем после возникновения НШС в орбитальном полете;

4 — вероятность завершения полета спасением экипажа с использованием корабля-спасателя;

5 — вероятность завершения полета спасением экипажа на участке спуска и посадки в отделяемой кабине.

Выражение (21) учитывает основные случайные события, влияющие на вероятность безопасного полета экипажа. Дальнейшая конкретизация этого выражения основана, прежде всего, на знании технического облика, технических характеристик и программ полета ракеты-носителя и космического корабля.

ГЛАВА 6

ПРОГРАММА ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ

6.1. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

Программа обеспечения безопасности (ПОБ) является организационно-техническим документом, определяющим перечень работ и мероприятий, проводимых на всех стадиях создания и штатной эксплуатации ПКА и направленных на достижение и подтверждение выполнения заданных требований к безопасности полета экипажа.

Программа включает перечень исполнителей и определяет состав, последовательность, организацию, методические основы, содержание и этапы выполнения мероприятий, обеспечивающих заданный уровень безопасности полета.

Головное предприятие — разработчик комплекса — разрабатывает комплексную программу обеспечения безопасности (КПОБ), а предприятия — разработчики составных частей (элементов) комплекса — частные программы обеспечения безопасности (ЧПОБ).

Программа обеспечения безопасности является составной частью программы создания определенного типа ПКА и его использования. Она направлена на создание ПКА не только с заданным уровнем безопасности, но и с заданными взаимосвязанными показателями эффективности, надежности и стоимости.

6.2. ОСНОВНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ К ПРОГРАММАМ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ

1. КПОБ должна представлять собой последовательную совокупность организационных, конструктивных, технологических и методических работ (мероприятий), увязанных со стадиями разработки, этапами производства и эксплуатации космического комплекса.

2. В КПОБ должны быть отражены следующие вопросы: состав программы; состав и основные характеристики космического комплекса; требования ТЗ по безотказности и безопасности полета; основные принципы и технические решения по обеспечению безопасности; мероприятия по обеспечению безопасности, проводимые на всех этапах и стадиях создания и эксплуатации

ПКА; порядок отчетности; организация контроля выполнения программы; порядок корректировки КПОБ.

3. Программа обеспечения безопасности должна быть оформлена в виде самостоятельного документа с титульным листом и введением, увязана по составу мероприятий и срокам их проведения с программами обеспечения надежности и экспериментальной отработки.

4. В программе должны быть отражены основные пути решения задач обеспечения безопасности полета:

- достижение требуемой безаварийности космического комплекса (рациональные структурные и конструктивные решения, высокая степень надежности, резервирование систем, от которых зависит безопасность экипажа, обеспечение безошибочности работы экипажа и наземных служб управления и т. п.);

- поддержание необходимого уровня работоспособности бортовых систем и экипажа в аварийных ситуациях (защита экипажа от вредных и опасных факторов АС, локализация АС и т. п.);

- достижение необходимого уровня подготовленности экипажа к действиям в АС;

- ликвидация АС и восстановление работоспособности бортовых систем и экипажа в АС (аварийно-восстановительный ремонт, оказание медицинской помощи экипажу и т. д.);

- спасение космонавтов на старте в процессе подготовки к пуску ПКА;

- спасение космонавтов на участке выведения;

- спасение космонавтов в орбитальном полете бортовыми средствами (спускаемый аппарат, индивидуальные или коллективные средства спасения и т. п.);

- проведение аварийно-спасательных операций на орбите с помощью другого КА (транспортных КК, аварийно-спасательных КА и др.);

- обеспечение выживания экипажа после приземления (приводнения) в различных климатогеографических зонах;

- проведение поиска и эвакуации экипажа в случае его вынужденного приземления (приводнения) в различных климатогеографических зонах.

5. КПОБ должна охватывать все этапы жизненного цикла космического комплекса (создания, серийного производства и эксплуатации) и распространяться на все технические средства, влияющие на безопасность экипажа:

- специальные средства обеспечения безопасности — систему аварийного спасения, аварийно-спасательный КА, средства аварийного восстановления работоспособности систем, средства локализации и ликвидации АС, индивидуальные средства защиты и спасения экипажа, средства прогнозирования, обнаружения и распознавания АС, оповещения экипажа о них, средства

радиационной и противометеоритной защиты, средства спасения экипажа на старте, средства выживания экипажа после приземления (приводнения) и т. п.;

штатные системы обеспечения жизнедеятельности, средства доставки экипажа на Землю (спускаемый аппарат), поиска и эвакуации;

конструктивно-компоновочные схемы ПКА, ракеты-носителя, стартового комплекса и др.;

средства подготовки космонавтов к действиям в аварийных ситуациях.

Программа должна быть увязана с программой космического полета, циклограммой деятельности экипажа и организацией оперативного управления полетом ПКА.

6. КПОБ должна предусматривать разработку специфических требований по безопасности к бортовым системам ПКА, стартовому, командно-измерительному и поисково-спасательному комплексам, а также к организации оперативного управления полетом КА.

7. КПОБ должна предусматривать всестороннюю экспериментальную отработку соответствующих технических средств в условиях, максимально приближенных к реальным, с имитацией возможных аварийных ситуаций, обусловленных отказами техники, ошибками экипажа и наземного персонала, неблагоприятными воздействиями факторов космического полета и другими причинами.

8. КПОБ должна разрабатываться для космического комплекса в целом и его составных частей (ПКА, ракеты-носителя и др.). На системы комплекса могут разрабатываться (при необходимости) частные Программы.

9. КПОБ должна включать:

программу обеспечения безопасности для этапа разработки (опытно-конструкторских работ), включая государственные испытания (КПОБ-Р);

программу обеспечения безопасности для этапа серийного производства (КПОБ-П);

программу обеспечения безопасности для этапа эксплуатации (КПОБ-Э).

КПОБ-Р разрабатывается головным предприятием — разработчиком космического комплекса (соответствующей составной части), КПОБ-П — головными заводами — изготовителями комплекса (соответствующих составных частей), а КПОБ-Э — головной организацией заказчика.

10. Работы и мероприятия, предусмотренные КПОБ, должны быть увязаны со сквозным планом разработки космического комплекса и его составных частей.

6.3. СОДЕРЖАНИЕ ОСНОВНЫХ РАЗДЕЛОВ ПРОГРАММЫ

На титульный лист выносятся:

а) название программы с указанием наименования комплекса (составной части) и этапа жизненного цикла (разработки, производства или эксплуатации);

б) подписи руководителей предприятий (организаций) и ответственных исполнителей, участвующих в разработке программы;

в) согласующие подписи руководителей предприятий и организаций, которые будут реализовывать работы (мероприятия), предусмотренные программой;

г) согласующие подписи руководителей учреждений, участвующих в методическом обеспечении работ по комплексной программе;

д) утверждающие подписи руководителя головного предприятия — разработчика и заказчика.

Во **введении** перечисляются основные нормативно-технические документы (ГОСТы, ОСТы, ОТТ, положения, руководства и др.), в соответствии с которыми разработана программа, указываются исходные данные, положенные в основу ее разработки.

Перечисляются организации и предприятия, участвовавшие в разработке программы, и организации, которые будут принимать участие в ее последующей реализации.

Перечисляются основные методические документы (руководства, методики, отчеты и т. п.), подлежащие использованию в процессе реализации КПОБ.

В разделе **«Состав программы»** перечисляются все комплексные и частные программы обеспечения безопасности, которые разработаны или должны быть разработаны в рамках данной КПОБ. Указываются предприятия, ответственные за разработку указанных программ, а также сроки утверждения программ.

Состав и основные характеристики космического комплекса и его составных частей. Приводятся состав и основные конструктивные и эксплуатационные характеристики космического комплекса (составной части), которые являются определяющими для безопасности полетов. Описываются и анализируются основные этапы и режимы функционирования комплекса (составной части) в штатных и нештатных (аварийных) условиях функционирования.

Требования ТЗ безотказности и безопасности полета. Приводятся количественные и качественные показатели безопасности полетов, заданные на разработку космического комплекса (составной части) в ТЗ и нормируемые действующими нормативно-техническими документами.

Приводятся расчетные условия (продолжительность полета, наработка, число полетов, доверительная вероятность и др.), при

которых должны определяться и подтверждаться показатели безопасности полетов.

Приводятся требования ТЗ и нормативно-технических документов по этапности выполнения и порядку подтверждения требований по безопасности.

Основные принципы и технические решения по обеспечению безопасности. Формулируются общая концепция, основные принципы и необходимые условия обеспечения безопасности, принимаемые для космического комплекса или его составных частей. Излагаются способы и средства обеспечения безопасности экипажа на всех этапах полета. Описывается общая (укрупненная) модель безопасности полетов.

Рассматривается общая схема (стратегия) спасения экипажа на различных этапах полета. В случае принятия схемы спасения экипажа на орбите с использованием аварийно-спасательного аппарата приводится организация и порядок проведения спасательной операции.

Формулируются основные задачи и принципы взаимодействия всех служб, привлекаемых к обеспечению безопасности экипажа ПКА.

Мероприятия по обеспечению безопасности, проводимые на всех этапах и стадиях создания и эксплуатации ПКА. Данный раздел является основным разделом программы и выполняется в виде таблицы (образец — см. табл. 18). В таблице приводится перечень последовательных работ (мероприятий), которые должны быть выполнены на данном этапе (стадии) жизненного цикла изделия.

Таблица 18

№ п/п	Содержание работы (мероприятия)	Информационное и материально-техническое обеспечение работы	Основное содержание планируемого результата работы	Формы представления результатов	Ответственный исполнитель и исполнители работы	Начало и окончание работы
1	2	3	4	5	6	7

1. Наименование этапа работ

1.1.
1.2.
1.3.
1.4.
⋮	и т. д.					

Порядок отчетности (форма отчетных материалов о выполнении данного мероприятия и сроки выполнения) отражается в графах 5 и 7 табл. 18. Формы отчетности о выполнении разделов и КПОБ в целом оговариваются в графе 2 табл. 18.

Организация контроля выполнения программы. Для обеспечения в полном объеме своевременного выполнения предусмотренных комплексной или частной программой работ (мероприятий) назначаются организации и исполнители, ответственные за контроль хода их выполнения как со стороны головного разработчика, так и со стороны заказчика, а также определяются сроки проведения контрольных мероприятий.

Порядок корректировки ПОБ. Определяются основание, исполнители и сроки проведения корректировки, а также порядок обмена информацией между заинтересованными лицами и организациями в ходе корректировки.

6.4. МЕРОПРИЯТИЯ ПО ОБЕСПЕЧЕНИЮ БЕЗОПАСНОСТИ, ПРОВОДИМЫЕ НА ВСЕХ ЭТАПАХ СОЗДАНИЯ И ЭКСПЛУАТАЦИИ КОМПЛЕКСА

6.4.1 Мероприятия по обеспечению безопасности на этапе разработки

Совокупность мероприятий, выполняемых на этапе разработки, целесообразно разделить на следующие основные стадии: разработку технических предложений, эскизное проектирование (разработку макета), разработку технического проекта, разработку рабочей документации на опытные изделия, изготовление опытных изделий комплекса и наземные испытания, летно-конструкторские и государственные зачетные испытания.

Разработка технических предложений. Составляется предварительная программа обеспечения безопасности, которая согласовывается соответствующими организациями, утверждается и после устранения замечаний, высказанных при защите технических предложений, является обязательной к выполнению на стадии эскизного проектирования.

На стадии «Техническое предложение» должны быть выполнены следующие работы:

предварительный анализ состава, основных характеристик космического комплекса и решаемых им задач, а также процесса его функционирования на всех этапах полета;

анализ требований технического задания, руководящих и нормативно-технических документов по обеспечению безопасности полетов;

обобщенный анализ опыта обеспечения безопасности полетов на космических кораблях-аналогах, достигнутого уровня безопасности космических полетов;

анализ различных вариантов построения космического комплекса, программы полета и их сравнительная оценка с точки зрения безопасности;

разработка предложений к построению обобщенной (укрупненной) модели безопасности экипажа проектируемого комплекса и построению моделирующего комплекса;

разработка концепции, основных принципов и способов обеспечения безопасности полета проектируемого ПКА;

распределение требований по обеспечению безопасности между составными частями комплекса и его системами исходя из требований ТЗ на комплекс в целом;

анализ возможных аварийных ситуаций на всех этапах функционирования ПКА с предварительной оценкой вероятности их возникновения и степени опасности;

разработка способов выхода из аварийных ситуаций;

предварительное обоснование состава средств обеспечения безопасности на всех этапах полета;

предварительная оценка принципиальной возможности технической реализации заданного уровня безопасности полетов;

предварительное обоснование требований по безопасности к конструктивно-компоновочной схеме ПКА и его бортовым системам;

разработка принципов распределения функций между экипажем, бортовой автоматикой и Землей по выходу из аварийных ситуаций;

предварительное обоснование численности и задач экипажа ПКА исходя из условий эффективного выполнения программы полета и обеспечения безопасности экипажа;

разработка принципиальных технических решений по способам и средствам прогнозирования и предупреждения возможных аварийных ситуаций, возникающих по различным причинам;

разработка предложений по организационным мероприятиям обеспечения безопасности;

разработка плана составления КПОБ космического комплекса в целом и план-графика разработки КПОБ для составных его частей;

разработка проекта КПОБ-Р.

Отчетные материалы по обеспечению безопасности полета представляются в виде специального раздела технических предложений.

Для своевременного учета изменений в процессе проектирования, изготовления и испытаний космического комплекса, его составных частей и специальных средств безопасности может проводиться коррекция программы обеспечения безопасности. Основанием для коррекции могут быть:

выявление новых путей решения задач обеспечения безопасности, связанных с совершенствованием технических средств;

изменение в конструктивно-компоновочных схемах комплекса и его составных частей, систем и элементов;

изменение в технологии изготовления элементов аппаратуры, узлов и агрегатов изделия в связи с использованием новых материалов и технических решений;

неудовлетворительные результаты оценки достигнутого уровня безопасности на предыдущем этапе (стадии);

получение новых данных в процессе отработки изделия и средств обеспечения безопасности об аварийных ситуациях и их факторах.

Эскизное проектирование (разработка макета). На этой стадии в программе должно быть предусмотрено проведение следующих основных мероприятий.

1. Анализ требований ТЗ по безопасности и степени их выполнения по материалам, изложенным в технических предложениях.

2. Обобщение материалов по отечественному и зарубежному опыту обеспечения безопасности полетов, сравнительная оценка уровней безопасности космических комплексов-аналогов.

3. Анализ возможных аварийных ситуаций на всех этапах функционирования ПКА и определение:

возможных источников возникновения АС;

факторов АС и допустимых уровней их воздействия на экипаж;

причинно-следственных связей при аварийном функционировании систем ПКА и возможных последствий каждой АС для экипажа;

количественных характеристик АС (вероятности возникновения, степени опасности, скорости изменения основных параметров АС, резерва времени, потребного времени на выход из АС и т. д.);

способов и алгоритмов выхода из АС;

перечня возможных АС и их распределения по этапам полета, причинам и источникам возникновения, характеру проявлений, времени развития и т. п.;

способов прогнозирования, обнаружения и распознавания АС, а также оповещения экипажа о их возникновении.

4. Разработка вариантов технических решений, направленных на предупреждение (или уменьшение вероятности) появления АС в полете.

5. Разработка специфических требований по безопасности к конструктивно-компоновочной схеме ПКА, его системам, конструкционным материалам, организации и проведению полета в части пожаро- и взрывобезопасности, воздействия на экипаж механических факторов (перегрузок, ускорения, невесомости и т. п.); радиационной и микрометеорной безопасности; тепловому и световому воздействию на экипаж; электробезопасности,

токсикологической и инфекционной безопасности; работоспособности систем ПКА в аварийных ситуациях; деятельности экипажа на борту ПКА, его информационному обеспечению и контролю его психофизиологического состояния; распределения функций между экипажем, бортовой автоматикой и Землей в АС; организации оперативного управления полетом ПКА; ремонтпригодности бортовых систем, составу инструментов и различных приспособлений.

6. Разработка (уточнение) методик:

анализа и определения количественных характеристик АС; определения значений показателей безопасности космического комплекса в целом и его составных частей, оценки уровня безопасности по выбранным показателям;

классификации и составления перечня аварийных ситуаций; сравнительной оценки технико-экономической эффективности различных вариантов средств обеспечения безопасности;

имитации процесса функционирования комплекса в аварийных ситуациях;

исследования динамики развития АС, оценки основных характеристик функционирования средств безопасности в АС и поиска способов оперативного выхода из АС;

подтверждения заданных значений показателей и уровня безопасности;

подготовки космонавтов и наземных служб к действиям в АС;

специальной психологической подготовки к действиям в экстремальных условиях и др.

7. Разработка и сравнительная оценка способов и средств проведения аварийно-восстановительных операций:

способов и средств ликвидации (локализации) АС (аварийный ремонт, пожаротушение, индивидуальная защита членов экипажа, компенсация утечек и смена атмосферы, повышение устойчивости организма космонавтов к воздействию факторов АС, оказание неотложной медицинской помощи на борту и т. п.); алгоритмов действий экипажа и наземных служб при ликвидации и локализации АС;

требований к профессиональной подготовке экипажа к проведению аварийно-восстановительных операций;

эффективности проведения аварийно-восстановительных операций.

8. Разработка и сравнительная оценка:

способов и средств проведения аварийно-спасательных операций;

средств и способов спасения экипажа в нелокализуемых и неликвидируемых АС на всех этапах полета (система аварийного спасения, отделяемый отсек, индивидуальные и коллективные

средства спасения, транспортные и аварийно-спасательные корабли и т. п.);

эффективности разработанных способов и средств спасения; способов обеспечения автономности и оперативности использования средств спасения экипажа;

рациональных алгоритмов действий экипажа, персонала наземных служб и экипажа спасательного корабля при проведении спасательных операций;

способов профессиональной подготовки экипажей ПКА, экипажей транспортных и спасательных кораблей и персонала наземных служб к действиям по проведению спасательных операций.

9. Разработка способов и средств обеспечения безопасности экипажа в процессе предстартовой подготовки и после приземления (приводнения) в различных климатогеографических зонах: способов и средств ликвидации (локализации) АС и спасения экипажа на стартовой позиции;

способов поиска и спасения экипажа после вынужденной посадки, а также способов организации взаимодействия между различными элементами поисково-спасательного комплекса;

организационно-технических мероприятий по обеспечению безопасности экипажа на стартовой позиции и после посадки.

10. Разработка требований к составу и основным характеристикам тренажеров, стендов и имитаторов для подготовки космонавтов к действиям в АС и отработке способов выхода из них.

11. Разработка и обоснование необходимого состава стендового и экспериментального оборудования для отработки систем агрегатов и изделий в условиях, близких к аварийным. Предварительное определение необходимого объема их экспериментальной и стендовой отработки исходя из требований по обеспечению безопасности.

12. Проведение оценки проектного уровня безопасности полета и степени его соответствия ТЗ; вероятности спасения космонавтов в полете в целом и на отдельных его этапах, вероятности ликвидации (локализации) АС на орбите.

13. Разработка конструкторско-технологических и действующих макетов ПКА, его систем и агрегатов, макетов индивидуальных и коллективных средств защиты и спасения экипажа; технических средств стендовой и экспериментальной базы, а также подготовки космонавтов к действиям в АС и т. п.

14. Разработка отчетных материалов. Материалы по безопасности представляются в составе эскизного проекта в виде отдельного раздела (книги) и должны содержать: обобщенные материалы выполненных работ по обеспечению безопасности, уточненную «Комплексную программу обеспечения безопасности» для этапа разработки (КПОБ-Р), а также план-график отработки частных программ.

На стадии **разработки технического проекта** должны быть предусмотрены следующие мероприятия:

1. Анализ и обобщение замечаний и предложений по обеспечению безопасности, высказанных при рассмотрении эскизного проекта. Разработка плана мероприятий по устранению выявленных замечаний и реализации предложений.

2. Анализ окончательных конструктивно-компоновочных решений по комплексу в целом, его составным частям, системам и подсистемам, а также степени выполнения требований по безопасности, разработанных на предыдущей стадии работ.

3. Анализ процесса функционирования комплекса и его составных частей на всех этапах полета для определения (уточнения) возможных АС. Разработка уточненного перечня АС с определением их количественных характеристик и способов выхода из них.

4. Детальная конструктивно-компоновочная разработка технических проектов средств обеспечения безопасности в соответствии с требованиями, отработанными на стадии эскизного проектирования, в том числе средств: прогнозирования, обнаружения, распознавания АС и оповещения экипажа о них; ликвидации (локализации) АС; защиты и спасения экипажа в АС на всех этапах полета и др.

5. Уточнение методик оценки значений показателей безопасности.

6. Разработка перечня эксплуатационной документации по обеспечению безопасности экипажа ПКА.

7. Разработка технических проектов комплексного моделирующего стенда, средств экспериментальной отработки систем, агрегатов и блоков в условиях штатного и нештатного функционирования комплекса и его частей.

8. Уточнение состава и основных характеристик средств подготовки космонавтов к действиям в АС.

9. Доработка комплексной имитационной модели безопасности с учетом уточненных характеристик АС.

10. Проведение комплексной (количественной и качественной) оценки уровня безопасности и эффективности средств и мероприятий по обеспечению безопасности экипажа на всех этапах полета.

11. Разработка раздела (книги) технического проекта с изложением всех вопросов по обеспечению безопасности экипажа ПКА.

12. Анализ и обобщение замечаний и предложений по результатам рассмотрения технического проекта и разработка плана мероприятий по устранению отмеченных недостатков по вопросам обеспечения безопасности.

На стадии **разработки рабочей документации на опытные**

изделия в программе должны быть предусмотрены следующие мероприятия.

1. Уточнение характеристик возникновения аварийных ситуаций: причин и источников появления АС, факторов опасности, вероятностей появления АС.

2. Оценка возможных последствий каждой АС для безопасности экипажа (определение скорости изменения аварийного параметра, резерва времени, энергетических запасов, функциональных возможностей по выходу из АС и т. п.).

3. Разработка мероприятий по прогнозированию, предупреждению, локализации (ликвидации) АС и спасению экипажа на всех этапах полета.

4. Составление уточненного перечня возможных НшС на комплекс в целом и его составные части.

5. Составление уточненного перечня особо ответственных элементов.

6. Разработка программы функционирования комплекса и его составных частей в НшС.

7. Составление перечня НшС, которые необходимо отрабатывать на стендах, моделях, тренажерах, летающих лабораториях и других средствах.

8. Составление перечня элементов с ограниченным сроком службы и ресурсом.

9. Разработка комплексной программы экспериментальной отработки средств, обеспечивающих и (или) влияющих на обеспечение безопасности.

10. Оценка (экспертиза) достигнутого проектного уровня безопасности.

11. Разработка методик подтверждения количественных требований по безопасности полетов.

12. Технологический контроль рабочей документации на соответствие требованиям по обеспечению безопасности.

13. Разработка и контроль за выполнением инструкции по входному контролю материалов и комплектующих элементов, деталей, агрегатов и изделий на соответствие требованиям по безопасности.

14. Создание, испытания и ввод в эксплуатацию испытательных стендов, имитаторов и тренажеров.

15. Оценка эффективности стендов и разработка методик по отработке на стендах процесса функционирования систем в АС и способов выхода из них.

16. Контроль разработки рабочей документации и изготовления опытных образцов средств обеспечения безопасности.

17. Разработка планов, технических условий, программ и методик автономных (стендовых) испытаний элементов комплекса и средств безопасности.

18. Разработка планов, программ и методик комплексных наземных испытаний средств безопасности.

19. Разработка методик оценки результатов автономных и комплексных испытаний, а также достигнутого уровня безопасности по результатам испытаний.

20. Разработка планов, программ и методик специспытаний штатных систем КА и средств обеспечения безопасности с имитацией отказов и аварийных ситуаций.

21. Разработка планов, программ и методик отработки способов выхода экипажа из АС на стендах и тренажерах с имитацией аварийных ситуаций.

22. Создание опытного образца комплексного моделирующего стенда и разработка его математического обеспечения.

23. Разработка бортовой документации по обеспечению безопасности полета.

24. Разработка документации для наземных служб по управлению полетом в аварийных ситуациях и проведению аварийно-восстановительных и спасательных операций.

25. Обоснование объема стендовых испытаний, необходимого для обеспечения заданного уровня безопасности.

26. Разработка программ и методик испытаний комплекса средств безопасности для летно-конструкторских испытаний ПКА.

Все виды испытаний, предусматриваемые Комплексной программой обеспечения безопасности, включаются в Комплексную программу экспериментальной отработки.

Изготовление опытных изделий комплекса. Наземные испытания. На этих стадиях в программе должны планироваться следующие мероприятия.

1. Уточнение программ и объемов наземной автономной и комплексной отработки средств обеспечения безопасности.

2. Контроль опытных изделий комплекса средств безопасности на соответствие предъявляемых к ним требованиям.

3. Проведение автономных и комплексных испытаний средств безопасности, в том числе:

проверка функционирования средств безопасности и обеспечивающих систем с имитацией АС;

определение рациональных режимов и предельно допустимых условий работы средств безопасности и обеспечивающих систем; проверка и оценка технических характеристик средств безопасности на соответствие предъявляемым требованиям.

4. Испытания обеспечивающих систем и элементов конструкции ПКА на соответствие требованиям по обеспечению безопасности.

5. Анализ и уточнение характеристик и перечня возможных аварийных ситуаций по результатам испытаний.

6. Оценка эффективности средств обеспечения безопасности.

и достигнутого уровня безопасности по результатам автономных и комплексных испытаний.

7. Обработка действий экипажа в аварийных ситуациях на тренажерах, стендах, имитаторах и на экспериментальном образце.

8. Отработка на тренажерах взаимодействия между экипажем и персоналом ЦУП в аварийных ситуациях.

9. Уточнение (корректировка) рабочей документации по безопасности в соответствии с результатами наземной отработки (бортовая документация, документация групп управления, поисково-спасательной службы и т. п.) и разработка предложений по уточнению программы и методик летно-конструкторских испытаний.

10. Разработка отчета по выполнению программы обеспечения безопасности на стадии наземных испытаний.

На стадии **летно-конструкторских и государственных зачетных испытаний** в программе должны планироваться следующие мероприятия.

1. Проведение испытаний средств безопасности в натуральных условиях на КА без экипажа.

2. Послеполетный анализ работы средств обеспечения безопасности и обеспечивающих систем, а также анализ имевших место в полете нештатных (аварийных) ситуаций и предпосылок к ним.

3. Составление Заключения о выполнении требований по безопасности и допуске космического корабля к летно-конструкторским испытаниям (ЛКИ) с экипажем.

4. Проведение испытаний отдельных средств безопасности с участием экипажа.

5. Имитация некоторых нештатных (аварийных) ситуаций в полете и отработка действий экипажа и наземных служб по выходу из них.

6. Качественный и количественный анализ аварийных ситуаций, предпосылок к ним, действий экипажа и наземных служб при выходе из АС, имевших место в космическом полете, в процессе ЛКИ и государственных зачетных испытаний.

7. Разработка плана мероприятий по устранению выявленных в ходе испытаний недостатков, разработка предложений по доработке конструкции ПКА и средств безопасности, внесение изменений в программу полета, полетную документацию, программу подготовки экипажей и наземных служб по результатам ЛКИ.

8. Комплексная оценка уровня безопасности и значений других ее показателей по результатам ЛКИ и оценка достаточности реализованных мероприятий по обеспечению безопасности. Определение степени соответствия ПКА предъявляемым требованиям по безопасности.

9. Оработка эксплуатационной документации по обеспечению безопасности полета по результатам ЛКИ и государственных зачетных испытаний.

10. Составление отчета о реализации Комплексной программы обеспечения безопасности на этапе разработки (КПОБ-Р).

11. Разработка, согласование и утверждение Комплексной программы обеспечения безопасности на этапе серийного производства (КПОБ-П).

6.4.2. Мероприятия по обеспечению безопасности на этапе серийного производства

На данном этапе должны быть предусмотрены следующие мероприятия.

1. Разработка методических документов (руководств, положений, инструкций) по обеспечению безопасности в процессе серийного производства.

2. Систематизация, обработка и анализ данных стендовых испытаний и серийного производства, влияющих на безопасность полета.

3. Организация качественного технологического контроля выполнения особо ответственных операций сборки, монтажа, регулировки, испытаний средств обеспечения безопасности.

4. Контроль и оценка влияния на безопасность экипажа изменений (отступлений) в конструкторской и технологической документации на изготовление средств обеспечения безопасности.

5. Систематический контроль за проведением стендовой обработки деталей, узлов, систем, направленный на достижение максимального соответствия режимов наземной, стендовой, лабораторной и другой обработки средств обеспечения безопасности фактическим условиям и нагрузкам.

6. Разработка отчета о реализации КПОБ-П.

7. Разработка, согласование и утверждение Комплексной программы обеспечения безопасности на этапе эксплуатации (КПОБ-Э).

6.4.3. Мероприятия по обеспечению безопасности на этапе эксплуатации

Этот этап предусматривает следующие мероприятия.

1. Систематический сбор, обработка и всесторонний анализ всех НшС и предпосылок к ним (включая ошибки экипажа и наземного персонала), имевших место в процессе эксплуатации.

2. Обобщение опыта действий экипажа и наземных служб при выходе из НшС.

3. Внесение изменений в конструкторскую и эксплуатационную документацию по вопросам обеспечения безопасности.

4. Определение фактических значений количественных показателей безопасности и общего ее уровня с учетом данных, накопленных в процессе эксплуатации, а также оценка соответствия этих показателей заданным значениям.

5. Разработка и реализация конструктивно-технологических мероприятий по совершенствованию (устранению недостатков, выявленных в процессе эксплуатации) средств, влияющих на безопасность полета.

6. Разработка и реализация мероприятий по совершенствованию методов и средств технического обслуживания для обеспечения безопасности.

7. Разработка и реализация мероприятий по совершенствованию средств и методов подготовки экипажей к действиям в нештатных (аварийных) ситуациях.

8. Периодический выпуск отчетов с оценкой фактического уровня безопасности и эффективности проводимых мероприятий по обеспечению безопасности полетов.

ГЛАВА 7

ПОДГОТОВКА КОСМОНАВТОВ К ДЕЙСТВИЯМ В НЕШТАТНЫХ (АВАРИЙНЫХ) СИТУАЦИЯХ

7.1. ЦЕЛИ, ЗАДАЧИ, ЭТАПЫ И СОДЕРЖАНИЕ ПОДГОТОВКИ

Подготовка космонавтов к действиям в нештатных (аварийных) ситуациях представляет собой неотъемлемую составную часть единого учебно-тренировочного процесса подготовки космонавтов к выполнению программы космического полета. Ее задачами являются:

формирование у космонавтов высоких профессиональных качеств по обнаружению, распознаванию и выходу из нештатных (аварийных) ситуаций;

приобретение экипажем навыков эффективной деятельности в условиях воздействия неблагоприятных факторов аварийных ситуаций;

обеспечение физиологической и психологической адаптации организма космонавтов к воздействию неблагоприятных факторов аварийных ситуаций;

приобретение знаний, умений и навыков по способам оказания первой помощи членам экипажа ПКА.

Специфической особенностью данной подготовки является то, что ее задачи решаются на основе предъявления экипажу ограниченной обучающей выборки нештатных ситуаций, в то время как конечной целью подготовки является формирование у обучаемых такого комплекса профессиональных качеств, который бы гарантированно обеспечил надежную и эффективную деятельность экипажа ПКА в любых возможных нештатных ситуациях. Умение действовать в любых НшС является основным составляющим элементом летно-космического умения, под которым понимается способность целеустремленно и творчески оперировать всей совокупностью ранее усвоенных знаний и приобретенных навыков для решения задач программы полета в любых неожиданно возникающих ситуациях.

Конечная цель подготовки космонавтов к действиям в нештатных (аварийных) ситуациях достигается благодаря последовательному прохождению ряда ее этапов, характеризующихся определенными промежуточными целями, при реализации программы подготовки космонавтов к выполнению космического полета в целом (табл. 19).

Т а б л и ц а 19

Этапы подготовки	Задачи подготовки к действиям в НшС	Содержание подготовки к действиям в НшС
Теоретическое изучение бортовых систем ПКА	Изучение основных характеристик нештатных режимов функционирования бортовых систем ПКА	<p>Ознакомление с составом и содержанием НшС по конкретным системам</p> <p>Изучение причин возникновения, возможностей обнаружения и распознавания НшС, основных правил действий экипажа по их устранению</p> <p>Изучение методов контроля работоспособности бортовых систем экипажем ПКА</p> <p>Изучение факторов и условий, обуславливающих возникновение НшС</p> <p>Анализ эксплуатационной надежности работы бортовых систем и статистических данных по НшС, имевшим место в ранее выполненных полетах и при испытаниях</p>
Практические занятия по изучению конструкции и оборудования ПКА	Практическое знакомство с признаками появления НшС и характером функционирования в них систем ПКА	<p>Практическое изучение протекания отдельных динамических режимов и логики работы систем в НшС</p> <p>Наглядная демонстрация на реальном объекте инструментальной и неинструментальной информации о НшС</p> <p>Показ особенностей функционирования и взаимовлияния систем в НшС</p> <p>Практическое изучение способов обнаружения и распознавания НшС по информационным признакам их проявления</p>
Отработка отдельных операций и режимов полета ПКА	<p>Ознакомление с наиболее простыми НшС и отработка действий в них</p> <p>Отработка обобщенного алгоритма действий в НшС</p>	<p>Отработка действий в наиболее простых НшС. Усвоение общего порядка действий в любой НшС</p> <p>Поэлементная отработка действий в более сложных НшС и отработка целостного алгоритма действий в них</p> <p>Отработка действий в НшС при упрощенных условиях деятельности экипажа и с использованием подсказок инструктора</p> <p>Отработка действий в НшС последовательно по системам ПКА и режимам полета</p>

Этапы подготовки	Задачи подготовки к действиям в НшС	Содержание подготовки к действиям в НшС
<p>Отработка элементов программы полета и программы полета в целом</p>	<p>Отработка действий в любых НшС Отработка действий в НшС в условиях максимального приближения к реальному полету</p>	<p>Отработка на начальном этапе простых НшС Постепенное увеличение сложности тренировок за счет увеличения числа и сложности НшС Отработка расчетных НшС с последующим включением в программу тренировок нерасчетных НшС Отработка действий в условиях наложения НшС при неполной и противоречивой информации о НшС, при наличии неинструментальных или косвенных признаков НшС Отработка способов прогнозирования появления НшС по времени и конкретному проявлению Отработка общих принципов и методов решения задач в НшС Развитие самостоятельности и творческой активности деятельности экипажа в НшС Отработка на конечном этапе подготовки действий экипажа в НшС в условиях максимального приближения процесса тренировки к реальному полету</p>
<p>Комплексная зачетная тренировка</p>	<p>Проверка готовности космонавтов к действиям в НшС в процессе реального полета</p>	<p>Оценка деятельности экипажа в НшС в условиях максимального приближения условий тренировки к условиям реального полета</p>

Достижение основной цели и решение поставленных задач подготовки космонавтов к действиям в нештатных (аварийных) ситуациях обеспечивается с помощью использования комплекса средств подготовки космонавтов (СПК) и реальных образцов космической техники (средств моделирования) (рис. 28). При этом реализуются следующие принципы:

1) комплексности использования имеющихся средств подготовки космонавтов для воспроизведения в полном объеме усл...

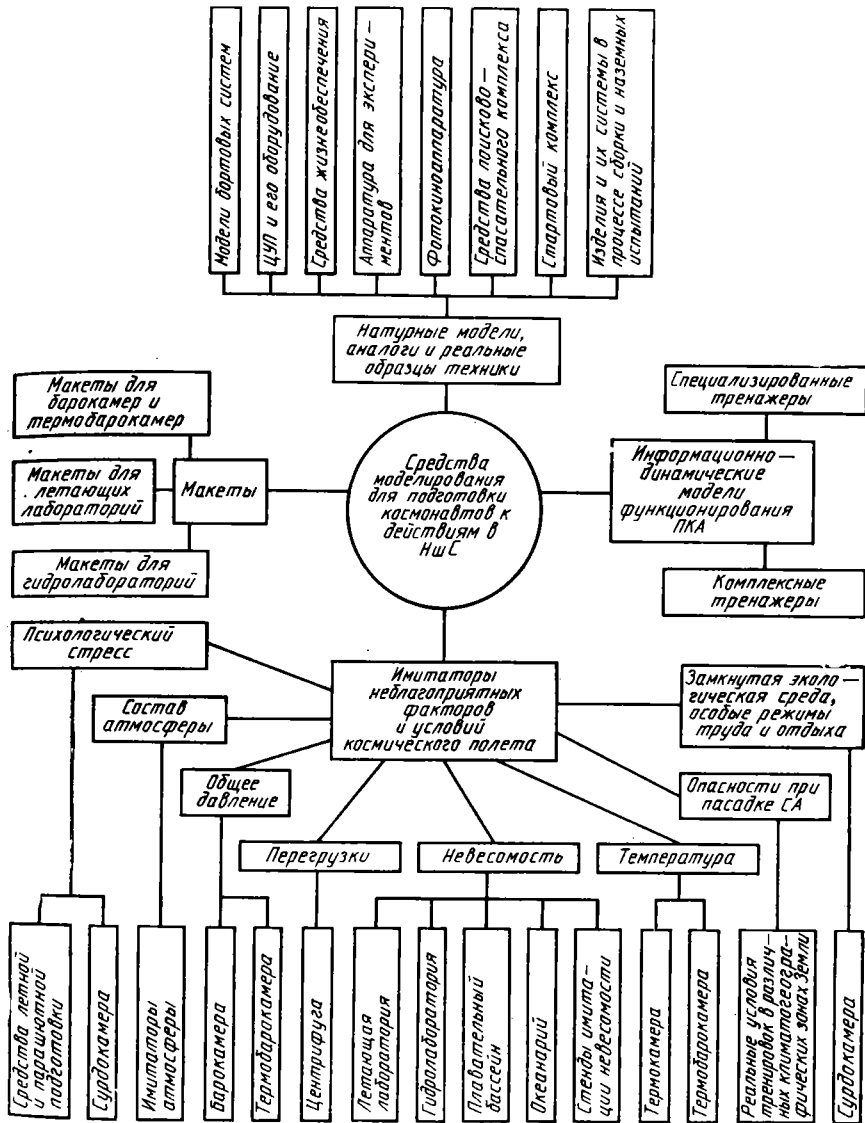


Рис. 28. Состав средств моделирования для подготовки космонавтов к действиям в штатных ситуациях

Таблица 20

Способ моделирования НшС (АС) и неблагоприятных факторов	Назначение способа моделирования НшС (АС) и неблагоприятных факторов	Особенности способа моделирования НшС (АС) и неблагоприятных факторов
Создание невесомости на самолете-лаборатории при полете по параболе Кеплера	<p>Отработка космонавтами навыков оценки относительной скорости и ускорений при передвижении, методов фиксации, надевания скафандров в невесомости, работы с люками, выполнения переходов, работы под избыточным давлением в скафандре, выполнения операций монтажа и демонтажа оборудования</p> <p>Адаптация организма к невесомости</p> <p>Профилактика «болезни движения»</p>	<p>Кратковременность цикла невесомости (30 ... 34 с)</p> <p>Необходимость разбивания отработываемых процедур на ряд последовательных операций и отработка последних с перерывами</p> <p>Наличие 2... 3-кратных перегрузок в начальной и конечной стадиях маневра самолета</p>
Создание условий имитированной невесомости в гидросреде	<p>Отработка циклограммы действий экипажа внутри ПКА и вне его: проведение ремонтно-восстановительных работ, операций по спасению экипажей, терпящих бедствие на орбите, выполнение работ с крупногабаритными конструкциями, перемещение объектов большой массы и габаритов</p>	<p>Возможность проведения тренировок в течение длительного времени без перерывов</p> <p>Искажение полного подobia невесомости и безопорности за счет появления гидродинамических сил при быстрых и резких движениях</p> <p>Ограничение подвижности оператора за счет повышенного трения элементов скафандра о тело человека</p>
Вращение на центрифуге	<p>Выработка у экипажа навыков управления кораблем в различных динамических режимах на участках выведения на орбиту и спуска с нее</p> <p>Физиологическая адаптация организма космонавтов к воздействию перегрузок</p> <p>Отработка действий экипажа при комплексном воздействии различных неблагоприятных факторов: перегрузок, вибраций, шумов, состава атмосферы, пониженного давления, мгновенной декомпрессии, кислородного голодания</p>	<p>Повышение устойчивости человека к ускорениям на 1,5 ... 2,0 g, а при оптимальной схеме тренировок — на 1,6 ... 5,8 g на срок не менее 6 мес.</p>

Способ моделирования НшС (АС) и неблагоприятных факторов	Назначение способа моделирования НшС (АС) и неблагоприятных факторов	Особенности способа моделирования НшС (АС) и неблагоприятных факторов
Создание пониженных и низких давлений в барокамере (термобарокамере)	<p>Определение переносимости умеренных степеней кислородного голодания, разрежения атмосферы и перепадов давлений</p> <p>Оценка приспособляемости организма космонавтов к условиям мгновенной декомпрессии и отработка в этих условиях адекватных реакций и соответствующих навыков по выполнению операций в скафандре и без него</p> <p>Оценка переносимости космонавтами физиолого-гигиенических условий пребывания в скафандре</p> <p>Адаптация организма к возможности поддержания жизнедеятельности и работы при пониженном давлении</p> <p>Приобретение навыков работы в скафандре в открытом космосе (в термобарокамере)</p>	Возможность моделирования реальной опасности воздействия неблагоприятных факторов АС
Воздействие высоких и низких температур в термокамере	<p>Ознакомление космонавтов с возможными нештатными условиями работы</p> <p>Выявление скрытых форм патологии или функциональной недостаточности организма</p> <p>Прогноз переносимости высоких и низких температур</p> <p>Выработка рационального поведения в данных условиях</p> <p>Формирование индивидуальной устойчивости организма к воздействию экстремальных температур</p> <p>Обучение обслуживанию оборудования в условиях умеренно изменяющихся температур</p>	
Пребывание в условиях высокогорья и среднегорья	Адаптация организма к кбм-плексному воздействию различных неблагоприятных факторов: пониженного атмосферного и парциального давления кисло-	

Способ моделирования НшС (АС) и неблагоприятных факторов	Назначение способа моделирования НшС (АС) и неблагоприятных факторов	Особенности способа моделирования НшС (АС) и неблагоприятных факторов
	рода, резких колебаний температуры и влажности окружающего воздуха, большой ультрафиолетовой и инфракрасной радиации	
Имитация различного состава атмосферы в обитаемых отсеках ПКА	<p>Отработка навыков по обнаружению загрязнения атмосферы кабины ПКА вредными (токсичными) веществами</p> <p>Отработка способов выявления источников загрязнения атмосферы кабины ПКА и их мест нахождения средствами инструментальной информации и с помощью органов чувств</p> <p>Определение способности космонавтов и привитие им определенных навыков по своевременному обнаружению признаков гипоксии или гиперкапнии и предупреждению их развития</p>	
Пребывание в судокамере	<p>Определение нервно-психической устойчивости к длительному одиночеству</p> <p>Выявление индивидуально-психологических особенностей в процессе адаптации к необычным условиям жизнедеятельности</p> <p>Определение потенциальных резервов личности при выполнении операторской и творческой работы при различной регламентации суточного ритма и в режиме непрерывной деятельности</p> <p>Выявление клаустрофобии</p> <p>Выявление психологической несовместимости членов экипажа при пребывании в условиях изоляции</p>	Возможность моделирования обстановки, при которой экипажу необходимо выполнять работу в течение нескольких суток без сна и отдыха
Выполнение полетов на самолетах и прыжков с парашютом	Формирование физиологических защитных механизмов и психической устойчивости к стрессу	Возможность воссоздания эмоционального фона, присущего деятельности космонавтов в условиях реального стресса, в

Способ моделирования НшС (АС) и неблагоприятных факторов	Назначение способа моделирования НшС (АС) и неблагоприятных факторов	Особенности способа моделирования НшС (АС) и неблагоприятных факторов
	<p>Воспитание чувства уверенности в экстремальных условиях</p> <p>Развитие пространственной ориентации, смелости, умения управлять своим телом в безопорном пространстве</p> <p>Тренировка волевых и нервно-эмоциональных качеств</p> <p>Выработка навыков по распознаванию объектов, переключению внимания, визуальному наблюдению, быстрой оценке ситуации и адекватному реагированию на возникающие в полете НшС</p> <p>Тренировка вестибулярного аппарата</p> <p>Повышение устойчивости организма космонавтов к воздействию ускорений</p>	<p>сочетании с воспроизведением элементов профессиональной деятельности</p>
<p>Имитация условий выживания экипажа в различных климатогеографических зонах Земли</p>	<p>Психологическая подготовка космонавтов к возможному пребыванию в течение 1...3 суток в сложных условиях различных климатогеографических зон</p> <p>Выработка у космонавтов навыков и умений по сохранению жизнедеятельности, поддержанию работоспособности при автономном длительном пребывании в различных климатогеографических зонах с использованием штатного снаряжения и подручных средств</p> <p>Отработка способов взаимодействия космонавтов с поисково-спасательными службами с использованием авиационных и корабельных средств</p> <p>Отработка способов эвакуации экипажа на борт вертолета с водной поверхности, заболоченной местности, из высокоствольного леса и распадков гор или сопков</p>	

Способ моделирования НшС (АС) и неблагоприятных факторов	Назначение способа моделирования НшС (АС) и неблагоприятных факторов	Особенности способа моделирования НшС (АС) и неблагоприятных факторов
Использование макетов и реальных изделий космической техники	Отработка действий экипажа по покиданию ПКА в АС Отработка действий экипажа в случае пожара Отработка процедур обслуживания и ремонта бортовой аппаратуры в полете	Возможность проведения тренировок не только в нормальных земных условиях, но и на плаву, в гидроработной, в баро- и термокамере, на стартовой установке
Физические упражнения	Повышение устойчивости организма к действию большинства неблагоприятных факторов АС	
Создание информационно - динамической модели полета на тренажерах	Отработка взаимодействия между экипажем ПКА и персоналом ЦУПа Формирование высоких профессиональных качеств по обнаружению, распознаванию и выходу из НшС Отработка обобщенного алгоритма действия в НшС	Возможность моделирования некоторых элементов психологического стресса Невозможность воспроизведения всего комплекса психогенных факторов космического полета

вий и элементов деятельности экипажа ПКА в нештатной (аварийной) ситуации;

2) декомпозиции процесса моделирования действий экипажа в нештатной (аварийной) ситуации и комплекса воздействующих на экипаж при этом факторов на отдельные составляющие исходя из возможностей каждого из имеющихся средств подготовки космонавтов для их последующего воспроизведения в полном объеме с задействованием необходимых средств подготовки;

3) обеспечения максимальной адекватности информационной и динамической моделей нештатной (аварийной) ситуации и комплекса воздействующих при этом на все анализаторы человека факторов реальным;

4) расширения множества моделируемых на средствах подготовки космонавтов нештатных (аварийных) ситуаций с целью охвата моделированием по возможности максимального числа разнохарактерных НшС;

5) доступности (управляемости) процесса моделирования для ввода или изменения хода развития нештатной (аварийной) ситуации на средствах подготовки космонавтов.

Вид неопределенности НшС	Требования к знаниям, умениям и навыкам, вытекающие из неопределенностей НшС		
	Знания	Умения	Навыки
Временная (случайность времени появления)	Распределение НшС по составу и опасности появления по различным полетным режимам и операциям, событиям, связанным с выдачей команд, срабатыванием сигнализаторов и т. п.		Готовность к действиям в НшС с учетом неравнозначности полетных режимов и операций с точки зрения возможности появления на них НшС и их конкретного проявления
Информационная (разнообразие состояний наблюдаемых параметров ПКА)	<p>Диапазоны изменения параметров бортовых систем на всех режимах работы</p> <p>Способы оценки технического состояния и функционирования бортовых систем по инструментальной и неинструментальной информации</p> <p>Признаки нормального функционирования бортовых систем и НшС</p>	<p>Полнота и своевременность контроля состояний бортовых систем</p> <p>Распределение внимания при контроле с учетом распределения функций между членами экипажа</p> <p>Определение частоты, последовательности и времени проведения операций контроля</p> <p>Анализ и оценка ситуации при возникновении НшС</p>	<p>Выявление отклонений от штатной работы бортовых систем</p> <p>Использование всех средств информативного обеспечения деятельности экипажа (в том числе и бортдокументации) для своевременного обнаружения и безошибочной идентификации НшС</p> <p>Отождествление НшС с эталоном ее информационного описания</p>
Процессуальная (неоднозначность прогнозирования экипажем процесса развития НшС)	<p>Закономерности функционирования систем ПКА в НшС, способы их отражения в средствах информационного обеспечения деятельности экипажа</p>	<p>Эвристический поиск и анализ недостающей информации</p> <p>Выдвижение вероятных гипотез о НшС и их проверка</p> <p>Прогноз резервного времени в НшС</p>	<p>Прогнозирование функционирования систем и процессов развития НшС</p> <p>Выделение наиболее информативных признаков НшС</p> <p>Отсев избыточных и недостоверных признаков</p>

Вид неопределенности НшС	Требования к знаниям, умениям и навыкам, вытекающие из неопределенностей НшС		
	знания	умения	навыки
Альтернативная (многочисленность способов выхода из НшС, возможность выбора неадекватного способа выхода из НшС)	Резервные варианты программы полета Баллистические характеристики космического полета, их влияние на выход из НшС Способы выхода из НшС, их связь с информационными моделями НшС	Планирование деятельности в НшС Учет располагаемого времени при выборе способа выхода из НшС Выбор наиболее рационального способа выхода из НшС Учет баллистической обстановки при выборе способа выхода из НшС Выделение главной с точки зрения безопасности НшС при наличии нескольких НшС	Выбор адекватного информационной модели НшС способа выхода
Алгоритмическая (насыщенность алгоритма выхода из каждой НшС множеством элементов деятельности экипажа и наличием различных отношений между ними)	Действия по ликвидации НшС Технические ограничения по эксплуатации бортового оборудования, его возможности	Планирование действий по выходу из НшС Выполнение всех элементов программы полета	Своевременная и безошибочная реализация алгоритмов выхода Выполнение операций технического обслуживания и ремонта Управление бортовым оборудованием

При подготовке космонавтов к действиям в нештатных (аварийных) ситуациях используются различные способы моделирования указанных ситуаций и сопровождающих их неблагоприятных факторов. Состав способов моделирования, их назначение и особенности приведены в табл. 20.

На всех этапах подготовки объектом изучения является нештатная (аварийная) ситуация, характеризующаяся различными видами неопределенностей, которые должны быть разрешены за счет теоретического изучения, проведения практических занятий и тренировок. В табл. 21 показаны виды неопределенно-

стей нештатных (аварийных) ситуаций, их причинная обусловленность, а также приведены требования к знаниям, умениям и навыкам, вытекающие из указанных неопределенностей.

7.2. ФОРМИРОВАНИЕ СОСТАВА НЕШТАТНЫХ (АВАРИЙНЫХ) СИТУАЦИЙ ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ ПОДГОТОВКИ КОСМОНАВТОВ

Предварительный состав нештатных (аварийных) ситуаций для проведения подготовки космонавтов формируется по результатам проектного анализа безопасности космического полета. Последующее его уточнение осуществляется на основании анализа работы бортовых систем ПКА и РН, рассмотрения НшС, имевших место в предшествующих космических полетах, изучение бортовой, эксплуатационно-технической документации и документации по управлению полетом ПКА.

Из полученного состава $\Omega_{\text{НшС}}$ нештатных ситуаций выделяются те НшС $A_i \in \Omega_{\text{подг}}$, которые должны быть включены в программу подготовки космонавтов. Критерием для такого включения является ожидаемый от нештатной ситуации A_i ущерб

$$\alpha_{\text{ущ}i} = \alpha_{\text{зн}i} p_{\text{п}}(A_i),$$

где $p_{\text{п}}(A_i)$ — вероятность появления в полете НшС A_i ; $\alpha_{\text{зн}i}$ — значимость этой нештатной ситуации ($0 \leq \alpha_{\text{зн}i} < 1$),

$$\alpha_{\text{зн}i} = \frac{\Delta \mathcal{E}_{\text{п}}(A_i)}{\mathcal{E}_{\text{п}}},$$

где $\Delta \mathcal{E}_{\text{п}}(A_i)$ — снижение эффективности полета за счет НшС A_i в случае непринятия мер по выходу из нее; $\mathcal{E}_{\text{п}}$ — эффективность космического полета при условии отсутствия ущерба от НшС.

В первую очередь в состав нештатных ситуаций для подготовки космонавтов включаются аварийные ситуации $A_i \in \Omega_{\text{АС}}$, представляющие не только угрозу для жизни и здоровья экипажа, но и ведущие в случае непринятия мер по выходу из них либо к невыполнению целого комплекса полетных задач, либо программы полета в целом.

Во вторую очередь для подготовки космонавтов отбираются высокозначимые НшС $A_i \in \Omega_{\text{вз}}$, уровень значимости которых выше установленного предельно допустимого нижнего значения $\alpha_{\text{зн.доп}}^{\text{min}}$ значимости НшС.

Затем отбираются высоковероятные НшС $A_i \in \Omega_{\text{вв}}$, вероятность возникновения которых (в полете) выше установленного предельно допустимого нижнего значения $p_{\text{п.доп}}^{\text{min}}$ этой вероятности.

В состав НшС для подготовки космонавтов включаются также типовые НшС $A_i \in \Omega_{\text{тип}}$, каждая из которых, несмотря на малое значение $\alpha_{\text{зн}i}$ или $p_{\text{п}}(A_i)$, в силу переноса навыков, приобре-

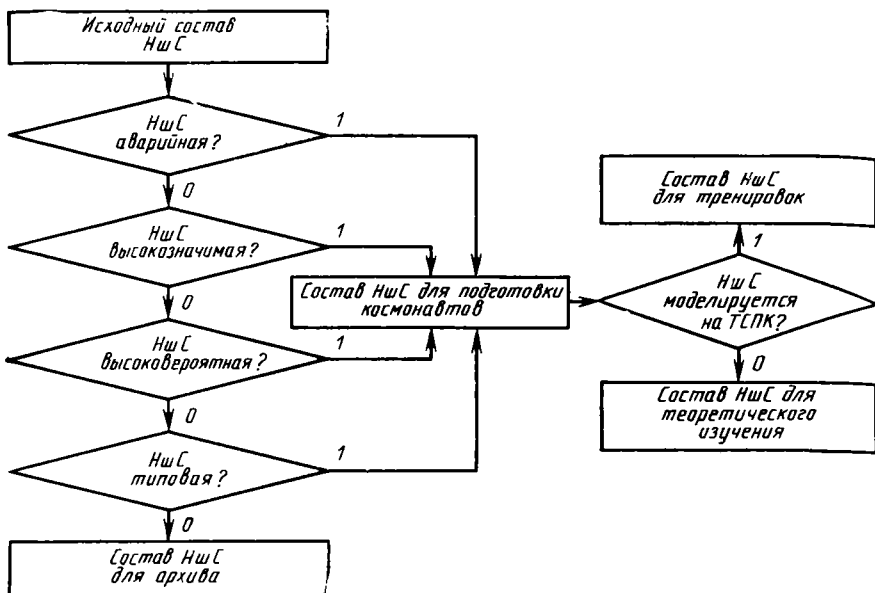


Рис. 29. Алгоритм формирования состава нештатных ситуаций для подготовки космонавтов

таемых в процессе подготовки к действиям в типовых НшС, с одной ситуацией на другую имеет реальную значимость

$$\alpha_{зн}(A_i \in \Omega_{типj}) \approx \sum_{A_i \in \Omega_{типj}} \alpha_{знi},$$

т. е. равную суммарной значимости всех НшС A_i , входящих в j -ю группу $\Omega_{типj}$ типовых НшС.

Нештатные ситуации, не вошедшие в состав включенных в программу подготовки космонавтов, помещаются в архив ($A_i \in \Omega_{арх}$).

Из числа НшС, включенных в программу подготовки, выделяются те $A_i \in \Omega_{ТСПК}$, моделирование которых возможно осуществить на технических средствах подготовки космонавтов (ТСПК). Они включаются в программу тренировок ($A_i \in \Omega_{тр}$). Остальные НшС из числа включенных в программу подготовки, моделирование которых на ТСПК либо невозможно по техническим причинам, либо нецелесообразно из-за создания ими реальной опасности для обучаемых, включаются в программу теоретического изучения ($A_i \in \Omega_{теор}$).

Алгоритм формирования состава НшС для подготовки космонавтов, а также разделения указанных ситуаций на группы показан на рис. 29.

7.3. МЕТОДИЧЕСКИЕ ПРИНЦИПЫ ПРОВЕДЕНИЯ ПОДГОТОВКИ КОСМОНАВТОВ

Специфика задач подготовки космонавтов к действиям в нештатных (аварийных) ситуациях предопределяет необходимость использования определенных методических принципов, вытекающих из основных дидактических принципов обучения, требований оптимизации процесса обучения, повышения уровня подготовленности к полету, снижения затрат на подготовку.

В процессе подготовки космонавтов используются только заранее продуманные (предусмотренные, расчетные) НшС, которые не исчерпывают всех возможных ситуаций в полете. Этим обуславливается остаточная неопределенность процесса подготовки, снижающая ее качество. Повышение качества подготовки космонавтов возможно при реализации принципа **постоянного выявления новых возможных НшС.**

В процессе подготовки космонавтов из-за ограниченных технических возможностей или нецелесообразности моделирования отдельных НшС (при создании ими реальной опасности для обучаемых) отрабатываются не все предусмотренные (расчетные) НшС, что способствует еще большему увеличению остаточной неопределенности процесса обучения и соответствующему снижению его качества. Целям предотвращения указанных потерь способствует использование принципа **отработки максимально возможного числа нештатных ситуаций.**

Взаимозависимость между нештатными ситуациями при их изучении приводит к тому, что при усвоении каждой новой НшС неопределенность неизученной может либо уменьшиться, либо остаться неизменной. Таким образом, упорядочивание НшС по принципу возрастания их начальной неопределенности выравнивает неопределенность НшС при изучении и способствует «дозированности» задач при обучении, обеспечивающей постоянный баланс между новизной и доступностью изучаемого материала, а следовательно, и поддержание стабильной коммуникативной системы (диалога) между обучающим и обучаемым. Для решения этой задачи используется принцип **постоянного увеличения в ходе подготовки степени неопределенности нештатных ситуаций.** Реализация этого принципа находит свое отражение в следующих методических приемах: переход от простых НшС к сложным; рост степени соответствия моделируемого процесса возникновения и развития НшС реальному; повышение самостоятельности экипажа при его действиях в НшС; переход от одиночного ввода НшС к их взаимному наложению друг на друга; переход от предусмотренных (расчетных) НшС к непредвиденным (нерасчетным).

Подготовка космонавтов к действиям в НшС (аварийных) представляет собой замкнутый процесс управления, все элемен-

ты которого в интересах оптимизации процесса обучения охвачены как текущей (по текущим параметрам процесса обучения), так и конечной (по соответствию результатов процесса обучения заданным критериям) обратными связями. Элементы подготовки образуют иерархическую структуру, элементами которой являются: отработка НшС (нижний уровень), тренировка, подготовка на тренажерах, подготовка космонавтов к действиям в НшС (аварийных) в целом.

При отработке отдельной НшС замыкание обратной связи осуществляется за счет использования следующих методических приемов: способствование правильному пониманию нештатной ситуации в случае ошибочной оценки ее экипажем; обострение процесса развития нештатной ситуации в случае неправильных действий экипажа по выходу из нее.

Первый из этих приемов способствует предотвращению срыва тренировки и введению ее в нормальное русло. Второй методический прием позволяет при существовании реальной угрозы срыва тренировки использовать создавшуюся ситуацию для того, чтобы показать экипажу, к чему может привести его ошибка в реальном полете.

Применительно к тренировке в целом текущая обратная связь позволяет инструктору при возникновении отказов тренажера и ошибок экипажа своими действиями не допустить срыва тренировки и одновременно использовать создавшиеся условия для отработки действий экипажа в НшС. Достигается это с помощью методического приема подыгрывания ошибкам экипажа и отказам тренажера в процессе тренировок.

Обратная связь между тренировками осуществляется благодаря применению таких методических приемов, как учет при выборе «вводных» (вводимых НшС) для очередной тренировки степени освоения экипажем систем ПКА, режимов и элементов программы его полета, действий в НшС; доведение до экипажа после каждой тренировки данных по оценке качества его деятельности в нештатных ситуациях.

Конечная обратная связь между циклами подготовки на тренажерах замыкается через уточнение после каждого цикла перечня НшС, включенных в программу тренировок. Применительно к программе подготовки космонавтов в целом обратная связь осуществляется через уточнение всей программы подготовки космонавтов к действиям в НшС (аварийных).

Все перечисленные выше методические приемы осуществления обратной связи при управлении процессом подготовки представляют собой реализацию методического принципа **постоянного контроля всех элементов процесса подготовки космонавтов к действиям в НшС и управления им.**

Методические принципы и приемы подготовки космонавтов к

Подготовка космонавтов к действиям в НшС	<p>Постоянное выявление новых возможных НшС</p> <hr/> <p>Уточнение программы подготовки космонавтов после каждого цикла подготовки к полету</p>
Подготовка на тренажерах	<p>Уточнение после каждого цикла подготовки экипажей на тренажерах состава обрабатываемых НшС</p> <hr/> <p>Отработка максимально возможного числа НшС</p> <hr/> <p>Постоянное увеличение в ходе подготовки степени неопределенности НшС</p> <hr/> <p>Переход от простых НшС к сложным</p> <hr/> <p>Переход от одиночного ввода НшС к их взаимному наложению друг на друга</p> <hr/> <p>Повышение самостоятельности экипажа при его действиях в НшС</p> <hr/> <p>Рост степени соответствия моделируемого процесса появления и развития НшС реальному</p> <hr/> <p>Переход от предусмотренных к непредвиденным НшС</p>
Тренировка	<p>Учет при выборе «вводных» степени освоения экипажем систем, режимов и элементов программы полета и действий в НшС</p> <hr/> <p>Подыгрывание ошибкам экипажа и отказам тренажера</p> <hr/> <p>Доведение до экипажа после каждой тренировки данных по оценке качества его деятельности в НшС</p>
Отработка НшС	<p>Способствование правильному пониманию НшС в случае ошибочной оценки ее экипажем</p> <hr/> <p>Обострение процесса развития НшС в случае неправильных действий экипажа по выходу из нее</p>

действиям в НшС (аварийных) с их привязкой к элементам этой подготовки и подготовке в целом приведены в табл. 22.

7.4. МЕТОДИЧЕСКИЕ ПРИНЦИПЫ ПЛАНИРОВАНИЯ ПРОГРАММЫ ПОДГОТОВКИ НА КОМПЛЕКСНЫХ И СПЕЦИАЛИЗИРОВАННЫХ ТРЕНАЖЕРАХ

Программа подготовки космонавтов на комплексных и специализированных тренажерах представляет собой упорядоченную определенным образом $\langle Y, \langle \rangle \rangle$ совокупность упражнений $\{y_i\}$, где $y_i \in Y$. При этом упражнение y_i включает в себя совокупность $\langle \{O_i\}, \{A_i\} \rangle$ полетных операций $\{O_i\}$ и нештатных ситуаций $\{A_i\}$.

Как показывает опыт, сроки, отводимые на подготовку космонавтов T_n , являются, как правило, ограниченными. В то же самое время существует рациональное значение величины $\tau_{пр}$ промежутка времени между двумя соседними тренировками, зависящее от текущего времени t_n подготовки и обеспечивающее наибольшую эффективность процесса обучения. Все это в совокупности ограничивает число $k_{тр.в}$ тренировок, которое возможно провести за время T_n , и заставляет строить процесс обучения исходя из методического принципа учета располагаемых возможностей по числу тренировок.

Величина $\tau_{пр}$ допускает некоторые изменения от своего нижнего значения $\tau_{пр}^H$ до верхнего $\tau_{пр}^B$ без существенного изменения качества процесса обучения, что обеспечивает возможность использования методического приема регулирования частоты проведения тренировок в зависимости от дефицита времени на подготовку, реализация которого позволяет изменять степень удовлетворения потребностей процесса обучения по объему подготовки.

Основным осваиваемым элементом деятельности при проведении подготовки является полетная операция O_i . Для обеспечения необходимого уровня подготовленности к действиям в данной операции она должна быть отработана экипажем не менее $n(O_i)$ раз (нормативного числа повторений полетной операции при подготовке), что определяется важностью $B(O_i)$ данной полетной операции при обучении. Если представить тренировку как единую последовательность полетных операций, то для освоения всего множества $\{O_i\}$ полетных операций, отработываемых в процессе тренажерной подготовки, необходимо провести число тренировок, равное

$$k_{тр.н} = \frac{\sum_{i=1}^n \tau_{oi} n(O_i)}{\tau_{тр}},$$

где τ_{oi} — длительность i -й полетной операции, $\tau_{тр}$ — длительность тренировки, n — общее число полетных операций, отрабатываемых в процессе тренажерной подготовки.

Данное число тренировок определяет требования к объему подготовки, которые должны быть в обязательном порядке выполнены, если снижение установленного уровня подготовленности экипажа к полету недопустимо. При подготовке это реализуется через методический принцип учета требований к необходимому числу тренировок. Необходимым условием его выполнения является предварительная классификация полетных операций по уровню важности при обучении и определение числа их повторений при подготовке.

Требования к объему подготовки на тренажерах могут вступить в противоречие с имеющимися возможностями. В этом случае возникает задача снижения требований с соблюдением условий минимального снижения уровня подготовленности к полету в конце процесса обучения. Такая задача может быть решена для космонавтов, имеющих опыт подготовки или осуществления космических полетов. В зависимости от перерывов времени от предыдущей подготовки или последнего полета для них может быть сокращено нормативное число $n(O_i)$ повторений полетных операций, по которым уже имеется определенный опыт, вплоть до нуля (исключение отработанных операций из программы тренировок). При планировании тренировок учитывается методический принцип определения нормативного числа повторений полетных операций при подготовке с учетом перерывов времени от предыдущей подготовки или последнего полета.

В процессе проведения подготовки к полету не представляется возможным смоделировать в ходе одной тренировки весь многосуточный полет, даже без учета разнообразных вариантов его протекания, обусловленных возникновением НшС. Между тем, экипаж должен иметь представление о полете в целом (концептуальная модель всего полета как единого целого), причем как в штатном режиме его проведения, так и в условиях НшС. Для достижения этой цели необходимо выполнение требований воспроизведения полета в процессе подготовки по объему, логической последовательности полетных операций и НшС, неразрывности полетной циклограммы. Выполнение этих требований может быть достигнуто при выполнении следующих методических принципов: определения состава отрабатываемых упражнений, исходя из необходимости отработки всех штатных и резервных режимов полета, а также НшС, влияющих на программу полета; отработки действий экипажа во всех запланированных на подготовку НшС.

Так же как и для полетных операций, для обеспечения необходимого уровня подготовленности к действиям в НшС A_i , она

должна быть отработана в процессе подготовки не менее нормативного числа повторений $n(A_i)$, определяемого важностью $B(A_i)$ этой ситуации при обучении. Для этого при планировании программы подготовки космонавтов на комплексных и специализированных тренажерах необходимо осуществлять предварительную классификацию НшС по уровню важности при обучении и определение нормативного числа их повторений при подготовке.

Необходимо учитывать, что большинству полетных операций (режимов полета) должны предшествовать вполне определенные операции (режимы). После них также закономерно следуют вполне определенные операции (режимы). Кроме того, каждая полетная операция (режим полета) характеризуется возникновением только определенных НшС. В свою очередь, возникшая НшС требует перехода к вполне определенной полетной операции (режиму). В результате образуются своеобразные «тройки» $\{P_{по}(\rightarrow A_i), A_i, P_{пк}(\rightarrow A_i)\}$, связывающие режим полета $P_{пи}$, инициирующий НшС, с этой НшС и НшС A_i с режимом полета $P_{пи}$, инициируемым ей. Указанные обстоятельства находят отражение в методических принципах: **выдерживания в процессе подготовки существующей последовательности режимов полета; учета при подготовке вариантов взаимосвязей между режимами полета и НшС.**

При проведении тренировок должен выполняться методический принцип обеспечения преемственности тренировок, который реализуется частичным наложением циклограмм предыдущей и последующей тренировок, чем достигается как бы неразрывность полетной циклограммы.

При упорядочивании упражнений в программе тренировок кроме уже упомянутого методического принципа выдерживания последовательности режимов полета необходимо учитывать и такие важные моменты, как использование дидактического принципа обучения «от простого к сложному» и естественную утрату полученных навыков с течением времени. Для реализации этого принципа обучения необходимо введение понятия «сложности упражнения». Поскольку структурно упражнение представляет собой совокупность полетных операций и НшС, его сложность $S(y_i)$ будет функцией от сложности входящих в него элементов: полетных операций — $S(O_i)$ и НшС — $S(A_i)$. Такой подход к определению сложности упражнений позволяет организовать подготовку с возрастанием их сложности на микро- и макроуровне (на микроуровне — возрастание сложности полетных операций от упражнения к упражнению и то же самое применительно к НшС, на макроуровне — возрастание сложности самих упражнений). Реализуется этот подход через методические принципы:

упорядочивание при подготовке на тренажерах полетных операций и НшС по уровню сложности; упорядочивание упражне-

ний (тренировок) по уровню суммарной сложности входящих в них полетных операций и НшС.

Практическая реализация программы подготовки космонавтов на комплексных и специализированных тренажерах занимает, как правило, несколько месяцев. В то же время, если упражнение не повторяется в течение длительного срока (около месяца), то приобретенные ранее навыки утрачиваются. Необходимость поддержания заданного уровня навыков в процессе подготовки (в совокупности с необходимостью выдерживания последовательности режимов полета) обуславливает использование методического принципа циклического повторения в программе тренировок последовательности упражнений с отработкой всех операций от выведения до спуска.

В целом методические принципы и приемы планирования программы подготовки на комплексных и специализированных тренажерах с привязкой к планируемым элементам (тренировкам, полетным операциям и НшС) могут быть представлены следующим образом.

Методические принципы и приемы планирования упражнений (тренировок):

1. Учет располагаемых возможностей по числу тренировок.
2. Регулирование частоты проведения тренировок в зависимости от дефицита времени на подготовку.
3. Учет требований к необходимому числу тренировок.
4. Определение состава отрабатываемых упражнений исходя из необходимости отработки всех штатных режимов полета и НшС, влияющих на программу полета.
5. Обеспечение преемственности тренировок.
6. Упорядочение упражнений по уровню суммарной сложности входящих в них полетных операций и НшС.
7. Циклическое повторение в программе тренировок последовательности упражнений с отработкой операций от выведения до спуска.

Методические принципы и приемы планирования полетных операций (режимов полета) и НшС:

1. Классификация полетных операций и НшС по уровню важности при обучении и определение нормативного числа их повторений при подготовке.
2. Определение нормативного числа повторений полетных операций при подготовке с учетом перерывов времени от предыдущей подготовки или последнего полета.
3. Отработка действий экипажа во всех запланированных на подготовку НшС.
4. Выдерживание в процессе подготовки существующей последовательности режимов полета.

5. Учет при подготовке вариантов взаимосвязей между режимами полета и НшС.

6. Упорядочение при подготовке на тренажерах полетных операций и НшС по уровню сложности.

7.5. МЕТОДИЧЕСКИЕ ПРИНЦИПЫ ПЛАНИРОВАНИЯ ЦИКЛОГРАММЫ ТРЕНИРОВКИ

Планирование циклограммы конкретной тренировки находится в неразрывном единстве с планированием программы подготовки космонавтов на комплексных и специализированных тренажерах и методически должно быть увязано с ней.

Циклограмма тренировки представляет собой адаптированный к условиям тренировки фрагмент программы полета ПКА, содержащий следующую информацию: основные операции и режимы полета, зоны света и тени, сеансы связи, основные команды, выдаваемые экипажем и инструктором, порядок и содержание радиообмена, вводимые НшС.

Опыт подготовки космонавтов позволил установить, что методически правильным является при планировании тренировки исходить из ее трехвитковой продолжительности. Такая продолжительность позволяет отработать имеющий самостоятельное значение законченный фрагмент программы полета и одновременно отвечает педагогическим, психологическим и физиологическим требованиям.

Для придания тренировке логической завершенности целесообразно заканчивать ее операцией спуска с орбиты.

Достаточно жесткая временная увязка между полетными режимами и операциями, а также наличие в программе полета ключевых событий, к которым осуществляется привязка по времени полетных операций (для операции запуска — это срабатывание контактов подъема, для операции выведения на орбиту — срабатывание контактов отделения от последней ступени РН, для операции спуска — момент включения двигательной установки и т. п.), предопределяет использование при планировании циклограммы тренировки методического принципа выбора базовой точки отсчета времени.

Высокая стоимость тренажеров заставляет рационально использовать время тренировки. С этой целью участки циклограммы, на которых в реальном полете не планируется деятельность экипажа, должны при проведении тренировок использоваться для активного выполнения экипажем полетных операций.

В зависимости от степени знакомства экипажа с той или иной полетной операцией, а также приобретенных навыков каждому из членов экипажа может потребоваться различное время для ее усвоения в ходе тренировки. Исходя из этого при плани-

ровании длительности полетных операций на тренировку должно учитываться время, необходимое для их усвоения экипажем.

Существует противоречие между потребностью инструктора **определенным образом построить циклограмму тренировки для оптимизации процесса обучения** (достаточность времени у экипажа на контроль и осмысливание выполняемых операций, минимизация взаимного влияния его деятельности в одной операции на другую, получение максимума информации по выполняемым режимам и операциям и т. п.) и необходимостью **максимального приближения циклограммы тренировки к полетной циклограмме для достижения наивысшего качества деятельности экипажа в полете за счет наиболее эффективного переноса сформированных навыков на полет. Для разрешения этого противоречия реализуется методический принцип постоянного уменьшения в ходе подготовки степени отклонения циклограммы тренировки от реальной полетной циклограммы.**

Формирование программы ввода НшС (состава «вводных») производится исходя из конкретной циклограммы тренировки. При этом должны учитываться два взаимно противоречивых требования:

определенной детерминированности процесса ввода НшС во время тренировок, вызванной необходимостью оптимизации основных характеристик процесса обучения;

максимального приближения моделируемого на тренажерах процесса возникновения НшС к реальному процессу их появления, носящему случайный характер, обусловленному интересами достижения в процессе подготовки наивысших показателей качества деятельности экипажа в реальных НшС.

Оба этих требования удовлетворяются благодаря использованию методического **принципа постепенного перехода в процессе подготовки от полностью детерминированной к чисто случайной программе ввода НшС.**

При планировании конкретных тренировок дидактический принцип обучения «от простого к сложному» может реализовываться на основе применения в комплексе всех релевантных методических принципов и приемов, описанных ранее:

а) методические приемы упрощения начального этапа тренировок:

отработка элементов только штатной программы полета;

включение в программу тренировки только НшС, не ведущих к ее изменению;

отработка только предусмотренных в бортовой документации НшС или НшС, не требующих действий экипажа по выходу из них;

отработка НшС только по одной системе или одному режиму полета;

предварительное ознакомление экипажа с обрабатываемыми на тренировке НшС;

б) **методические приемы постепенного увеличения интенсивности тренировок:**

введение сложных взаимосвязей между полетными операциями;

увеличение количества обрабатываемых режимов полета и НшС;

ввод в процесс тренировки ложной или противоречивой информации;

уменьшение времени на выполнение операций;

предоставление экипажу большей самостоятельности при решении полетных задач;

усложнение процессов управления;

ввод НшС на наиболее сложных участках полета;

использование взаимовлияющих НшС;

переход от простых полетных операций и НшС к сложным;

переход от одиночного ввода НшС к их взаимному наложению;

уменьшение сведений, сообщаемых экипажу о вводимых НшС;

расширение множества НшС, используемого для отбора «вводных» на тренировку;

постоянное приближение программ ввода НшС к реальному процессу их появления в полете.

Реализация принципа «от простого к сложному» в процессе обучения космонавтов в целом находит свое отражение в следующей последовательности изучения ПКА: система, полетная операция или режим полета (как совокупность работающих в комплексе систем), элемент программы полета (как совокупность полетных операций или режимов), программа полета в целом (как совокупность элементов программы полета). При этом основным объектом изучения является система. Поскольку все служебные системы ПКА завязаны в единый комплекс, в процессе подготовки на тренажерах должен быть реализован методический принцип отработки способов управления всеми системами ПКА. При планировании конкретной тренировки акцентирование внимания экипажа на определенных системах достигается за счет планирования ввода соответствующих НшС и введения в циклограмму тренировки необходимых для этого фрагментов программы полета.

При расстановке «вводных» на временной оси циклограммы тренировки необходимо исходить из характера связи моментов возникновения НшС с циклограммой функционирования систем ПКА и деятельности экипажа.

НшС, не связанные с циклограммой (типичный пример — разгерметизация ПКА в результате попадания в него микрометеорита), могут планироваться для ввода в любой удобный для ин-

структура момент времени исходя из требований учебного процесса. Их привязка к временной оси обеспечивается назначением времени их ввода.

Некоторые НшС (например, непрохождение меток времени программно-временного устройства) характеризуются жесткой привязкой к определенным меткам времени, начало отсчета для которых связано либо с моментом начала тренировки, либо с другими ключевыми событиями моделируемого полета. Привязка таких НшС к временной оси циклограммы тренировки осуществляется за счет установления точного времени ввода этой НшС.

Появление значительного числа НшС связано не со временем, а с реализацией тех или иных событий (например, нажатием клавиши). Жесткая привязка таких событий ко времени далеко не всегда возможна, однако всегда может быть указан интервал времени, в течение которого это событие должно произойти. Поэтому для привязки такого рода НшС к циклограмме тренировки необходимо назначить интервал времени, когда это событие должно осуществиться в соответствии с циклограммой тренировки, а также указать его идентификатор.

Моменты появления определенной категории НшС привязаны к выходу параметров контролируемых процессов за пределы назначенных допусков. Как правило, подобные НшС характеризуются строгими закономерностями изменения параметров, обусловленными физической сущностью протекающих при этом процессов. При их привязке к циклограмме тренировки должна учитываться скорость изменения соответствующего параметра, а сам ввод НшС должен быть упреждающим во времени по отношению к моменту ее появления на тренировке. Величина упреждения зависит от условий, в которых развивается процесс, и может быть различной. Определить ее точно не всегда представляется возможным. Учитывая это, привязка таких НшС к циклограмме тренировки осуществляется методом назначения ориентировочного времени (интервала времени) их появления и ввода.

Методические принципы и приемы планирования циклограммы тренировки в целом могут быть классифицированы следующим образом.

Общие методические принципы и приемы

1. Планирование тренировки исходя из ее трехвитковой продолжительности.
2. Целесообразность окончания тренировки операцией спуска с орбиты.
3. Выбор базовой точки отсчета времени тренировки.
4. Рациональное использование времени тренировки.

5. Планирование длительности полетных операций на тренировку с учетом времени, необходимого для их усвоения экипажем.

6. Постоянное уменьшение в ходе подготовки степени отклонения циклограммы тренировки от реальной полетной циклограммы.

7. Учет при формировании программы ввода НшС конкретной циклограммы тренировки.

8. Постепенный переход в процессе подготовки от полностью детерминированной к чисто случайной программе ввода НшС.

9. Учет при расстановке «вводных» на временной оси циклограммы тренировки характера связи моментов появления НшС с циклограммой функционирования систем ПКА и экипажа.

10. Отработка способов управления всеми системами ПКА.

Методические приемы упрощения начального этапа тренировок:

1. Отработка элементов только штатной программы полета.

2. Включение в программу тренировки только НшС, не ведущих к ее изменению.

3. Отработка только предусмотренных НшС или НшС, не требующих действий экипажа по выходу из них.

4. Отработка НшС только по одной системе или одному режиму полета.

5. Предварительное ознакомление экипажа с отрабатываемыми НшС.

Методические приемы увеличения интенсивности тренировок

1. Введение сложных взаимосвязей между полетными операциями.

2. Увеличение количества отрабатываемых режимов полета и НшС.

3. Ввод ложной и противоречивой информации.

4. Уменьшение времени на выполнение операций.

5. Предоставление экипажу большей самостоятельности.

6. Усложнение процессов управления.

7. Ввод НшС на наиболее сложных участках полета.

8. Использование взаимовлияющих НшС.

9. Переход от простых операций и НшС к сложным.

10. Переход от одиночного ввода НшС к их взаимному наложению.

11. Уменьшение сведений, сообщаемых экипажу о вводимых НшС.

12. Постоянное приближение программ ввода НшС к реальному процессу их появления в полете.

7.6. СПОСОБЫ ВВОДА НЕШТАТНЫХ СИТУАЦИЙ В ПРОЦЕССЕ ТРЕНИРОВОК

В зависимости от характера НшС и задач обучения в процессе тренировок могут использоваться различные способы ввода НшС. Их состав и классификация приведены в табл. 23.

На начальном этапе обучения неопределенность НшС для экипажа должна быть минимальной. Достичь этого можно не только использованием на этом этапе обучения наиболее простых НшС, но и путем раскрытия экипажу до начала тренировки всех неопределенностей вводимых ситуаций (моментов их ввода, информационных признаков, алгоритмов действий и т. п.). При этом вводимые в процессе тренировки НшС оказываются для экипажа полностью детерминированными, чем и определяется название способа ввода НшС, используемого на начальном этапе обучения экипажа.

Следуя методическому принципу постоянного увеличения в ходе подготовки степени неопределенности НшС, в ходе дальнейшего обучения в процесс ввода вносятся элементы случайности

Таблица 23

Способ ввода	Принцип классификации
Ручной, автоматический	Степень участия инструктора в реализации операции ввода НшС
Коррелированный, индифферентный	Обусловленность момента ввода НшС циклограммой функционирования систем ПКА и экипажа
Детерминированный, стохастический	Степень неопределенности вводимой НшС для экипажа
Временной, событийный, параметрический	Способ привязки вводимой НшС к циклограмме функционирования систем ПКА и экипажа
Управляемый, неуправляемый	Возможность управления процессом развития вводимой НшС
Последовательный, параллельный	Наличие наложения друг на друга процессов развития вводимых НшС
Запланированный, оперативный	Предусмотренность вводимой НшС программой проведения тренировки
Инструментальный, неинструментальный	Способ реализации процедуры ввода НшС

по времени, конкретной реализации НшС, их сочетанию между собой и т. п. Этим обуславливается использование на последующих этапах обучения стохастического способа ввода НшС.

Программа ввода НшС на предстоящую тренировку формируется инструктором заранее, а затем в процессе тренировки указанная программа реализуется. Такой способ ввода НшС является запланированным. Однако в процессе тренировки в результате ошибок экипажа и отказов тренажера возникает необходимость ввода ранее незапланированных НшС. Подобный ввод носит характер «подыгрывания» возникшей ситуации и должен выполняться оперативно, т. е. в реальном масштабе времени. Поэтому такой способ ввода называется оперативным.

В тех случаях, если программа ввода НшС запланирована заранее, можно подготовить соответствующую программу для тренажера и реализовать ее в автоматическом режиме, не привлекая для этого инструктора и тем самым не отвлекая его от процесса обучения. Однако при необходимости, если это продиктовано потребностями процесса обучения, даже при заранее запланированной программе ввода НшС, инструктор может использовать ручной способ ввода НшС непосредственно с пульта управления работой тренажера. Этот же способ ввода НшС используется в тех случаях, когда ввод НшС носит характер «подыгрывания» внезапно возникшей и заранее не предусмотренной ситуации.

При заранее подготовленной программе тренировки ввод НшС в тренажер может осуществляться по идентификатору НшС. При этом развитие указанной ситуации моделируется программными средствами тренажера и не требует вмешательства в этот процесс (управления) со стороны инструктора или обслуживающего персонала тренажера. Такой способ ввода является неуправляемым. При незапланированном появлении НшС во время тренировок вследствие отказов тренажера или ошибок экипажа, даже в случае их своевременного обнаружения и распознавания, далеко не всегда может предоставляться возможность моделирования развития этих ситуаций программными средствами тренажера. В этом случае должен осуществляться управляемый инструктором или обслуживающим персоналом тренажера ввод НшС (управление ее развитием).

Учитывая отсутствие или наличие связи между моментами появления НшС и циклограммой функционирования систем ПКА и деятельности экипажа, ряд ситуаций может вводиться независимо от циклограммы тренировки (индифферентный ввод), в то время как другие ситуации должны вводиться точно в соответствии с указанной циклограммой (коррелированный ввод). Коррелированный ввод в зависимости от способа привязки вводимой НшС к циклограмме функционирования систем ПКА и деятельности экипажа подразделяется на временной (в случае привязки

НшС к времени), событийный (когда НшС привязаны к появлению определенных событий), и параметрический (при привязке НшС к моментам выхода параметров за допустимые пределы).

Поток НшС, возникающих на борту ПКА в процессе космического полета, характеризуется своей ординарностью. Однако если учесть времена развития НшС, то можно отметить возможность их наложения друг на друга, что существенно усложняет деятельность экипажа в таких условиях, а потому не может быть оставлено без внимания при подготовке космонавтов к полету. Учитывая это, в процессе тренировок используется как ввод НшС без наложения процессов их развития друг на друга (последовательный ввод), так и ввод с наложением указанных процессов друг на друга (параллельный ввод).

НшС могут характеризоваться как инструментальными, так и неинструментальными признаками. В соответствии с этим должен производиться и ввод НшС в процессе тренировок. При инструментальном вводе информационная модель НшС должна находить свое отражение на средствах отображения информации ПКА, в то время как при неинструментальном вводе можно использовать: речевую информацию, воспроизведение характерных звуков и шумов, имитацию акселерационных воздействий, соответствующей визуальной обстановки вне ПКА, запахов и т. п.

ГЛАВА 8

МЕТОДЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ В ПРОЦЕССЕ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ И ЭКСПЛУАТАЦИИ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

8.1. ОБНАРУЖЕНИЕ И РАСПОЗНАВАНИЕ НЕШТАТНЫХ (АВАРИЙНЫХ) СИТУАЦИЙ

В процессе проведения летных испытаний и эксплуатации космической техники задачи обнаружения и распознавания нештатных (аварийных) ситуаций решаются как бортовыми средствами ПКА, так и средствами наземного комплекса управления полетом (по результатам обработки телеметрической информации (ТМИ), поступающей с борта ПКА). При этом возможно использование следующих методов: двухуровневого контроля, диагностических матриц, распознавания образов, «дерева» поиска состояний, математического моделирования функционирования ПКА, эталонной траектории, эталонных моделей штатного функционирования ПКА и нештатных состояний.

Метод двухуровневого контроля распространяется только на непрерывные параметры. Он предусматривает задание по каждому из них двух диапазонов значений: среднестатистического $D_{с.з}$ и предельно допустимого $D_{п.д.з}$. Если значение i -го параметра $u_i \in D_{с.з.i}$, то формируется сигнал «Норма», свидетельствующий о нормальном функционировании соответствующей системы. При условии, что $u_i \in D_{п.д.з.i}$ и одновременно $u_i \notin D_{с.з.i}$, выдается сигнал «Внимание», предупреждающий о возможном возникновении НшС. И, наконец, когда $u_i \notin D_{п.д.з.i}$, формируется сигнал «Замечание», уведомляющий о возникновении НшС.

Метод диагностических матриц. В соответствии с этим методом состояние $S_i(t)$ системы ПКА в любой момент t определяется через совокупность значений $\{x_j\}$ параметров и промежуточных вычислений (обобщенных параметров) $\{B_k\}$:

$$S_i(t) = F(x_1, \dots, x_n, B_1, \dots, B_m).$$

При этом считается, что каждый параметр $x_j(B_k)$ может принимать конечное число значений. Указанные значения параметров кодируются и заносятся в матрицу (см. табл. 24). При этом коды $x_j^T(B_k^T)$, занесенные в конкретную строку матрицы, соответствуют определенному состоянию $S_i(t)$ системы ПКА, а совокупность строк — всем ее рассмотренным состояниям.

Обработка информации с помощью диагностических матриц выполняется следующим образом. По совокупности параметров

Параметры, характеризующие систему ПКА												Состояние системы ПКА	
x_1	x_2	...	x_j	...	x_n	B_1	B_2	...	B_k	...	B_m		
												S_1	
												S_2	
				Коды значений x_j, B_k									⋮
												S_i	
												⋮	
												S_i	

x_j в момент t рассчитываются значения B_k и из них формируется вектор-строка, которая последовательно сравнивается со всеми строками диагностической матрицы. При их совпадении идентифицируется состояние S_i системы ПКА. В случае несовпадения сформированной вектор-строки ни с одной из строк матрицы формируется сигнал «Нештатная ситуация».

Данный метод можно применять для анализа работы практически любой постоянно действующей системы (ПДС) ПКА и многих протекающих на борту ПКА динамических процессов. В последнем случае строки матрицы формируются для тех временных интервалов динамического процесса, на которых параметры сохраняют устойчивые значения.

Метод распознавания образов. При использовании данного метода вводятся понятия «эталонного образа» и «текущего образа». Эталонный образ представляет собой совокупность значений измеряемых и обобщенных параметров $x_j(B_k)$ на заданный момент времени t_a (обычно на момент завершения динамических операций). При отсутствии динамических операций на достаточно длительном интервале времени и при условии нормального функционирования бортовых систем ПКА текущие значения параметров $x_j^t(B_k^t)$ не должны существенно отличаться от значений, запомненных на момент завершения динамических операций. Таким образом, эталонный образ характеризует определенное состояние системы или ПКА в целом на известном интервале времени.

Текущий образ состояния систем или ПКА в целом получается по результатам анализа телеметрической информации в ходе полета. Он сравнивается с эталонным на интервале времени актуализации последнего. При их совпадении формируется сигнал «Норма». В противном случае фиксируется время $t_{\text{НШС}}$ появления рассогласования между эталонным и текущим образами и регистрируется факт возникновения нештатной ситуации (формируется сигнал «Нештатная ситуация»).

Метод «дерева» поиска состояний основан на последовательном анализе значений параметров x_j из числа характеризующих конкретную бортовую систему ПКА и (или) результатов промежуточных вычислений обобщенных параметров B_k (рис. 30). Поиск состояния бортовой системы ПКА разветвляется в зависимости от поэтапных результатов этого анализа и завершается идентификацией S_i состояния бортовой системы.

Метод математического моделирования функционирования ПКА заключается в тактовом сравнении совокупности значений параметров, получаемых из модели ПКА, с фактическими измерениями. При этом модель ПКА «запускается» параллельно с реальным процессом на борту ПКА, и в реальном масштабе времени генерирует информацию о нормальном функционировании бортовых систем. При совпадении фактических значений пара-

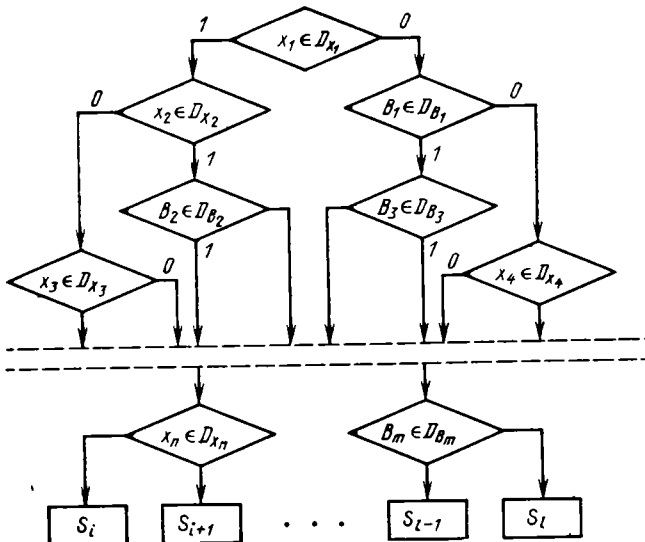


Рис. 30. «Дерево» состояний бортовой системы ПКА:

x_j — параметры, характеризующие функционирование бортовой системы ПКА; B_k — обобщенные расчетные параметры, получаемые по результатам обработки фактических значений x_k ; D_{x_j} (D_{B_k}) — диапазон допустимых значений параметра x_j (B_k); S_i — состояния бортовой системы ПКА

метров, получаемых с борта ПКА и из модели, формируется сигнал «Норма», при несовпадении — «Нештатная ситуация».

Математическая модель функционирования ПКА может также использоваться для подтверждения гипотезы о причинах возникшей НшС, для чего эта ситуация вводится в модель и сравниваются получаемые с нее в процессе функционирования значения параметров со значениями, получаемыми с борта ПКА при наличии данной НшС.

Метод эталонной траектории заключается в том, что каждый шаг процесса штатного функционирования системы ПКА или ПКА в целом описывается через значения параметров, изменяющихся на данном шаге. Таким образом последовательно отображается вся траектория предусмотренного программой полета процесса управления. В процессе полета проверяется соответствие на каждом шаге реальных значений изменяющихся параметров и их эталонных значений. В случае отсутствия отклонений процесс идентифицируется как «Нормальный», в противном случае формируется сигнал о появлении «Нештатной ситуации».

Метод эталонных моделей штатного функционирования ПКА и нештатных состояний. При использовании данного метода каждому событию в системе ПКА или ее состоянию ставится в соответствие своя особая, отличная от других, комбинация бинарных признаков, описываемая логической функцией S_i . Множество бинарных признаков $s_{(i)}$ (логических переменных) определяется на конечном множестве контролируемых непрерывных параметров u_k и разовых команд. Все признаки $s_{(i)}$ могут быть разделены на параметрические s_{r_s} и логические s_l с установлением отношений R_s между ними.

Бинарному признаку непрерывного параметра u_k отвечает событие, состоящее в принадлежности его значения некоторому интервалу $[a, b]$ допустимых значений. Логическая переменная $s_{\sim k}$ по непрерывному параметру u_k принимается равной 1, если значение параметра находится в интервале, определяющем наличие признака, и в противном случае — равной 0. На одном непрерывном параметре u_k в общем случае может быть сформировано несколько бинарных признаков (логических переменных) s_{\sim} .

Логические переменные s_l по разовым сигналам (командам) принимают значения 1 или 0 в зависимости от того, присутствуют они или отсутствуют.

Отношения R_s между признаками $s_{(i)}$ (условные признаки $s_{(i)}$) делятся на несколько типичных категорий (инвариантов): комплексные, последовательности, интервала, длительности, постоянства, роста, снижения, знака, кратности, дискретности.

Комплексный логический признак $S_{\sim} = \prod_{i=1}^y s_{(i)}$ представ-

ляет собой конъюнкцию J признаков $s_{(\cdot)i}$. Он принимает значение 1, если все признаки $s_{(\cdot)i} : i \in J$, входящие в его состав, приняты единичное значение.

Условный признак последовательности $s_{/<}$ связывает между собой два любых признака таким образом, что если имеет место отношение $s_{/<} = s_{(\cdot)j} < s_{(\cdot)i}$, то это означает, что $s_{/<} = 1$ при условии появления признака $s_{(\cdot)j}$ ранее $s_{(\cdot)i}$.

Условный признак интервала $s_{/t}$ также связывает между собой два любых признака, однако уже таким образом, что если имеет место отношение $s_{/t} = s_{(\cdot)i}(t_1, t_2)s_{(\cdot)j}$, то при этом $s_{/t} = 1$ при условии появления признака $s_{(\cdot)i}$ в интервале $t_1 \leq t \leq t_2$ после появления $s_{(\cdot)j}$.

Условный признак длительности $s_{/\tau}$ характеризует продолжительность наличия определенного признака. Отношение $s_{/\tau} = s_{(\cdot)i}(\tau)s_{(\cdot)j}$ принимает значение, равное 1, при условии наличия признака $s_{(\cdot)i}$ в течение $t \geq \tau$ после появления $s_{(\cdot)j}$. При этом возможно как $i = j$, так и $i \neq j$.

Условный признак $s_{/const}$ служит для оценки постоянства значений непрерывного параметра u_i на интервале времени τ_i . Отношение $s_{/const} = s_{\sim i}(a, b; \tau_i)_{\Delta} s_{(\cdot)j}$ будет равно 1, если имеет место $\Delta u_i \in [a, b]$ при $t \geq \tau_i$ с момента появления признака $s_{(\cdot)j}$, где $[a, b]$ — допуск на точность поддержания постоянного значения параметра u_i .

Условный признак роста $s_{/+}$ предназначен для выявления факта возрастания значения параметра u_i . Отношение $s_{/+} = s_{\sim i}(a, b; \tau_i)_{+} s_{(\cdot)j}$ принимается равным 1, если $(u_{i2} - u_{i1}) \in [a, b]$, где u_{i1} — значение параметра u_i в момент появления признака $s_{(\cdot)j}$, а u_{i2} — спустя τ_i .

Условный признак снижения $s_{/-}$ предназначен для выявления факта уменьшения значения непрерывного параметра u_i . Отношение $s_{/-} = s_{\sim i}(a, b; \tau_i)_{-} s_{(\cdot)j}$ принимается равным 1 при выполнении тех же условий, что и в предыдущем случае. При этом изменяется только способ задания интервала $[a, b]$.

Условный признак знака $s_{/sgn}$ служит для обнаружения изменения знака непрерывного параметра u_i . Отношение $s_{/sgn} = s_{\sim i}(sgn, \tau_i) s_{(\cdot)j}$ принимает значение 1, если на интервале времени τ_i после появления признака $s_{(\cdot)j}$ имеет место $sgn u_i \neq \neq const$.

Условный признак кратности $s_{/N}$ введен для выявления факта неоднократного появления признака $s_{(\cdot)i}$ на контролируемом участке времени. Соответствующее ему отношение $s_{/N} = s_{(\cdot)i}(N_1, N_2, \tau_i) s_{(\cdot)j}$ принимает значение, равное 1, когда число k появления признака $s_{(\cdot)i}$ на интервале времени τ_i после появления признака $s_{(\cdot)j}$ удовлетворяет условию $N_1 \leq k \leq N_2$.

Условный признак дискретности $s_{/d}$ предназначен для выявления принятия дискретной величиной требуемого значения или образования совокупностью дискретных величин заданного сло-

ва. Соответствующее этому признаку отношение $s_{/d} = z_i(z_{ik}; t_1, t_2) s_{(.)j}$ будет равно 1, если значение дискретного признака $z_i = z_{ik}$ в интервале $t_1 \leq t \leq t_2$ после появления признака $s_{(.)j}$.

В составе одной логической функции S_i может иметь место как различный набор признаков $s_{(.)}$, так и различная комбинация отношений R_s между ними. Если $S_i = 1$, то это означает, что на данном шаге состояние процесса соответствует либо эталонной модели штатного функционирования систем, либо эталонной модели нештатной ситуации в зависимости от того, какая информация записана при этом в логическую функцию S_i .

Большинство эталонных моделей как штатного функционирования, так и нештатных состояний жестко привязано к определенным режимам или участкам полета ПКА, что позволяет общее множество $\{S_i\}$ логических функций разделить на группы $\{S_{\mu i}\}$ по их принадлежности к режиму μ полета. Началу каждого μ -го режима полета может быть поставлено в соответствие ключевое событие R_{μ} , которое также может быть описано через соответствующую логическую функцию $S_{\mu}^{R_{\mu}}$ режима.

Структурная схема алгоритма обнаружения и распознавания НшС показана на рис. 31. Работа алгоритма осуществляется циклически, методом обработки каждого i -го кадра информации. Период цикла может быть определен исходя из динамических характеристик обрабатываемых параметров вектора $S_{(x)}$.

Началом цикла является считывание значений компонентов вектора $S_{(x)}(t)$ обрабатываемых параметров (ввод i -го кадра информации). На основе полученной информации формируются логические переменные (признаки) ключевых событий R_{μ} . При этом для формирования признаков по непрерывным параметрам u_n используются константы $\{a_n, b_n\}$, обозначающие границы интервалов D_n их допустимых значений. Как правило, константы $\{a_n, b_n\}$ являются постоянными и задаются заранее. Однако в ряде случаев интервалы допустимых значений D_n могут представлять собой функции от текущих значений параметров $D_n^{var} = f(u_1, \dots, u_n)$, т. е. являются переменными и требуют организации вычислительного процесса по их определению до начала процесса формирования параметрических признаков s_{\sim} .

По окончании формирования параметрических признаков s_{\sim} формируются логические признаки s_{μ} , для чего необходимо знать только значения соответствующих компонентов вектора $S_{(x)}(t)$ на момент t .

Наличие значений признаков s_{\sim} и s_{μ} позволяет перейти к следующему шагу алгоритма: формированию комплексных признаков $s_{\&}$, а также условных признаков $s_{/} : s_{/ <}, s_{/ \tau}, s_{/ const}, s_{/ +}, s_{/ -}, s_{/ sgn}, s_{/ N}, s_{/ \mu}$.

Окончание формирования всех логических переменных (признаков) является условием перехода к решению логических функ-

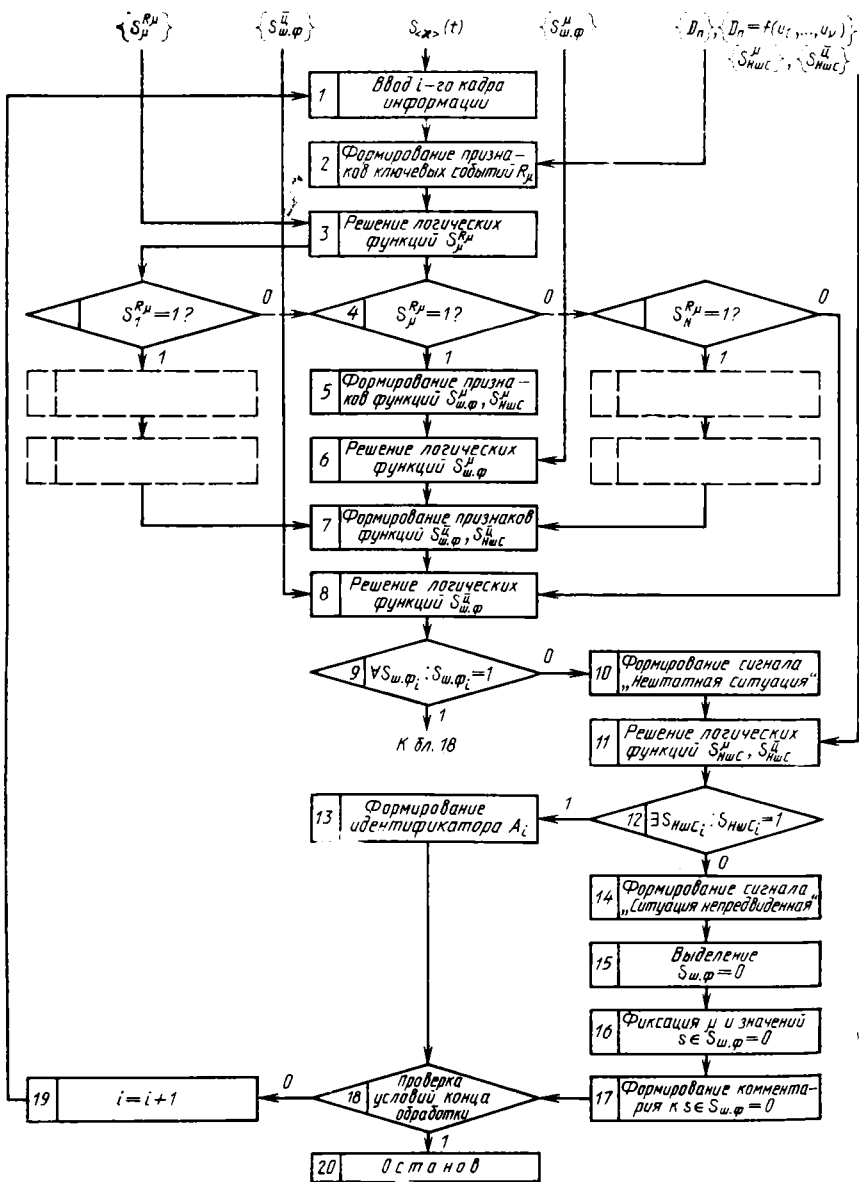


Рис. 31. Структурная схема алгоритма обнаружения и распознавания нестандартных ситуаций

ций $S_{\mu}^{R_{\mu}}$ ключевых событий, формализованные записи которых заносятся в память ЭВМ до начала решения задачи. Полученные решения затем анализируются для установления факта $\exists S_{\mu}^{R_{\mu}}$: $S_{\mu}^{R_{\mu}} = 1$, т. е. определения режима (участка) полета ПКА.

Следующее после этого формирование логических переменных (признаков) логических функций $S_{ш.фi}$ и $S_{ншсj}$, отображающих эталонные модели $M_{ш.ф}$ и $M_{ншс}$ штатного функционирования системы и нештатных ситуаций, производится только для μ -го режима полета, для которого имело место $S_{\mu}^{R_{\mu}} = 1$. Процедура формирования признаков в данном случае ничем не отличается от процедуры, описанной для ключевых событий.

Следующим этапом является решение логических функций $S_{ш.фi}^{\mu}$ μ -го режима для выявления $\exists S_{ш.фi}^{\mu} : S_{ш.фi}^{\mu} = 0$. Построение этой части алгоритма по принципу привязки к отдельным режимам позволяет сузить множество одновременно обрабатываемых логических функций и признаков и обеспечивает снижение требований к объему оперативной памяти и быстродействию ЭВМ.

Изложенная часть алгоритма предназначена в основном для идентификации элементов модели $M_{ш.ф}$ штатного функционирования системы, связанных с циклограммой полета ПКА. Для решения задачи идентификации элементов этой модели, не связанных с циклограммой полета, после обработки информации, относящейся к μ -му режиму полета, либо в случае, если нет таких специфических режимов, осуществляется запуск второй части алгоритма. Процедура здесь такая же. Сначала производится формирование признаков логических функций $\bar{S}_{ш.фi}^{\mu}$ и $\bar{S}_{ншсj}^{\mu}$ штатного функционирования и нештатных ситуаций, не связанных с циклограммой полета, а затем решение функций $S_{ш.фi}^{\mu}$ для выявления $\exists S_{ш.фi}^{\mu} : S_{ш.фi}^{\mu} = 0$.

Если выполняется условие $\forall S_{ш.фi}^{\mu} : S_{ш.фi}^{\mu} = 1$, что свидетельствует об отсутствии отклонений от эталонной модели штатного функционирования $M_{ш.ф}$, то делается проверка условий конца обработки информации. В противном случае формируется сигнал обнаружения нештатной ситуации и осуществляется переход к алгоритму распознавания нештатной ситуации.

Поскольку признаки логических функций $S_{ншсi}^{\mu}$, отражающих эталонные модели нештатных ситуаций для μ -го режима, уже были сформированы сразу после выявления ключевого события R_{μ} , что было вызвано необходимостью исключения потерь информации по ним, то начинать работу алгоритма можно с решения логических функций $S_{ншсi}^{\mu}$. После этого делается переход к решению логических функций $\bar{S}_{ншсi}^{\mu}$. Если выполняется

Признак	Значение признака	Комментарий
s/p	1	Режим «...»
	0	Нет режима «...»
s_{\sim}	1	Параметр «...» в допуске
	0	Параметр «...» не в допуске
s_d	1	Команда (сигнализация) «...» выдана (сработала)
	0	Команда (сигнализация) «...» не выдана (не сработала)
$s/<$	1	Последовательность выдачи команды (срабатывания сигнализации, наличия параметра) «...» и выдачи команды (срабатывания сигнализации, наличия параметра) «...» выдержана
	0	Последовательность выдачи команды (срабатывания сигнализации, наличия параметра) «...» и выдачи команды (срабатывания сигнализации, наличия параметра) «...» не выдержана
s/t	1	Интервал выдачи команды (срабатывания сигнализации, наличия параметра) «...» и выдачи команды (срабатывания сигнализации, наличия параметра) «...» выдержан
	0	Интервал выдачи команды (срабатывания сигнализации, наличия параметра) «...» и выдачи команды (срабатывания сигнализации, наличия параметра) «...» не выдержан
s/c	1	Длительность выдачи команды (срабатывания сигнализации, наличия параметра) «...» в норме
	0	Длительность выдачи команды (срабатывания сигнализации, наличия параметра) «...» не в норме

Признак	Значение признака	Комментарий
$S/const$	1	Параметр «...» сохраняет постоянство значений
	0	Параметр «...» не сохраняет постоянства значений
$S/+$	1	Приращение параметра «...» в норме
	0	Нет нужного приращения параметра «...»
$S/-$	1	Уменьшение параметра «...» в норме
	0	Нет нужного уменьшения параметра «...»
S/sgn	1	Параметр «...» меняет знак
	0	Параметр «...» не меняет знак
S/N	1	Число раз выдачи команды (срабатывания сигнализации, наличия параметра) «...» соответствует норме
	0	Число раз выдачи команды (срабатывания сигнализации, наличия параметра) «...» не соответствует норме
S/d	1	Дискретный параметр «...» принял требуемое значение
	0	Дискретный параметр «...» не принял требуемое значение

условие $S_{ншсi} : S_{ншс} = 1$, то для этих логических функций формируются идентификаторы A_i нештатных ситуаций исходя из того, что имеет место $S_{ншсi} \leftrightarrow A_i$, и делается переход к проверке условий конца обработки информации. В противном случае формируется сигнал обнаружения непредвиденной ситуации и начинается отработка алгоритма выявления признаков непредвиденной ситуации.

В соответствии с этим алгоритмом сначала выделяются логические функции эталонной модели штатного функционирования

ния системы, для которых $S_{ш.ф.i}=0$. Затем для каждой из этих функций выявляются признаки $s_{(i)}$, s_{\sim} , $s_{/}$, принявшие нулевые и единичные значения, определяются признаки s_{\sim} и $s_{/}$, принявшие нулевые и единичные значения в комплексном безусловном признаке s_{Δ} , а также фиксируется номер μ режима. Следующим шагом алгоритма является формирование комментария к зафиксированным признакам по принципу, показанному в табл. 25.

По окончании формирования комментария переходят к проверке выполнения условия конца обработки информации. При его выполнении производится остановка работы алгоритма, в противном случае переход к обработке $(i+1)$ -го кадра информации.

Для получения полных сведений о содержании идентифицированной НшС (аварийной) и способах выхода из нее может использоваться обращение к базе данных по нештатным (аварийным) ситуациям по сформированному программой идентификатору НшС A_i .

8.2. ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ПОЯВЛЕНИЯ НЕСТАТНЫХ (АВАРИЙНЫХ) СИТУАЦИЙ

Задача прогнозирования нештатных (аварийных) ситуаций заключается в том, чтобы предсказать, какую ситуацию A_{pi} следует ожидать и через какое время τ_{pi} . При этом возможно прогнозирование возникновения сразу нескольких нештатных (аварийных) ситуаций.

Идея прогнозирования состоит во введении определенной метрики в пространстве признаков $\{s_{(i)}\}$, описывающих НшС (аварийные) по методу эталонных моделей штатного функционирования ПКА и нештатных состояний. В соответствии с этим методом каждая НшС описывается конъюнкцией соответствующих ей признаков, а ее наступление характеризуется равенством всех признаков единице. Минимальное расстояние в пространстве признаков, позволяющее однозначно предсказать идентификатор A_{pi} прогнозируемой НшС, соответствует одному признаку, не принявшему значение 1, при равенстве всех остальных признаков, соответствующих данной НшС, единице. Учитывая сказанное, метод обработки информации состоит в следующем. Определяется режим μ полета и выделяется множество $\{S_{НшСi}^{\mu}\}$ логических функций НшС этого режима. Для каждой логической функции $S_{НшСi}^{\mu}$ делается проверка выполнения (равенство единице) входящих в нее признаков $s_{(i)}(A_{pi})$. Выделяются логические функции $S_{НшСi}^{\mu\mu}$, у которых имеется только один признак, равный 0. Если этот признак логический $s_{/}$ или параметрический s_{\sim} , то прогнозируется возникновение НшС с идентификатором,

соответствующим той логической функции, в которую входит данный признак, и определяется ожидаемое время ее наступления τ_{ni} методикой, которая будет изложена ниже.

Если признак, равный 0, является условным $s_{/}$, то предварительно необходимо проверить наличие иницирующего признака $s_{(.)j}$, от которого отсчитывается интервал времени до наступления контролируемого (иницируемого) признака $s_{(.)i}$ или ведется отсчет наступления следующего в последовательности признака $s_{(.)i}$. Если признак $s_{(.)j}$ равен единице, то также прогнозируется возникновение НшС с соответствующим идентификатором A_{ni} и определяется ожидаемое время ее наступления τ_{ni} . Необходимость такой проверки для условных признаков последовательности, интервала, длительности, постоянства, роста, снижения, знака, кратности и дискретности обусловлена тем, что они объединяют в себя два признака (иницирующий $s_{(.)j}$ и иницируемый $s_{(.)i}$) и тем самым удваивают расстояние до наступления НшС при равенстве обоих признаков 0. Этим завершается первый этап прогнозирования — идентификация ожидаемой НшС — и начинается второй этап — определение ожидаемого времени наступления НшС.

В зависимости от вида признаков, равных 0, при прогнозировании ожидаемого времени наступления НшС используются три способа.

Первый способ распространяется на логические признаки s_{\wedge} и признаки последовательности $s_{/}$. Понятие времени здесь ничем не обусловлено: разовая команда (сигнал) может появиться в любое время в пределах рассматриваемого (протекающего) режима μ . В таких условиях для НшС A_{ni} формируется прогноз времени возникновения: «Любое время режима...».

Второй способ применим к условным признакам интервала $s_{/t}$, длительности $s_{/t}$, постоянства $s_{/const}$, роста $s_{/+}$, снижения $s_{/-}$, знака $s_{/sgn}$, кратности $s_{/N}$ и дискретности $s_{/д}$. Для них известен интервал времени τ_i , через который иницируемый признак $s_{(.)j}$ может принять значение 1 после появления иницирующего признака $s_{(.)j}$. Кроме того, от признака $s_{(.)j}$ ведется отсчет текущего времени τ_t до тех пор, пока возможно появление признака $s_{(.)i}$. Это позволяет определять ожидаемое время τ_{ni} возникновения НшС как разность между контролируемым интервалом τ_i наступления соответствующего признака и текущим временем τ_t , прошедшим с момента появления признака $s_{(.)j}$.

Третий способ справедлив для параметрических признаков s_{\sim} . Ожидаемое время τ_{ni} наступления НшС здесь зависит от темпа V_{u_i} изменения значения параметра u_i и расстояния до верхнего b_i или нижнего a_i краев интервала допуска на значения этого параметра. Для определения ожидаемого времени τ_{ni} наступления НшС в текущий момент t и через время Δt определя-

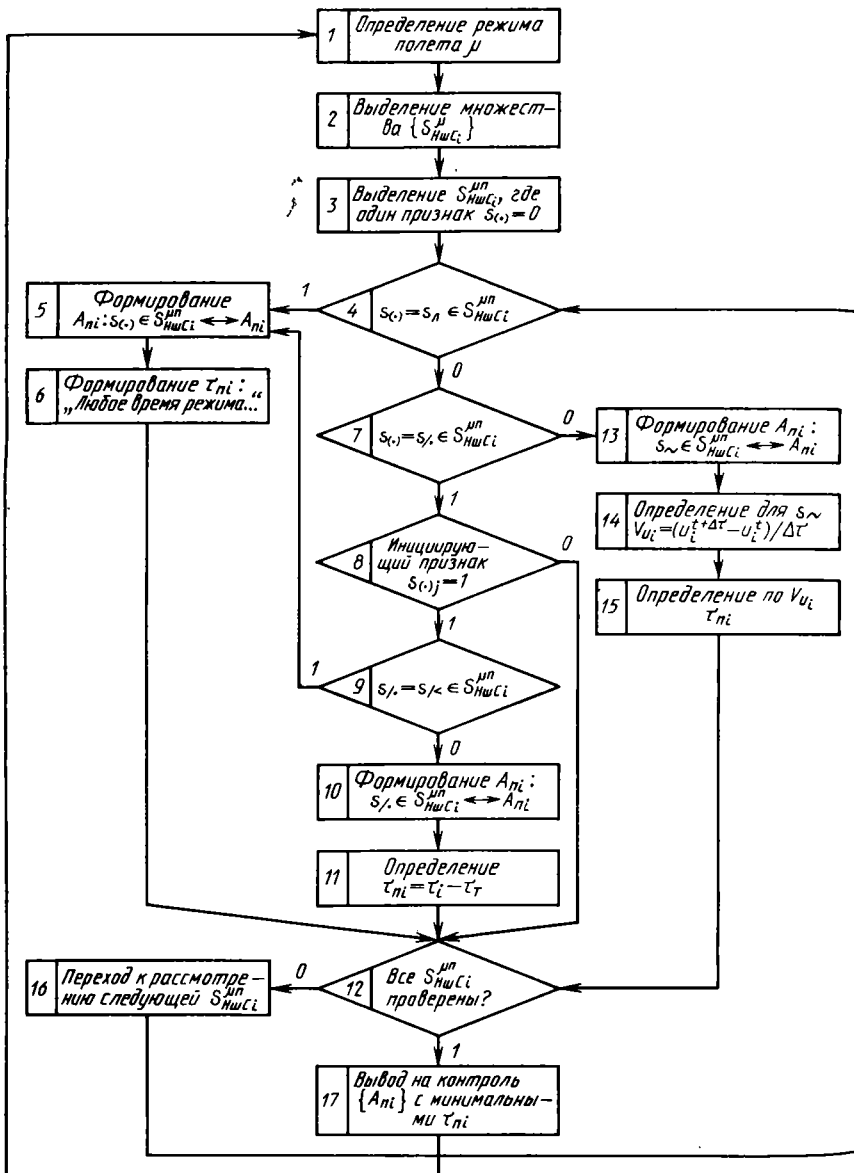


Рис. 32. Структурная схема алгоритма прогнозирования появления нештатных ситуаций

ются значения параметров u_i^t и $u_i^{t+\Delta\tau}$ соответственно. Затем определяется скорость его изменения

$$V_{u_i} = \frac{u_i^{t+\Delta\tau} - u_i^t}{\Delta\tau}$$

и строится прогноз времени до возникновения НшС:

$$\tau_{ni} = \frac{u_i^{t+\Delta\tau} - b_i}{V_{u_i}}, \text{ если } V_{u_i} < 0 \text{ и } u_i^{t+\Delta\tau} > b_i;$$

$$\tau_{ni} = \frac{a_i - u_i^{t+\Delta\tau}}{V_{u_i}}, \text{ если } V_{u_i} > 0 \text{ и } u_i^{t+\Delta\tau} < a_i.$$

Если $V_{u_i} < 0$ и $u_i^{t+\Delta\tau} < a_i$ или если $V_{u_i} > 0$ и $u_i^{t+\Delta\tau} > b_i$, а также в случае $V_{u_i} = 0$ прогнозируемая НшС снимается с контроля, так как тенденция изменения параметра говорит об «ухудше» от НшС. Аналогично снимаются с контроля прогнозируемые НшС по истечении контролируемого интервала времени или с окончанием режима μ , в котором их возникновение возможно.

Если прогнозируется возникновение нескольких НшС, то на контроль ставится одна или несколько НшС с минимальными временами прогноза их возникновения.

Алгоритм прогнозирования возникновения нештатных (аварийных) ситуаций показан на рис. 32.

8.3. ИДЕНТИФИКАЦИЯ НЕПРЕДВИДЕННЫХ НЕСТАТНЫХ (АВАРИЙНЫХ) СИТУАЦИЙ

Для решения задачи идентификации непредвиденных НшС вводится метрика в пространстве их признаков.

Метрика на параметрических признаках. Область возможных значений параметра u_n задана через $[u_n^H, u_n^B]$ (рис. 33). Внутри нее существует область $[a, b]$ допустимых значений этого параметра. При равномерном законе распределения значений параметра u_n в области $[u_n^H, u_n^B]$ степень r близости значения параметра к области $[a, b]$ оценивается следующим образом.

$$1. \text{ Если } \begin{cases} u_n^H = a, \text{ то } r = \frac{u_n - b}{u_n^B - b}, \\ u_n > b \end{cases}$$

$$2. \text{ Если } \begin{cases} u_n^B = b, \text{ то } r = \frac{a - u_n}{a - u_n^H}, \\ u_n < a \end{cases}$$

$$\begin{array}{l}
 3. \text{ Если } \left\{ \begin{array}{l} b < u_n^{\text{в}}, \text{ то } r = \frac{a - u_n}{a - u_n^{\text{н}}} \\ a > u_n^{\text{н}} \\ u_n < a \end{array} \right. \\
 4. \text{ Если } \left\{ \begin{array}{l} b < u_n^{\text{в}}, \text{ то } r = \frac{u_n - b}{u_n^{\text{в}} - b} \\ a > u_n^{\text{н}} \\ u_n > b \end{array} \right.
 \end{array}$$

Во всех случаях, если $a \leq u_n \leq b$, то $r=0$.

Метрика на логических признаках. Для логических признаков требуемое значение задается как $s_n=1$. Степень r близости значения такого признака в непредвиденной ситуации к требуемому может быть определена из соображения, что максимальное расстояние здесь равно одному признаку. Тогда $r=1$, если $s_n=0$; $r=0$, если $s_n=1$.

Метрика на комплексных логических признаках. Пусть задан комплексный логический признак

$$s_{\wedge} = \prod_{i=1}^J s_{(\cdot)_i},$$

представляющий собой конъюнкцию J признаков $s_{(\cdot)_i}$. Степень r близости его значения в непредвиденной ситуации к требуемому (в обучающей выборке) определяется степенями r_i близости к требуемым значениям входящих в его состав признаков. Величина r здесь может быть определена через расстояние Хемминга

$$r = \sum_{i=1}^J r_i.$$

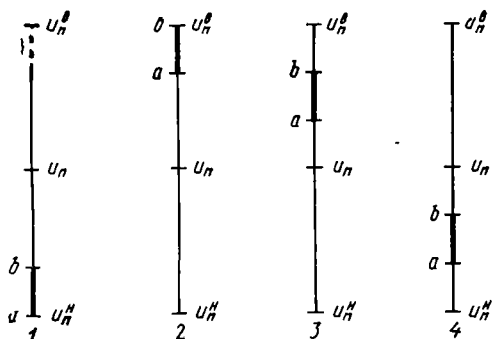


Рис. 33. Варианты расположения областей возможных и допустимых значений непрерывного параметра u_n : $u_n^{\text{в}}, u_n^{\text{н}}$ — верхнее и нижнее значения параметра u_n в области его возможных (допустимых) значений; 1, 2, 3, 4 — номера вариантов

Метрика на признаках последовательности. Требуемое значение признака $s_{/ <}$, описываемого отношением $s_{/ <} = s_{(\cdot)j} < s_{(\cdot)i}$, в обучающей выборке задается наличием двух последовательно расположенных признаков $s_{(\cdot)j}$ и $s_{(\cdot)i}$. Учитывая это, максимальное расстояние здесь равно двум признакам. В связи с этим в данном случае

$$r = 2, \text{ если } s_{(\cdot)j} = s_{(\cdot)i} = 0;$$

$$r = 1, \text{ если } s_{(\cdot)j} = 1 \text{ и } s_{(\cdot)i} = 0;$$

$$r = 0, \text{ если } s_{(\cdot)j} = s_{(\cdot)i} = 1.$$

Метрика на признаках интервала. В признаке интервала $s_{/t} = s_{(\cdot)i}(t_1, t_2) s_{(\cdot)j}$ требуемое значение также задается двумя признаками $s_{(\cdot)i}$ и $s_{(\cdot)j}$, разделенными интервалом времени $t_1 \leq t \leq t_2$. Этим обуславливается максимальное расстояние между этим значением и значением соответствующего признака в непредвиденной ситуации, равным 2. С учетом этого и непрерывности параметра t :

$$r = 2, \text{ если } s_{(\cdot)j} = s_{(\cdot)i} = 0;$$

$r = 1$, если $s_{(\cdot)j} = 1$ и $s_{(\cdot)i} = 0$ на всем контролируемом интервале времени $0 \leq t \leq t_B$ появления признака $s_{(\cdot)i}$;

$$r = \frac{t_1 - t}{t_1}, \text{ если } s_{(\cdot)j} = 1 \text{ и время появления признака } s_{(\cdot)i} \text{ равно } 0 \leq t \leq t_1;$$

$$r = \frac{t - t_2}{t_B - t_2}, \text{ если } s_{(\cdot)j} = 1 \text{ и время появления признака } s_{(\cdot)i} \text{ равно } t_2 \leq t \leq t_B;$$

$$r = 0, \text{ если } s_{(\cdot)j} = 1 \text{ и время появления признака } s_{(\cdot)i} \text{ равно } t_1 \leq t \leq t_2.$$

Метрика на признаках длительности. Требуемое значение признака $s_{/\tau} = s_{(\cdot)i}(\tau) s_{(\cdot)j}$ характеризуется тем, что при появлении входящего в него признака $s_{(\cdot)j}$ второй признак $s_{(\cdot)i}$ считается уже присутствующим, производится только определение выполнения условия, что длительность второго признака $s_{(\cdot)i}$ больше заданной, т. е. $t \geq \tau$. Таким образом, максимальное расстояние в данном случае не превышает одного признака. При таких условиях

$$r = \frac{\tau - t}{\tau}, \text{ если } s_{(\cdot)j} = 1 \text{ и имеет место наличие признака } s_{(\cdot)i} \text{ в течение времени } t < \tau;$$

$$r = 0, \text{ если } s_{(\cdot)j} = 1 \text{ и имеет место наличие признака } s_{(\cdot)i} \text{ в течение времени } t \geq \tau.$$

Метрика на признаках постоянства. В требуемом значении признака $s_{/const} = s_{\sim}(a, b; \tau_i)_{\vee (\cdot)j}$, так же как и в предыдущем случае, второй признак $s_{\sim i}$ считается присутствующим, если

первый $s_{(\cdot)j}$ уже появился. Необходимо только, чтобы изменения второго признака $s_{\sim i}$, представляющего собой непрерывный параметр u_i , укладывались в заданный интервал $[a, b]$ в течение $t \geq \tau_i$. С учетом этого максимальное расстояние здесь также соответствует одному признаку. Принимая во внимание указанные обстоятельства,

$$r^* = 1, \text{ если } s_{(\cdot)j} = 0;$$

$$r = \frac{\tau_i - t}{\tau_i}, \text{ если } s_{(\cdot)j} = 1, \text{ а } \Delta u_i \in [a, b] \text{ в течение времени } t < \tau_i;$$

$$r = 0, \text{ если } s_{(\cdot)j} = 1, \text{ а } \Delta u_i \in [a, b] \text{ в течение времени } t \geq \tau_i.$$

Метрика на признаках роста. Аналогично двум предыдущим случаям, в требуемом значении признака $s_{j+} = s_{\sim i}(a, b, \tau_i) + s_{(\cdot)j}$ входящий в него признак $s_{\sim i}$ обязательно присутствует, если признак $s_{(\cdot)j}$ уже появился. При этом прирост значения параметра u_i должен укладываться в интервал $[a, b]$, т. е. $\Delta u_i = (u_{i2} - u_{i1}) \in [a, b]$, где u_{i1} — значение параметра u_i в момент появления признака $s_{(\cdot)j}$, а u_{i2} — спустя τ_i . Очевидно, что и здесь максимальное расстояние от соответствующего признака непредвиденной ситуации до требуемого значения этого признака в обучающей выборке будет равно одному признаку, а степень близости признаков может измеряться следующим образом:

$$r = 1, \text{ если } s_{(\cdot)j} = 0;$$

$$r = 1 - \frac{u_{i2} - u_{i1}}{a}, \text{ если } s_{(\cdot)j} = 1, \text{ а } (u_{i2} - u_{i1}) < a;$$

$$r = \frac{(u_{i2} - u_{i1}) - b}{\Delta u_{i\max} - b}, \text{ если } s_{(\cdot)j} = 1, \text{ в } b < (u_{i2} - u_{i1}) \leq \Delta u_{i\max}, \text{ где } \Delta u_{i\max} \text{ — максимально допустимый прирост параметра } u_i \text{ в на-} \\ \text{блюдаемых условиях};$$

$$r = 0, \text{ если } s_{(\cdot)j} = 1 \text{ и } (u_{i2} - u_{i1}) \in [a, b].$$

Метрика на признаках снижения. Метрика для этих признаков задается так же, как и для признаков роста.

Метрика на признаках знака. В признаке $s_{j/\text{sgn}} = s_{\sim i}(\text{sgn}, \tau_i) s_{(\cdot)j}$ входящий в его состав признак $s_{\sim i}$ по аналогии с ранее описанными $s_{j\tau}$, $s_{j\text{const}}$ и s_{j+} присутствует, если признак $s_{(\cdot)j}$ уже имеет место. Обязательным условием в требуемом значении данного признака является прохождение значения параметра u_i через 0, т. е. выполнение условия $\text{sgn } u_i \neq \text{const}$. Исходя из этого максимальное расстояние здесь также равно одному признаку. Степень близости к выполнению этого условия будет определяться тем, насколько велико различие между максимальным $u_{i\max}$ и минимальным $u_{i\min}$ значениями параметра u_i на контролируемом в течение времени τ_i участке функционирования си-

стемы, что характеризует приближение значения параметра u_i к 0. Исходя из этого

$$r = 1, \text{ если } s_{(\cdot)j} = 0;$$

$$r = \frac{u_{i\min}}{u_{i\max}} \quad \text{если } s_{(\cdot)j} = 1, \text{ а } \operatorname{sgn} u_i = \operatorname{const};$$

$$r = 0, \text{ если } s_{(\cdot)j} = 1 \text{ и } \operatorname{sgn} u_i \neq \operatorname{const}.$$

Метрика на признаках кратности. Требуемое значение признака $s_{/N} = s_{(\cdot)i}(N_1, N_2; \tau_i) s_{(\cdot)j}$ характеризуется определенным числом k появлений ($N_1 \leq k \leq N_2$) входящего в него признака $s_{(\cdot)i}$ на интервале времени τ_i после появления признака $s_{(\cdot)j}$. При этом в момент появления признака $s_{(\cdot)j}$ признак $s_{(\cdot)i}$ считается уже присутствующим, что обуславливает величину максимального расстояния, равную одному признаку. Реально число появлений признака $s_{(\cdot)i}$ в течение времени τ_i может быть как меньше N_1 , так и больше N_2 , но не может превышать максимально возможного числа N_{\max} появлений данного признака. С учетом этого

$$r = 1, \text{ если } s_{(\cdot)j} = 0;$$

$$r = 1 - \frac{k}{N_1}, \text{ если } s_{(\cdot)j} = 1, \text{ а число } k \text{ появлений признака } s_{(\cdot)i} \text{ на интервале времени } \tau_i \text{ удовлетворяет условию } k < N_1;$$

$$r = \frac{k - N_2}{N_{\max} - N_2}, \quad \text{если } s_{(\cdot)j} = 1, \text{ а число появлений признака } s_{(\cdot)i} \text{ на интервале } \tau_i \text{ удовлетворяет условию } k > N_2;$$

$$r = 0, \text{ если } s_{(\cdot)j} = 1, \text{ а число } k \text{ появлений признака } s_{(\cdot)i} \text{ на интервале времени } \tau_i \text{ удовлетворяет условию } N_1 \leq k \leq N_2.$$

Метрика на признаках дискретности. Для признака $s_{/d} = z_i(z_{ik}; t_1 t_2) s_{(\cdot)j}$ требуемое значение может быть определено как принятие признаком z_i значения z_{ik} в интервале $t_1 \leq t \leq t_2$ после появления признака $s_{(\cdot)j}$. Легко заметить, что в данном случае максимальное расстояние от значения соответствующего признака в непредвиденной ситуации до требуемого значения равно двум признакам. Таким образом,

$$r = 2, \text{ если } s_{(\cdot)j} = 0, \text{ а } z_i \neq z_{ik};$$

$$r = 1, \text{ если } s_{(\cdot)j} = 1, \text{ а } z_i \neq z_{ik};$$

$$r = 0, \text{ если } s_{(\cdot)j} = 1, \text{ а } z_i = z_{ik}.$$

Метрика в пространстве признаков нештатной (аварийной) ситуации. Пусть в логическую функцию $S_{н.с.i}$ непредвиденной НшС $A_{н.с.i}$ входит J признаков $s_{(\cdot)j}$, каждый из которых характеризуется степенью r_i близости к требуемому значению соответствующего признака в логической функции S_j предусмотренной НшС, входящей в состав обучающей выборки. Тогда степень

близости образа непредвиденной НшС к образу предусмотренной НшС может быть определена через расстояние Хемминга:

$$r^A = \sum_{i=1}^J r_i.$$

Порядок решения задачи идентификации непредвиденных нештатных ситуаций. После обнаружения непредвиденной нештатной ситуации $A_{н.сi}$ и выделения ее признаков $\{s_{(\cdot)j}^{н.с}\}$ фиксируется число J этих признаков и значения:

для параметрических признаков $s_{\sim i}$: имя и значение параметра u_i ;

для логических признаков $s_{\sim i}$: имя и значение разовой команды (сигнала) Y_i ;

для признаков последовательности $s_{/<}$: имя и значения предшествующего $s_{(\cdot)j}$ и последующего $s_{(\cdot)i}$ признаков;

для признаков интервала $s_{/t}$: имя и значения инициирующего $s_{(\cdot)j}$ и инициируемого $s_{(\cdot)i}$ признаков, а также t , прошедшее после появления инициирующего признака до момента появления инициируемого признака;

для признаков длительности $s_{/\tau}$: имя и значение инициирующего $s_{(\cdot)j}$ признака, имя и длительность τ_i наличия инициируемого $s_{(\cdot)i}$ признака;

для признаков постоянства $s_{/const}$: имя и значение инициирующего $s_{(\cdot)j}$ признака, имя и длительность τ_i сохранения постоянства ($\Delta u_i \in [a, b]$) инициируемого $s_{\sim i}$ признака;

для признаков роста $s_{/+}$ и снижения $s_{/-}$: имя и значение инициирующего $s_{(\cdot)j}$ признака, имя и значение контролируемого параметра u_i : в момент появления инициирующего признака — u_{i1} и через контролируемое время τ_i после этого — u_{i2} ;

для признаков знака $s_{/sgn}$: имя и значение инициирующего признака, имя и наибольшее u_{imax} , а также наименьшее u_{imin} значения контролируемого параметра u_i на заданном интервале времени τ_i ;

для признаков кратности $s_{/N}$: имя и значение инициирующего $s_{(\cdot)j}$ признака, имя и число k появлений контролируемого $s_{(\cdot)i}$ признака на заданном интервале времени τ_i ;

для признаков дискретности $s_{/д}$: имя и значение инициирующего $s_{(\cdot)j}$ признака, имя и значение инициируемого признака $s_{(\cdot)i}$ в момент времени $t_1 \leq t \leq t_2$.

После фиксации числа и значений признаков обнаруженной непредвиденной НшС из обучающей выборки (логических функций, предусмотренных НшС) производится выбор тех логических функций S_k , в которых номенклатура содержащихся признаков включает всю номенклатуру признаков, входящих в состав логической функции $S_{н.сi}$ непредвиденной ситуации. При этом логическая функция S_k может содержать кроме признаков логической

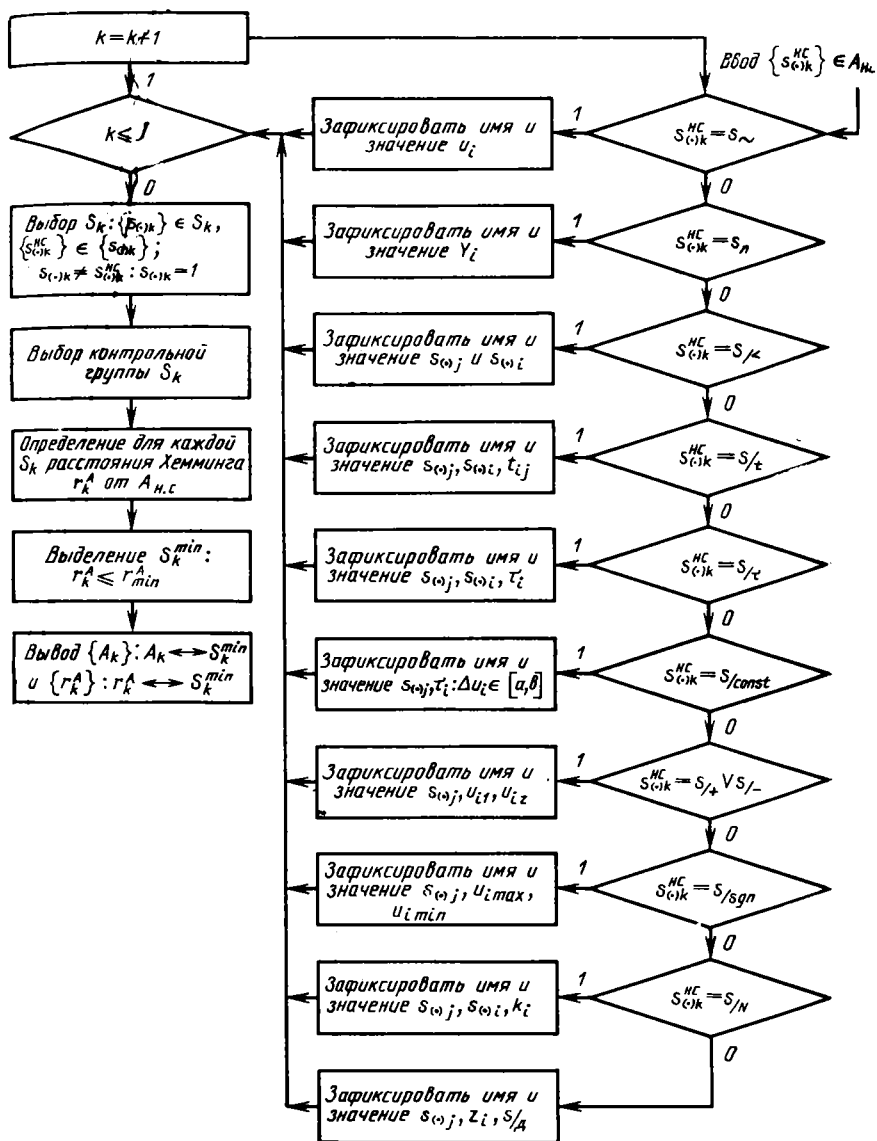


Рис. 34. Структурная схема алгоритма идентификации непредвиденных не-штатных ситуаций

функции $S_{n.ci}$ и другие признаки, но их значения должны быть равны 1. Из сформированной группы логических функций производится выделение контрольной группы, у которой для признаков $s_{(i)} \neq 1$ имеет место следующее:

параметрический признак $s_{\sim i}$ должен содержать тот же контролируемый параметр u_i , что и в непредвиденной ситуации $A_{n.ci}$;

логический признак $s_{\wedge li}$ должен содержать ту же разовую команду (сигнал), что и непредвиденная ситуация $A_{n.ci}$;

в остальных признаках: последовательности $s_{/ <}$, интервала $s_{/i}$, длительности $s_{/ \tau}$, постоянства $s_{/const}$, роста $s_{/+}$, снижения $s_{/-}$, знака $s_{/sgn}$, кратности $s_{/N}$ и дискретности $s_{/д}$ — должен содержаться иницирующий признак $s_{(i)j}$, имя которого совпадает с именем соответствующего признака в непредвиденной ситуации $A_{n.ci}$.

Для каждой логической функции S_k , входящей в контрольную группу, определяется расстояние Хемминга r_i^A от образа непредвиденной ситуации $A_{n.ci}$. При этом используется описанная выше метрика в пространстве признаков нештатных ситуаций. Затем выделяются те логические функции S_k^{min} , которые минимально удалены от образа непредвиденной ситуации (минимальное расстояние $r_{i \min}^A$ или число таких ситуаций n_{\min} задается). Для этих логических функций указываются имена $\{A_i\}$ соответствующих нештатных ситуаций и расстояния $\{r_i^A\}$ до них.

Структурная схема алгоритма идентификации непредвиденных нештатных (аварийных) ситуаций показана на рис. 34.

8.4. ОБОБЩЕННЫЙ АЛГОРИТМ ДЕЙСТВИЙ ЭКИПАЖА И ПЕРСОНАЛА НАЗЕМНОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ В НЕШТАТНЫХ (АВАРИЙНЫХ) СИТУАЦИЯХ

При обнаружении нештатной (аварийной) ситуации в процессе полета ПКА экипаж действует в соответствии с определенным алгоритмом (рис. 35), который остается неизменным в любой НшС, в связи с чем он имеет название — обобщенный алгоритм действий (ОАД) экипажа в нештатных ситуациях. В данном алгоритме представляется возможным учесть тип НшС, степень ее опасности, влияние соотношения резерва времени и временных характеристик сеансов связи на выбор стратегии принятия и реализации решения экипажем, а также на порядок действий экипажа при условии наложения НшС друг на друга с учетом их возможного взаимовлияния. При этом предполагается, что указанные объективные характеристики НшС однозначно определяются экипажем и являются основными при выборе решения.

В соответствии с ОАД экипаж после обнаружения НшС регистрирует информацию о ней, после чего устанавливает факт,

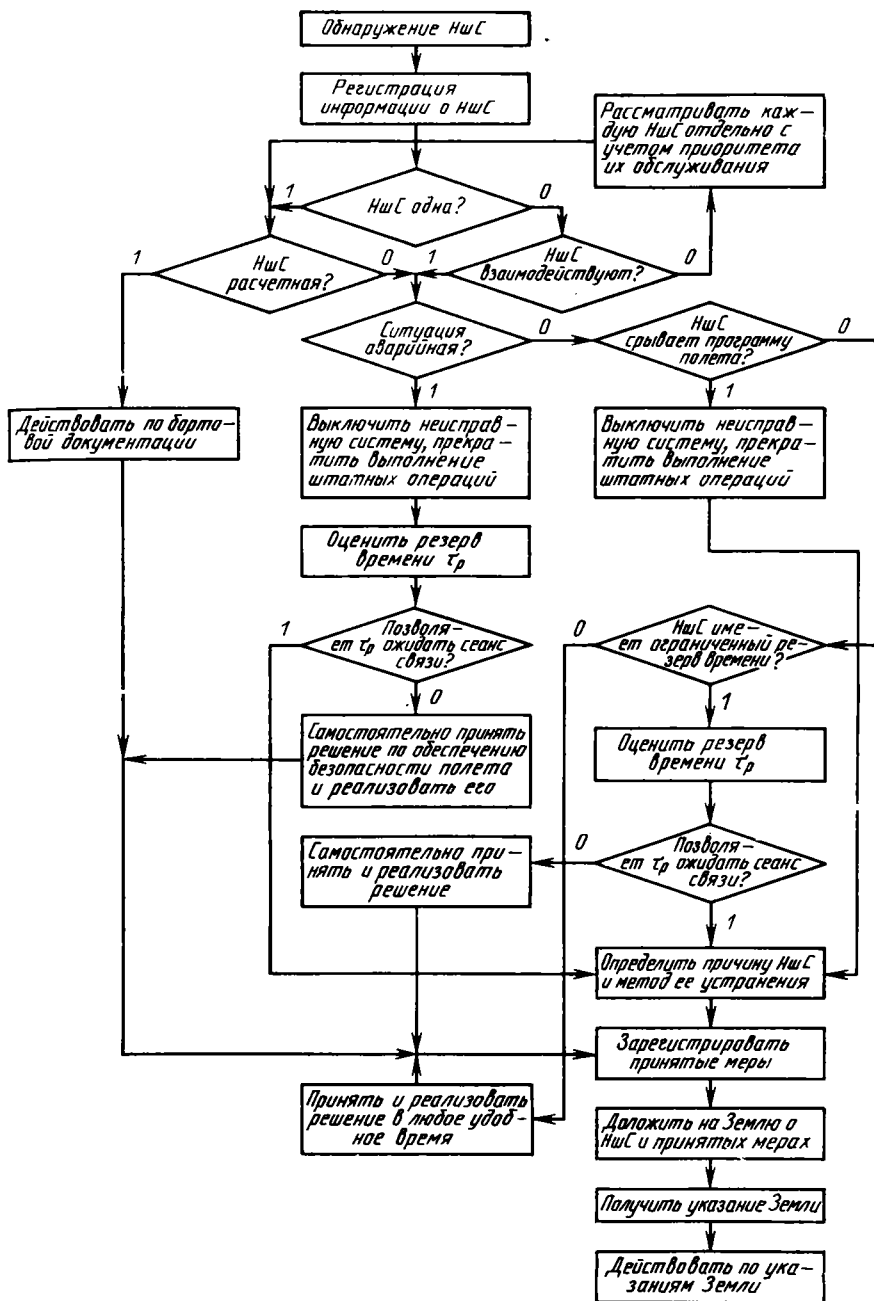


Рис. 35. Обобщенный алгоритм действий экипажа в нештатных ситуациях

произошло ли наложение НшС друг на друга. Если наложение НшС имеет место, то определяется наличие взаимодействия между ними. При наличии взаимодействия выход из НшС осуществляется по схеме, соответствующей нерасчетным ситуациям. Если взаимодействия не установлено, то выход из НшС осуществляется по каждой из них отдельно. При этом экипажем устанавливается дисциплина (приоритет) обслуживания НшС.

При последовательном обслуживании НшС в случае их наложения друг на друга или при их одиночном возникновении экипаж прежде всего должен выяснить, является ли данная ситуация расчетной. Если ситуация расчетная, то действовать необходимо в соответствии с бортовой документацией (БД). При этом в зависимости от причин возникновения, степени влияния на выполнение программы полета, характера развития и других особенностей НшС бортовая документация предусматривает следующие виды участия экипажа в реализации действий по выходу из нее:

выход из НшС в полном объеме (вплоть до ликвидации последствий НшС и продолжения выполнения программы полета);

частичный выход из НшС экипажем (локализация неблагоприятного воздействия аварийных факторов, прекращение развития НшС) с дальнейшими действиями по указанию Земли, полученному в сеансе связи;

действия только по указанию Земли.

В случае если ситуация — нерасчетная или имеет место взаимодействие между НшС при их наложении друг на друга, экипаж должен выяснить, является ли ситуация аварийной. При аварийной ситуации приоритет отдается обеспечению безопасности полета. В этом случае экипаж должен выключить неисправную систему, прекратить выполнение штатных полетных операций, оценить и обеспечить безопасность. Он оценивает имеющийся в его распоряжении резерв времени τ_r и на основании этого возможность ожидания очередного сеанса связи с Землей для подключения к решению задачи выхода из аварийной ситуации (в зоне связи) наземных служб управления полетом. Если такой возможности нет (резерв времени заканчивается до начала очередного сеанса связи или в течение определенного промежутка времени от его начала), то экипаж должен обеспечивать безопасность (принимать решение и реализовывать его) самостоятельно. Если же резерв времени в аварийной ситуации позволяет экипажу обратиться за помощью к Земле, то он ориентируется на использование этой возможности.

Если НшС не является аварийной, то осуществляется ее анализ с точки зрения влияния на выполнение программы полета ПКА (последствий). При этом каждая НшС может относиться к одному из трех следующих видов.

1. НшС срывает выполнение программы полета или полетной

операции (данный тип НшС характеризуется практически мгновенным влиянием на выполнение полетных операций и режимов, т. е. отсутствием резерва времени с точки зрения начала появления последствий для выполнения заданной программы полета).

2. НшС имеет ограниченное влияние на выполнение программы полета (в отличие от НшС 1-го типа здесь возможно сохранение заданной программы полета, резерв времени в этой НшС имеет ограниченное значение и позволяет реализовывать действия по выходу).

3. НшС практически не влияет на выполнение операций программы полета (резерв времени в ней фактически ограничен моментом завершения полета).

При возникновении безаварийной нерасчетной НшС 1-го типа экипаж должен прекратить выполнение штатных операций, выключить неисправную систему и ожидать сеанса связи с Землей, предпринимая при этом действия по определению причин НшС и разработке способа ее устранения.

В случае возникновения безаварийной нерасчетной НшС 2-го типа экипаж определяет резерв времени и возможность включения Земли в процесс решения задачи выхода из этой НшС. Если такая возможность есть, то экипаж должен ожидать очередной сеанс связи и ориентироваться на помощь Земли в принятии и реализации решения. Если же такой возможности нет, то экипаж самостоятельно принимает решение и реализует его.

При возникновении безаварийной нерасчетной НшС 3-го типа, характеризующейся отсутствием ограниченного резерва времени, экипаж реализует выход из нее в любое удобное для него время за счет использования временных резервов в запланированной программе полета или резервов, изыскиваемых экипажем, за счет сокращения времени на выполнение отдельных операций, а также сна, отдыха и т. п.

В любом случае экипаж обязан предпринимать действия по определению причин появления НшС и разрабатывать способ выхода из нее, регистрировать принятые им меры, в ближайшем сеансе связи с Землей докладывать персоналу наземного комплекса управления все сведения о возникшей НшС и принятых экипажем мерах, получить с Земли необходимые указания и действовать далее в соответствии с ними.

Обобщенный алгоритм действий персонала ЦУПа (рис. 36) в нештатных ситуациях имеет определенные отличия от ОАД экипажа. Они обусловлены, с одной стороны, большими возможностями Земли по анализу возникающих НшС, проверке гипотез о причинах появления этих ситуаций и разработке способов выхода из них, а с другой стороны, возможностью Земли реализовывать свои решения только в сеансах связи с ПКА.

После обнаружения НшС (наземный комплекс управления может сделать это только по информации, получаемой в сеансе

связи) персонал ЦУПа регистрирует данные о ней и проверяет, не произошло ли наложение НшС друг на друга. В остальном начальная часть алгоритма совпадает с уже описанной в ОАД экипажа.

Если по результатам обработки телеметрии и докладов экипажа установлено, что НшС является расчетной, то дальнейшие действия персонала ЦУПа строятся в соответствии с документацией по управлению полетом. В ней перечислены возможные причины возникновения расчетных НшС, что позволяет на основании учета особенностей поведения наблюдаемых параметров установить точную причину появления данной ситуации. Это позволяет персоналу ЦУПа, используя описание динамики развития НшС и информацию о ней с борта, определить фазу развития НшС и спрогнозировать ее развитие. Данные, содержащиеся в документации по управлению полетом в расчетных НшС (ожидаемый резерв времени или методика его расчета по текущим значениям контролируемых параметров состояния ПКА и характеру их изменения), совместно с результатами прогноза развития НшС обеспечивают персоналу ЦУПа возможность оценки резерва времени в возникшей НшС.

Если для выхода из расчетной НшС требуется затратить бортовые ресурсы ПКА, то для оценки реализуемости этой задачи персоналу ЦУПа необходимо, прежде всего, выяснить, каковы располагаемые ресурсы, и сопоставить их с потребными.

На основе результатов оценки ресурсов, выявленной причины возникновения НшС, прогноза ее развития и текущей фазы выбирается способ выхода из расчетной НшС из числа вариантов, приведенных в документации по управлению полетом.

После этого персоналу ЦУПа необходимо выяснить, позволяет ли имеющийся на момент принятия решения резерв времени ожидать сеанс связи. Если такая возможность имеется, то в очередном сеансе связи способ выхода реализуется через экипаж или бортовую автоматику ПКА. В противном случае персонал ЦУПа бессильен что-либо сделать и должен ждать в очередном сеансе связи доклада экипажа о предпринятых им действиях по выходу из этой ситуации.

По результатам выхода из НшС персонал ЦУПа должен скорректировать программу полета ПКА, что может быть осуществлено путем использования вариантов корректировки, содержащихся в документации по управлению полетом, с учетом текущего этапа полета.

Если в результате анализа выяснено, что возникшая НшС является нерасчетной или имеет место взаимодействие ситуаций при их наложении друг на друга, то первое, что выясняется, это — является ли она аварийной. При подтверждении факта аварийности персонал ЦУПа делает приближенную оценку располагаемого резерва времени с учетом зон сеансов связи и уста-

навливают, характеризуются ли сложившиеся условия дефицитом времени. Аналогично персонал ЦУПа поступает в тех случаях, когда нерасчетная ситуация является безаварийной, но влияет на выполнение программы полета ПКА (может вести к ее частичному или полному срыву).

Дальнейшие действия персонала ЦУПа зависят от дефицита времени на выход из НшС. В случае острого дефицита времени принимается упрощенный алгоритм действий в нерасчетных НшС. На основании имеющейся информации выдвигается наиболее вероятная гипотеза о причине, вызвавшей эту ситуацию. Опираясь на нее, оперативно, без детальной проверки, вырабатывается способ выхода из возникшей нерасчетной НшС. При этом желательной является такая программа действий, которая бы, удовлетворяя основной гипотезе, не ухудшала положения в случае, если справедливой окажется какая-либо из дополнительных гипотез. Разработанный способ выхода из НшС реализуется в ближайшем сеансе связи, после чего производится коррекция программы полета.

Если же ситуация характеризуется отсутствием дефицита времени или нерасчетная НшС является безаварийной и не влияет на программу полета, то алгоритм действий персонала ЦУПа предусматривает на начальном этапе выдвижение возможных гипотез о причинах появления данной ситуации, а затем их проверку как путем анализа логики работы бортовых систем и физики происходящих в них процессов, так и с помощью моделирования на специальных стендах или натуральных образцах систем. На основании этого устанавливается истинная причина нерасчетной НшС. После этого определяется фаза и делается прогноз развития этой ситуации, оцениваются резервы времени и ограничения по ресурсам. В результате разрабатывается способ выхода из нее и план его реализации. Работа персонала ЦУПа завершается выполнением выработанного плана через экипаж или бортовую автоматику ПКА и последующей коррекцией программы полета.

8.5. МЕТОДЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ АНАЛОГОВ, ТРЕНАЖЕРОВ И ИМИТАТОРОВ ДЛЯ ОПЕРАТИВНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА

Основная цель использования аналогов, тренажеров и имитаторов для оперативного обеспечения безопасности космического полета заключается в разработке с их помощью рекомендаций по выходу из непредвиденных нештатных ситуаций. Известно, что указанные средства создаются в первую очередь для других целей, а именно: для отработки проектных решений, подготовки космонавтов и испытаний космической техники. Их использование для оперативного обеспечения безопасности в процессе кос-

мического полета предъявляет к ним ряд дополнительных требований:

возможность моделирования НшС в широком спектре исходных данных и условий;

высокая оперативность привлечения этих средств для разработки рекомендаций по выходу из НшС;

возможность комплексирования указанных средств в процессе разработки рекомендаций;

обеспечение двухсторонней оперативной связи между экипажем и персоналом, привлекаемым к разработке рекомендаций; максимальная адекватность моделируемых условий.

Выполнение этих требований непосредственно связано с реализацией целого ряда технических и организационных решений.

Возможность моделирования НшС в широком спектре исходных данных и условий. Реализация этого требования вступает в определенное противоречие с использованием в качестве аналогов натуральных изделий, ввод НшС в которые сопряжен с большими трудностями. Частичное разрешение этой проблемы достигается за счет комплексирования в аналоге натуральных изделий с математическими моделями, реализуемыми на аналоговой и цифровой вычислительной технике. Однако специфические особенности натуральных изделий делают их в ряде случаев (например, при обработке ремонтных операций) незаменимыми.

Наиболее полно данное требование выполняется на цифровых тренажерах при правильном построении их математических моделей. Тем не менее, тренажер, представляя собой информационно-динамическую модель ПКА или его систем, далеко не всегда может быть использован для разработки рекомендаций по выходу из нештатных ситуаций. Особенно это проявляется, когда определяющими факторами в НшС являются окружающие условия. В этом случае ответ на вопрос надо искать с помощью имитаторов условий космического полета, которые сами по себе также обладают ограниченными возможностями по моделированию НшС.

Таким образом, выполнение требования моделирования в широком спектре исходных данных и условий связано не только с расширением возможностей каждого из упомянутых средств, но и с их комплексным использованием для разработки рекомендаций.

Высокая оперативность привлечения средств для разработки рекомендаций по выходу из НшС. Выполнение этого требования основывается, прежде всего, на высокой оперативной готовности аналогов, тренажеров и имитаторов к их использованию в процессе космического полета. Пути решения этого вопроса разные. Однако в основе их лежит воссоздание на указанных средствах в реальном или близком к реальному масштабе времени модели полета. Особенно необходим такой подход на насыщенных дина-

мическими операциями этапах полета. Поэтому тренажеры и аналоги, предназначенные для работы в режиме сопровождения полета, должны сопрягаться со средствами обработки телеметрической информации и обеспечивать ввод в них этой информации в реальном масштабе времени. Кроме того, должна предусматриваться возможность ввода в указанные средства также и неинструментальной информации.

Важными элементами повышения оперативной готовности аналогов, тренажеров и имитаторов к разработке рекомендаций являются:

определение до полета категорий НшС, которые можно воспроизвести на каждом из тренажеров, аналогов и имитаторов; четкое определение порядка перевода каждого из упомянутых средств из режима выполнения текущей работы в режим разработки рекомендаций;

выделение необходимых сил и средств для разработки рекомендаций по выходу из НшС в процессе полета и определение порядка их дежурства;

регламентация форматов сообщений, передаваемых из ЦУПа на средства моделирования и обратно.

Возможность комплексирования средств в процессе разработки рекомендаций. Комплексный характер факторов, сопровождающих появление НшС, а также сложность поиска вариантов выхода из этих ситуаций при ограниченных резервах времени на разработку рекомендаций требуют привлечения для этих целей в каждой НшС целого комплекса средств моделирования. Решение о способе выхода из НшС может быть найдено наиболее эффективно при координации действий персонала, работающего на всех привлекаемых к разработке рекомендаций средствах. Для того чтобы обеспечить это, необходима информационная связь между персоналом всех этих средств.

Обеспечение двухсторонней оперативной связи между экипажем и персоналом, привлекаемым к разработке рекомендаций. Наличие такой связи диктуется следующими обстоятельствами: определенными различиями в условиях выполнения работ на Земле и на борту космического аппарата; необходимостью уточнения некоторых неясных вопросов, возникающих в процессе разработки рекомендаций; потребностью экипажа в получении более достоверных и наглядных сведений о порядке выполнения действий по выходу из НшС; необходимостью ускорения процесса разработки рекомендаций благодаря объединению усилия экипажа и наземного персонала. Для обеспечения связи между ними могут привлекаться телефонный и телеграфный каналы связи. Однако наиболее эффективным видом связи в этих условиях является двухсторонняя телевизионная связь.

Максимальная адекватность моделируемых условий. В целом это требование не является новым: оно также остро стоит при

создании тренажеров, аналогов и имитаторов и для основных целей. Тем не менее, в связи с их использованием для сопровождения полета появляется ряд новых моментов. Например, известно, что тренажер обеспечивает нам, прежде всего, информационно-динамическое подобие реальному объекту. Если же мы собираемся его использовать для отработки выполнения ремонтных операций, то он должен обладать при этом еще и физическим подобием, что, к сожалению, не всегда совместимо с точки зрения удовлетворения тренажеров предъявляемым к ним требованиям. При разработке рекомендаций по выполнению ремонтных операций необходимо пользоваться только штатным бортовым инструментом и никакие условности здесь недопустимы. Особенно важно при этом учитывать влияние условий невесомости и конфигурации окружающего пространства, расположение оборудования и наличие средств фиксации. Все эти элементы должны в максимальной степени соответствовать полетным данным.

Реализация перечисленных выше требований на аналогах, тренажерах и имитаторах, привлекаемых к сопровождению космического полета, позволяет организовать их эффективное использование для разработки рекомендаций по выходу из нештатных ситуаций.

Все указанные средства обладают относительно высокой инерционностью, что при наличии в большинстве НшС малых резервов времени приводит к сравнительно редкому их использованию в процессе космического полета. Однако это никак не умаляет той большой роли, которую играют эти средства в обеспечении безопасности космических полетов, особенно в наиболее сложных НшС.

Порядок задействования в процессе космического полета средств наземного моделирующего комплекса для разработки рекомендаций по выходу из НшС следующий.

На основе информации, поступающей с борта ПКА в ЦУП, выявляется факт возникновения НшС, производится ее идентификация, устанавливаются располагаемые резервы времени, конечный результат выхода из НшС. В результате анализа этой ситуации ЦУПом определяется необходимость задействования средств наземного моделирующего комплекса для разработки рекомендаций. Исходя из категории НшС выбирается состав привлекаемых средств, после чего делается постановка задачи на моделирование.

Постановка задачи на моделирование содержит: словесное описание НшС, исходные данные на моделирование, цель моделирования (конечный результат выхода из НшС), срок выдачи рекомендаций.

Исходные данные на моделирование могут носить разный характер в зависимости от категории НшС. Так, например, при

постановке задачи на отработку динамических операций они должны содержать:

описание особенностей внешней визуальной обстановки на борту ПКА (дневная или ночная сторона орбиты, положение Солнца на дневной стороне, характер подстилающей поверхности и т. п.);

текущие инерционно-массовые и центровочные характеристики ПКА, характеристики исполнительных органов системы ориентации и управления движением, возмущающие моменты и т. п.; ограничения, накладываемые на моделирование.

При постановке задачи на выполнение ремонтных операций в состав исходных данных включаются:

место проведения работ (внутри или снаружи ПКА);

время их выполнения (в процессе полета экипажа, находящегося на орбите, или экипажа следующей экспедиции);

ограничения, накладываемые на проведение ремонтных работ (допустимая длительность работы в скафандрах, состав неисправного инструмента, требования техники безопасности и т. п.).

На основании сведений, содержащихся в постановке задачи, осуществляется подготовка средств моделирования, которая может проходить различно. Если привлекаемое средство находится в режиме сопровождения полета в реальном масштабе времени, то его подготовка сводится практически к вводу в него необходимых дополнительных исходных данных. Если же средство находится в режиме выполнения им основных функций, то в зависимости от срочности поставленной задачи принимается решение о завершении им основной работы или о переводе в режим сопровождения полета по специально составленному заранее плану. Если к моделированию привлекается сразу группа средств, то определяется приоритет их использования для разработки рекомендаций. Учитывая большую важность решения задачи выхода из НшС, решение других задач этими средствами до момента окончания работ по формированию рекомендаций прекращается.

После подготовки средств моделирования приступают к выполнению основной работы: разработке рекомендаций по выходу из НшС. По завершении этой работы должны быть выданы следующие данные: порядок действий по выходу из НшС, распределение функций между членами экипажа, обеспечение деятельности по выходу из НшС, порядок пользования документацией.

При указании порядка действий по выходу из НшС должны приводиться также сведения об их особенностях. Так, например, при выдаче рекомендаций по выполнению динамических операций, кроме состава и временных характеристик этих операций, необходимо указывать особенности внешней визуальной обстановки в период их выполнения и т. п.

Поскольку выход из НшС может сопровождаться непривыч-

ными видами деятельности, особенно важно указать, как при этом должен действовать каждый член экипажа ПКА.

Особенно важен при выдаче рекомендаций по выполнению ремонтных операций раздел обеспечения деятельности по выходу из НшС, в котором указываются: состав инструмента и принадлежностей, необходимые контрольно-измерительные устройства и аппаратура, применяемые расходные материалы и т. д.

К разработке указанных рекомендаций привлекаются наиболее опытные специалисты. Так, на тренажерах и имитаторах эту работу наиболее продуктивно могут выполнить дублирующий экипаж или специально подготовленный экипаж поддержки. Для этих же целей могут привлекаться и другие космонавты, хорошо знающие данный космический аппарат и имеющие хорошие операторские навыки. Привлечение космонавтов для разработки рекомендаций особенно целесообразно, так как они хорошо представляют особенности деятельности в космосе и при необходимости, используя каналы связи «Земля — борт» и «борт — Земля», могут быстро решить вопросы с экипажем ПКА. Кроме космонавтов к разработке рекомендаций на тренажерах могут привлекаться инструкторы, обучающие экипаж, а на имитаторах — специально подготовленные испытатели. В тех случаях, когда разрабатываются способы выполнения ремонтных операций, которые планируется выполнять во время полета следующей экспедиции, к этой работе может привлекаться ее основной экипаж. При этом совмещаются разработка рекомендаций и тренировки. В данном случае следует учитывать и некоторые другие особенности. Так, если разрабатываются предложения по выполнению ремонта экипажем ПКА, то персонал, участвующий в этом, может пользоваться только комплектом штатного бортового инструмента и имеющимися на борту приборами и расходными материалами. Если же работа проводится в интересах следующей экспедиции, то при необходимости для выполнения ремонта могут использоваться и дополнительные принадлежности. Следует иметь в виду, что все, что может потребоваться на аналогах, тренажерах и имитаторах для разработки рекомендаций, должно быть заранее размещено на них к началу космического полета.

В тех случаях, когда для разработки рекомендаций привлекается комплекс средств, могут потребоваться консультации обслуживающего их персонала, что реализуется через систему связи между ними по различным каналам (телефонным и телевизионным). В случае необходимости получения справок из ЦУПа может быть задействован соответствующий канал связи.

По завершении моделирования и разработки рекомендаций по выходу из НшС полученные данные по установленной форме передаются в ЦУП, где принимается окончательное решение о передаче их на борт или делается новая постановка задачи для уточнения некоторых данных.

ГЛАВА 9

АВАРИЙНО-СПАСАТЕЛЬНЫЕ ОПЕРАЦИИ

9.1. ПРИМЕНЕНИЕ СИСТЕМЫ АВАРИЙНОГО СПАСЕНИЯ

Основной особенностью обеспечения безопасности экипажа на участке выведения ПКА на орбиту является необходимость возможно более быстрого отделения и удаления космического аппарата или его части (капсулы) на безопасное расстояние от РН в случае появления реальной угрозы ее взрыва. При этом необходимо за время Δt с момента обнаружения признаков возникновения аварийной ситуации до воздействия на ПКА или капсулу с экипажем ударной волны (в случае взрыва РН) удалить их на безопасное расстояние

$$R \approx 52,74 \sqrt[3]{\left(\frac{p_n}{p_0}\right)^2 G_T \frac{1}{(\Delta p_{cp})^2}}, \text{ м,}$$

где p_n — атмосферное давление на данной высоте; p_0 — атмосферное давление у поверхности Земли; G_T — масса топлива, участвующего во взрыве, кг; Δp_{cp} — допустимое среднее давление во фронте ударной волны, кПа. Для этого случая

$$\Delta t = 36,79 \cdot 10^{-3} \frac{R}{\sqrt[3]{(\Delta p_{cp})^2}}, \text{ с.}$$

Тяговооруженность системы аварийного спасения (САС) ориентировочно можно определить из выражения

$$\bar{P} = \frac{P}{G} = \frac{2R}{at^2} + C_x q \frac{S}{G} + \cos \beta_0,$$

где C_x — аэродинамический коэффициент сопротивления отделяемой части ПКА; q — скоростной напор в момент отделения ПКА или его части от РН; S — площадь мидела отделяемой части; G — масса отделяемой части; a — кажущееся ускорение в момент отделения; P — тяга двигателя САС; β_0 — угол между направлением действия силы тяжести и тяги двигателя САС.

Масса двигателя САС определяется из выражения

$$G_{дв} = k \frac{\bar{P} \Delta t}{P_{yx}} G,$$

где k — коэффициент, учитывающий массу конструкции двигателя САС, равный $\sim 1,8 \dots 2,0$; $P_{уд}$ — удельная тяга двигателя САС.

С учетом приведенных выше выражений получим

$$G_{хв} = 1,94k \frac{\bar{P}}{P_{уд}} G \frac{1}{\sqrt[3]{(\Delta p_{ср})^4}} \sqrt[3]{\left(\frac{p_H}{p_0}\right)^2} G_T.$$

При выведении ПКА на орбиту можно выделить три наиболее характерных участка:

1) старта и дозвукового участка траектории. Основная задача здесь — поднять отделяемый отсек с экипажем на высоту безопасного и эффективного срабатывания парашютной системы;

2) значительного повышения донного сопротивления спасаемого отсека при его отделении от РН. Максимальная тяговооруженность здесь соответствует примерно моменту достижения максимального скоростного напора;

3) достижения максимальных продольных перегрузок. На этом участке тяговооруженность должна позволить преодолевать указанные нагрузки.

Учитывая особенности всех этих участков, итоговое значение тяговооруженности должно соответствовать суммарной тяговооруженности, обусловленной массой отделяемой части, скоростным напором и продольными перегрузками (рис. 37).

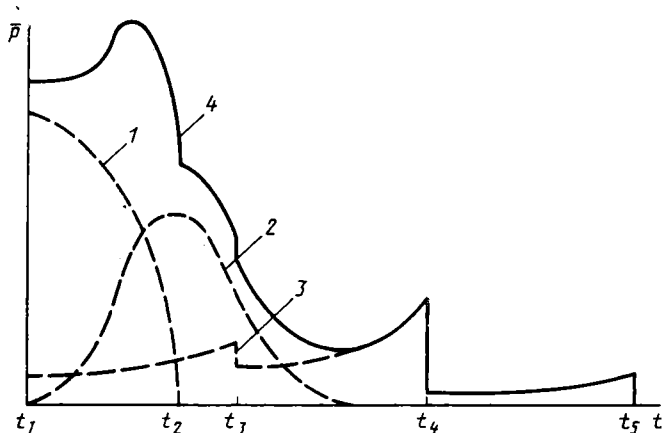


Рис. 37. Изменение потребляемой тяговооруженности \bar{P} САС, необходимой для отделения и удаления кабины с экипажем на безопасное расстояние в различные моменты времени участка выведения ПКА на орбиту:

t_1 — момент запуска; t_2 — момент достижения максимального скоростного напора; t_3 — конец работы первой ступени РН; t_4 — конец работы второй ступени РН; t_5 — конец участка выведения ПКА на орбиту; 1 — тяга, необходимая для преодоления массы отделяемой части ПКА; 2 — тяга, необходимая для преодоления скоростного напора; 3 — тяга, необходимая для преодоления продольного ускорения, получаемого от РН; 4 — суммарная потребляемая тяга двигательной установки САС

Поскольку двигательная установка САС должна функционировать также на таких высотах, где аэродинамические силы отсутствуют, тяга ее должна быть ограничена величиной, которая не вызовет превышение допустимых для экипажа перегрузок. Связано это с тем, что на больших высотах отсутствует лобовое сопротивление, уменьшающее ускорение аппарата.

Двигательная установка САС должна обеспечить также подъем на такую высоту, которая позволяет использовать при спуске посадочные средства. Она должна также уводить ПКА в сторону на безопасное расстояние, чтобы он не спустился на горящую РН.

После отделения спасаемой части ПКА от РН на определенном этапе необходимо погасить скорость спуска и обеспечить безопасное приземление экипажа. Чаще всего для этой цели используется парашютная система, масса которой $G_{п.с}$ определяется допустимой конечной скоростью приземления $V_{пр}$ ($\text{м} \cdot \text{с}^{-1}$) и массой G спасаемой части ПКА:

$$G_{п.с} = aV_{пр}^{-b}G,$$

где a и b — постоянные величины, ($a \simeq 12,6$; $b \simeq 2,0$).

9.2. СПАСЕНИЕ ЭКИПАЖА НА ОРБИТЕ

К числу возможных причин, приводящих к необходимости проведения спасательных операций на орбите, относятся:

невозможность перехода из станции в транспортный корабль (ТК);

невозможность отстыковки транспортного корабля от станции;

отказ в работе всех двигательных установок (ДУ) ПКА;

отказ всех источников энергоснабжения ПКА;

потеря ПКА устойчивости;

отказ систем, обеспечивающих ориентацию и стабилизацию пространственного положения ПКА;

невозможность приземления ПКА;

невозможность выполнения активных действий экипажем;

невозможность дальнейшего пребывания экипажа на ПКА.

Вероятность возникновения необходимости спасения экипажа при условии отсутствия таких случаев в практике космических полетов вообще или применительно к данному типу ПКА может быть определена из выражения

$$p_2 = 1 - \sqrt[n]{1 - \beta},$$

где p_2 — верхняя граница доверительного интервала (нижняя граница $p_1 = 0$); β — доверительная вероятность; n — число выполненных полетов на ПКА.

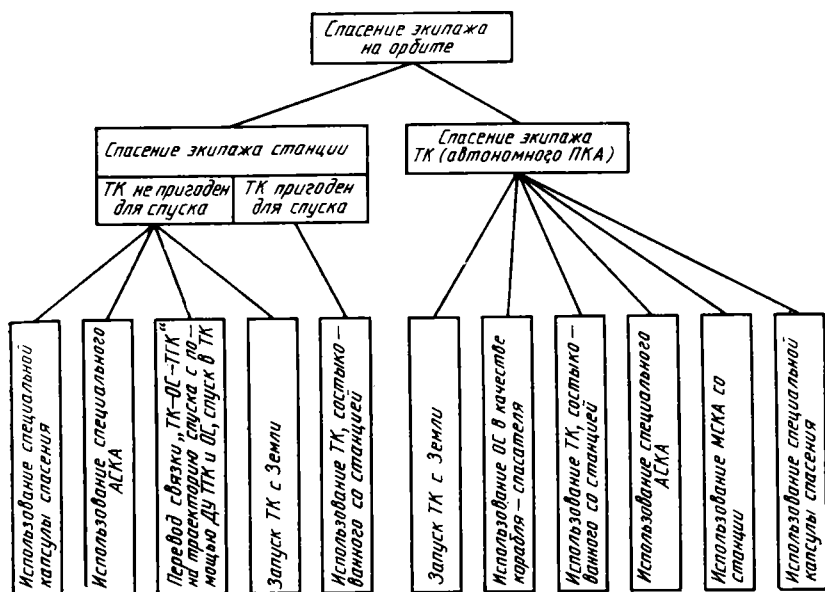


Рис. 38. Возможные способы спасения экипажа, терпящего бедствие на орбите

Возможны различные способы спасения экипажа, терпящего бедствие на орбите (рис. 38). Следует различать спасение экипажа, находящегося на орбитальной станции (ОС), и экипажа, находящегося на транспортном корабле до его стыковки со станцией или после отстыковки от нее (либо экипажа автономного ПКА).

При организации спасения экипажа с орбитальной станции, если авария касается только ее, может использоваться пристыкованный к ней транспортный корабль.

Если же авария возникла на транспортном корабле, находящемся в связке со станцией, то возможно использование следующих способов спасения экипажа.

Первый способ заключается в посылке на станцию с Земли нового транспортного корабля в автоматическом или пилотируемом варианте.

При втором способе спасения на станцию отправляется транспортный грузовой корабль (ТГК), который после стыковки со станцией используется для перехода всей связки на траекторию спуска с орбиты. Экипаж при этом возвращается на Землю в СА.

Третий способ представляет собой использование специального аварийно-спасательного космического аппарата (АСКА), находящегося в режиме постоянной готовности к полету.

Если ограничивающим фактором является дефицит времени,

то наиболее целесообразным способом спасения экипажа является применение специальной капсулы спасения.

Спасение экипажа транспортного корабля или автономного ПКА является более проблематичным ввиду ограниченности их запасов расходуемых средств. В этом случае также могут использоваться различные способы: запуск ТК с Земли, применение специального АСКА и специальной капсулы спасения. Однако при функционировании на орбите станции может использоваться еще ряд способов.

Первый способ — это применение в качестве корабля-спасателя самой орбитальной станции. Он может быть реализован при выполнении ряда условий: стыковочный узел станции должен быть свободен со стороны двигательной установки для обеспечения возможности ее включения; станция должна находиться на компланарной орбите; если взаимное положение корабля и станции не требует расхода большого количества топлива; если на терпящем бедствие корабле работоспособны координатные двигатели и система сближения.

Наиболее рациональным является второй способ — использование в качестве корабля-спасателя ТК, состыкованного со станцией. Он всегда готов к полету, не требует для выполнения полета ракеты-носителя, экипаж находится в готовности к полету, нет необходимости в консервации станции при отходе от нее ТК, поскольку на ее борту остается кто-то из членов экипажа.

Третий способ спасения экипажа ТК, терпящего бедствие на орбите, предполагает использование межспутникового космического аппарата (МСКА) при его наличии в комплексе станции.

Сравнительная оценка по критерию стоимости двух способов спасения экипажа с помощью использования специальной капсулы и АСКА производится следующим образом.

Положим, что стоимость полета ПКА, имеющего массу $G_{\text{ПКА}}$ равна $C_{\text{п}}$. Масса капсулы для спасения космонавта (экипажа) равна $G_{\text{с.к}}$. Стоимость вывода на орбиту ИСЗ единицы массы может быть определена как отношение стоимости полета ПКА к его массе. Тогда стоимость вывода на орбиту капсул спасения в серии из n полетов будет равна

$$C_{\text{с.к}} = \frac{C_{\text{п}} G_{\text{с.к}}}{G_{\text{ПКА}}} n. \quad (22)$$

Если принять вероятность возникновения потребности в проведении спасательных операций за P , а стоимость АСКА — за $C_{\text{п}}$, полагая, что используется переоборудованный для спасения серийный КА, то стоимость использования АСКА применительно к серии из n запусков ПКА будет равна

$$C_{\text{АСКА}} = n P C_{\text{п}}. \quad (23)$$

Вариант использования АСКА является более предпочтительным по сравнению с вариантом применения капсул спасения (по

критерию стоимости) в том случае, если $C_{АСКА} < C_{с.к.}$, или согласно (22) и (23), если

$$\frac{PG_{ПКА}}{G_{с.к}} < 1. \quad (24)$$

Размещать на борту ПКА капсулу спасения можно только за счет целевых систем (т. е. систем, предназначенных для решения задач, предусмотренных программой полета). Если массу капсулы спасения сделать равной массе целевых систем, то ПКА практически не сможет выполнять возложенных на него задач и эффективность полета может быть сведена к нулю. При таких условиях расчеты целесообразно вести не относительно массы ПКА, а относительно массы целевых систем.

Все приведенные выше соотношения справедливы только для крупных серий запусков однотипных ПКА. Действительно, если рассматривать одиночный запуск, то для него все равно необходимо иметь один АСКА, затрачивая на него полную стоимость $C_{п.}$. Это положение справедливо и для двух, и более ПКА в серии: в любом случае необходим по крайней мере один АСКА. Используя же капсулу спасения, затраты на нее с учетом количества ПКА в серии составят сумму средств, определяемую выражением (22). Представляет интерес случай, когда стоимость АСКА становится равной стоимости использованных капсул спасения, т. е. $C_{п.} = C_{с.к.}$

Отсюда может быть получено выражение для определения минимального числа запусков однотипных ПКА, при котором использование капсулы спасения является еще предпочтительным, $n = G_{ПКА} / G_{с.к.}$

Приведенные данные относятся к случаю, когда в качестве АСКА применяется серийный КА, переоборудованный в случае необходимости его использования для проведения операций спасения. Если же рассматривать специальный АСКА стоимостью $C_{п.с.}$, то следует учитывать его долговечность, характеризуемую временем $T_{д.}$ По истечении этого времени возникает необходимость в замене АСКА новым. Если проведение запусков данного типа ПКА планируется на заданный период $T_{з.}$, то необходимое число АСКА может быть определено из выражения: $m = T_{з.} / T_{д.}$, а стоимость таких АСКА соответственно будет

$$C'_{АСКА} = \frac{T_{з.}}{T_{д.}} C_{п.с.}$$

Вариант использования специальных АСКА будет предпочтительнее варианта использования переоборудованных в АСКА серийных ПКА только в том случае, если

$$C'_{АСКА} < C_{п.} \text{ при } nP < 1,$$

$$C'_{АСКА} < nPC_{п.} \text{ при } nP \geq 1.$$

При использовании АСКА наиболее рациональной представляется такая подготовка ПКА к пуску, при которой один из подготовленных к полету серийных КА постоянно находится в режиме дежурства как спасательный КА с выводом из этой категории по мере готовности к пуску последующего ПКА. При этом первый переводится в режим подготовки к штатному полету, а второй — в категорию спасательных.

При проведении спасательных операций АСКА может решать не только задачу непосредственного спасения экипажа, но и совершать полет в качестве ТК для пополнения необходимых для спуска с орбиты запасов терпящего бедствие ПКА или с целью перевода его на другую орбиту, с которой он может самостоятельно возвратиться на Землю. Возможно также использование беспилотного АСКА для доставки на терпящий бедствие ПКА капсулы спасения, обеспечивающей возвращение его экипажа на Землю.

При осуществлении полета по спасению экипажа следует различать три характерных этапа:

- 1 — с момента объявления тревоги до встречи с ПКА, терпящим бедствие;
- 2 — с момента встречи с ПКА, терпящим бедствие, до момента окончания операций по оказанию необходимой помощи;
- 3 — с момента отчаливания от ПКА, терпящего бедствие, до прибытия АСКА на Землю.

На продолжительность первого этапа оказывают влияние следующие факторы: наличие АСКА или одного из серийных ПКА; технологический цикл их подготовки к полету; готовность средств подготовки АСКА к запуску; возможность использования стартовой позиции; готовность обслуживающего персонала стартового комплекса для осуществления подготовки к запуску АСКА; готовность спасательного оборудования; наличие «окна» запуска; основные характеристики орбиты ПКА, терпящего бедствие; место расположения стартовой позиции АСКА.

При планировании операций по спасению необходимо принимать во внимание, что терпящий ПКА может быть «сотрудничающим», «несотрудничающим» и «представляющим угрозу».

В случае «сотрудничающего» ПКА предполагается возможное установление с ним связи, проведение стыковки и оказание содействия по проведению работ хотя бы частью членов его экипажа.

ПКА может стать «несотрудничающим» вследствие отказа системы стыковки или повреждения стыковочного узла, а также в результате отказа системы управления пространственным положением ПКА. К несотрудничающим относятся также ПКА, имеющие стыковочный узел, несовместимый со стыковочным узлом АСКА.

ПКА считается «представляющим угрозу», например, вследствие взрыва ядерных источников энергии и т. п.

До прибытия АСКА желательно, чтобы экипаж находился внутри терпящего бедствие ПКА, так как это в большинстве случаев обеспечивает его выживание и облегчает проблему поиска этого ПКА в космосе.

Одной из наиболее серьезных проблем, связанных со спасением, считается проблема спасения экипажа с вращающегося ПКА. Причинами его «закрутки» могут быть: столкновение двух ПКА, утечка атмосферы, разрыв сосуда высокого давления, неуправляемость двигательной установки. Жесткая стыковка с вращающимся ПКА маловероятна из-за сложности маневрирования и больших расходов топлива, а также из-за опасности повреждения АСКА вращающимся ПКА. Если экипаж не в состоянии покинуть вращающийся ПКА и перейти в АСКА, то должна проводиться операция по остановке его вращения, которая является очень важной частью спасения. Для этой цели требуется специальное оборудование, особые методы и приемы торможения. При этом могут использоваться как средства АСКА, так и внутренние средства терпящего бедствие ПКА. Однако применение первых более вероятно, чем вторых. Наличие на АСКА оборудования для определения скорости вращения терпящего бедствие ПКА имеет большое значение при проведении операций остановки вращения. Эвакуация экипажа проводится после остановки вращения.

Продолжительность второго этапа спасения экипажа в значительной степени зависит от состояния ПКА, терпящего бедствие, выбора оборудования для выполнения спасательных работ, а также квалифицированного подбора состава экипажа АСКА. При решении вопроса подбора состава экипажа АСКА следует учитывать необходимость в управлении АСКА при проведении аварийно-спасательных работ и обязательное наличие на борту специально подготовленного спасателя (спасателей).

Третий этап не имеет принципиальных отличий от подобных этапов полета других ПКА.

Продолжительность полета по спасению оказывает существенное влияние на выбор характеристик бортовых систем и запасов расходуемых средств обычного ПКА и АСКА.

9.3. ТРЕБОВАНИЯ К АВАРИЙНО-СПАСАТЕЛЬНОМУ КОСМИЧЕСКОМУ АППАРАТУ

Независимо от того, является ли АСКА специальным спасательным космическим аппаратом или переоборудованным для спасения экипажа, терпящего бедствие на орбите, серийным ПКА, он должен отвечать следующим требованиям:

1. Суммарное время подготовки АСКА к запуску, ожидания

«окна» запуска и выхода в точку встречи АСКА с ПКА, терпящим бедствие на орбите, не должно превышать времени выживания спасаемого экипажа.

2. Конструкция АСКА должна обеспечивать возможность перехода на него экипажа ПКА, терпящего бедствие на орбите, как через стыковочный узел, так и через открытый космос.

3. Бортовые системы и оборудование АСКА должны обеспечивать возможность сближения с ПКА, терпящим бедствие на орбите, независимо от того, является ли он «сотрудничающим» или нет.

4. АСКА должен иметь стыковочный узел, совместимый со стыковочным узлом ПКА, терпящего бедствие на орбите.

5. В случае невозможности стыковки с ПКА, терпящим бедствие на орбите, АСКА должен иметь средства обеспечения первичного механического контакта с этим космическим аппаратом.

6. На борту АСКА должны предусматриваться места для размещения собственного экипажа, экипажа ПКА, терпящего бедствие на орбите, а также оборудования, необходимого для проведения аварийно-спасательной операции.

7. Конструкция и оборудование АСКА должны обеспечивать возможность механического захвата ПКА, терпящего бедствие на орбите, с целью перевода «связки» на более низкую орбиту, с которой возможен спуск средствами спасаемого ПКА, или на траекторию спуска на Землю.

8. АСКА должен иметь достаточный запас топлива для осуществления встречи с потерпевшим кораблем при наиболее неблагоприятных условиях, а также для зависания и маневрирования в непосредственной близости от него и перемещения его экипажа в безопасное место.

9. На АСКА должен быть предусмотрен комплект оборудования, необходимого для проведения операций по спасению экипажа ПКА, терпящего бедствие на орбите, с учетом проведения работ как внутри, так и вне корабля.

10. АСКА должен иметь радиотехническую систему сближения, совместимую с соответствующей системой терпящего бедствие ПКА.

11. АСКА должен располагать средствами, обеспечивающими остановку ПКА, терпящего бедствие на орбите, в случае его вращения вокруг центра масс.

9.4. ОБЩАЯ СХЕМА СПАСЕНИЯ ЭКИПАЖА МНОГОРАЗОВОГО КОСМИЧЕСКОГО КОРАБЛЯ

Задачи, решаемые при спасении экипажа. Основным требованием обеспечения безопасности при возникновении нештатных ситуаций, не позволяющих выполнить запланированную программу полета, является спасение экипажа.

С началом полетов многоразовых космических кораблей (МКК) стал актуальным вопрос о спасении в нештатных ситуациях и самого космического корабля, поскольку в силу многоразовости его использования он стал более сложным в изготовлении и дорогостоящим. При этом для выполнения запланированной программы полетов используется всего несколько кораблей. В подобной ситуации потеря одного из них может нанести существенный ущерб выполнению запланированной программы. В связи с этим актуальной становится задача спасения экипажа вместе с МКК.

Однако такая постановка задачи не обеспечивает требуемой безопасности полета экипажа, поскольку спасение корабля с экипажем возможно только в определенных НшС. Поэтому более целесообразной является постановка двух задач: спасение космического корабля с экипажем и спасение экипажа.

При этом в случае возникновения НшС, не позволяющих выполнить запланированную программу полета, осуществляется спасение МКК с экипажем, а при невозможности решения этой задачи — спасается только экипаж.

Способы спасения экипажа в типовых НшС существенно зависят от этапа полета, для которого они задаются.

Для этапа *предстартовой подготовки* наиболее характерны пожаро- и взрывоопасные ситуации, которые могут быть следствием возгорания заправленных (заправляемых) компонентов топлива или других пожаро- и взрывоопасных веществ и газов. При возникновении таких НшС на этом этапе должны приниматься все необходимые меры для того, чтобы остановить процесс предстартовой подготовки, а в критических ситуациях — спасти экипаж, космический корабль и стартовый комплекс. Спасение материальной части может осуществляться с использованием специальных наземных и бортовых систем пожаро- и взрывопредупреждения и пожаротушения. Экипаж МКК необходимо быстро эвакуировать в защищенный бункер, используя специальные бортовые и наземные средства, а в особо критических ситуациях — посредством увода отделяемой кабины с помощью специальных двигателей или путем катапультирования.

Нештатные ситуации на этапе *выведения* могут привести к невозможности (нецелесообразности) выведения корабля на заданную орбиту. Они являются наиболее опасными для экипажа из-за быстротечности и необратимости возможных аварийных процессов, обусловленных наличием на ракете-носителе большого запаса топлива, дефицитом времени на выработку и принятие решений, сложными условиями для реализации спасения. В качестве типовых НшС для этого участка могут, например, рассматриваться отказы двигателей или системы управления ракеты-носителя без развития или с развитием пожаро- и взры-

воопасной ситуации, отказы жизненно важных систем космического корабля или исчерпание расходуемых ими ресурсов.

Спасение МКК с экипажем на этом этапе полета может осуществляться посредством использования энергии ракеты-носителя для придания дополнительной скорости и посадки МКК на один из основных или запасных аэродромов, быстрого отделения и увода корабля от аварийной ракеты-носителя за счет специально установленных на корабле двигателей и двигательной установки самого космического корабля или отделения корабля от отказавшей ракеты-носителя без использования двигателей с последующим приведением и посадкой на одном из заданных аэродромов. Спасение только экипажа может осуществляться посредством катапультирования, быстрого увода от аварийной ракеты-носителя в индивидуальных спасательных капсулах либо в отделяемой кабине с последующим спуском и посадкой на Землю.

Орбитальный полет. Отличительной особенностью орбитального полета с точки зрения обеспечения безопасности экипажа является многовариантность, предполагающая как выполнение задач полета в полном объеме, так и различные варианты их частичного выполнения при возникновении различных НшС.

Для предотвращения возникновения НшС, угрожающих безопасности экипажа, необходима тщательная проработка всех вариантов программы полета, всех планируемых операций. Поскольку быстрое спасение космического корабля и экипажа с орбиты невозможно, так как это связано с подготовкой и выполнением большого комплекса операций, то на этот случай целесообразно разработать один или несколько наиболее безопасных режимов полета. В случае возникновения АС космический корабль переводится в соответствующий безопасный режим полета, а экипаж переходит в наиболее безопасный отсек корабля. После этого вырабатывается решение о спасении корабля с экипажем или только экипажа одним из заранее предусмотренных способов. В качестве типовых НшС, не позволяющих выполнить запланированные задачи в орбитальном полете, могут рассматриваться: необеспечение требуемой орбитальной конфигурации космического корабля после выведения на орбиту или перед спуском, отказы жизненно важных систем корабля или исчерпание расходуемых ими ресурсов.

Спасение корабля с экипажем может осуществляться с использованием различных вариантов спуска с орбиты и посадки на один из заранее выбранных аэродромов. Варианты спуска и посадки зависят от схемы полета, используемых технических средств, обеспечения спуска и посадки, задач экипажа по управлению кораблем при спуске и посадке. Особое внимание при разработке способов спасения корабля с орбиты в НшС должно быть уделено упрощенным вариантам спуска и посадки с исполь-

зованием возможностей экипажа по управлению кораблем. Спасение только экипажа может осуществляться посредством спуска с орбиты в индивидуальных капсулах или отделяемой кабине, а также с использованием корабля-спасателя.

Нештатные ситуации на этапе *спуска и посадки*, приводящие к невозможности продолжения штатного полета, так же как и НшС на участке выведения, являются одними из наиболее опасных для экипажа. Кроме того, установка специальных технических средств для обеспечения спасения корабля и экипажа на этом участке наиболее затруднена, так как приводит к наибольшему увеличению массы и энергетики как корабля, так и ракеты-носителя.

В качестве типовых НшС, не позволяющих выполнить штатный спуск и посадку МКК на этом участке, могут рассматриваться: частичная (по отдельным каналам) или полная потеря кораблем управляемости, его отклонения от расчетной траекто-

Т а б л и ц а 26

Этапы полета	Типовые НшС	Способы спасения и их условные обозначения
Предстартовая подготовка	Пожаро- и взрывоопасная ситуация	Быстрая эвакуация экипажа из корабля в бункер (ЭЭ1 — эвакуация экипажа до старта)
Выведение	Отказ одного или нескольких двигателей ракеты-носителя	Спасение экипажа в отделяемой кабине посредством увода от аварийного ракетно-космического комплекса (УЭ — увод экипажа) Приведение корабля с экипажем для посадки на один из аэродромов с использованием энергетики ракеты-носителя с отказавшими двигателями (ПК — приведение корабля). В случае невозможности выполнить приведение и посадку — увод экипажа в отделяемой кабине (УЭ)
Орбитальный полет	Полный отказ ракеты-носителя Исчерпание резерва жизненно важных систем корабля	Довыведение корабля с экипажем на орбиту за счет энергетики ракеты-носителя с отказавшими двигателями и энергетики корабля в случае отказа двигателей на заключительном этапе выведения (ДО — довыведение на орбиту) Увод экипажа в отделяемой кабине (УЭ) Прекращение выполнения программы полета, спуск и посадка корабля с экипажем на один из аэродромов (ПП — прекращение полета). При невозможности завершить спуск и посадку — увод экипажа в отделяемой кабине (УЭ)

Этапы полета	Типовые НшС	Способы спасения и их условные обозначения
Орбитальный полет Спуск и посадка Эвакуация экипажа из корабля после посадки	Необеспечение требуемой конфигурации корабля перед спуском Отклонение от расчетной траектории спуска больше установленных пределов Выкатывание корабля с посадочной полосы Пожаро- и взрывоопасная ситуация	Спасение экипажа с помощью корабля-спасателя (КС — корабль-спасатель) Переход на режим управления с максимальным использованием возможностей экипажа (РУ — ручное управление). При невозможности завершить спуск и посадку — увод экипажа в отделяемой кабине (УЭ) Увод экипажа в отделяемой кабине (УЭ) Быстрая эвакуация экипажа из корабля (ЭЭ2 — эвакуация экипажа после посадки) Увод экипажа в отделяемой кабине от аварийного корабля (УЭ)

рии больше установленных пределов, нарушения требуемой конфигурации корабля при спуске и посадке, выкатывание корабля с посадочной полосы.

Спасение корабля с экипажем может осуществляться с помощью изменения схемы, траекторий и режимов спуска и посадки, использования резервных технических средств, обеспечивающих спуск и посадку, перераспределения функций по управлению кораблем между автоматикой и экипажем.

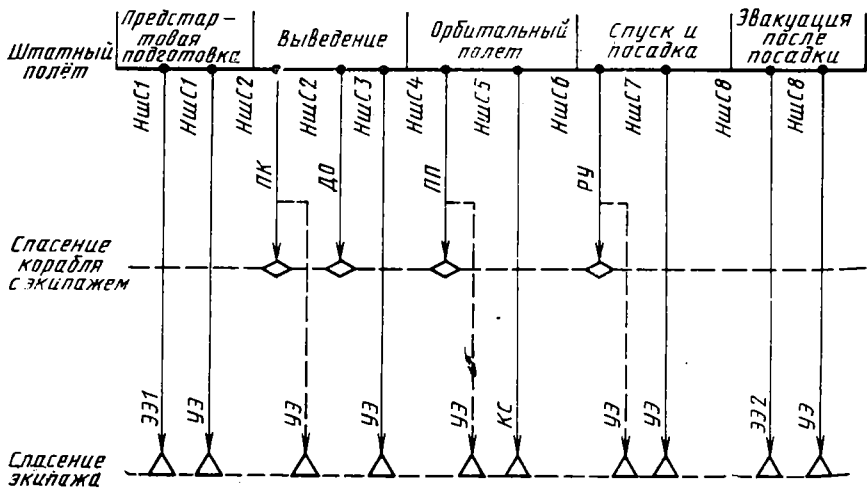


Рис. 39. Общая схема спасения экипажа (условные обозначения в соответствии с табл. 26)

Особое внимание при разработке способов спасения корабля в НшС при спуске и посадке должно уделяться использованию возможностей экипажа по управлению кораблем.

Спасение только экипажа при спуске и посадке может осуществляться путем использования катапультирования, индивидуальных капсул, отделяемой кабины.

На этапе *эвакуации экипажа из корабля после посадки* осуществляется выключение систем и приведение корабля в состояние, безопасное для экипажа и наземного персонала. Наиболее характерной типовой НшС для этого участка является пожаро- и взрывоопасная НшС, причинами возникновения которой, в частности, могут быть аэродинамический нагрев корабля на участке спуска, нерасчетные режимы посадки, отказы в работе технических средств корабля. Спасение корабля может осуществляться с использованием бортовых и наземных средств пожаро- и взрывопреупреждения и пожаротушения. Спасение экипажа — посредством экстренной эвакуации из корабля с использованием при необходимости резервных выходов и специальных бортовых и наземных средств, а в критических ситуациях — быстрым уводом экипажа от аварийного корабля на безопасное расстояние в отделяемой кабине или катапультированием.

В табл. 26 приведены способы спасения экипажа в типовых НшС, а на рис. 39 представлено графическое изображение схемы спасения экипажа МКК.

ГЛАВА 10

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ВЫЖИВАНИЯ ЭКИПАЖА ПКА В ЭКСТРЕМАЛЬНЫХ УСЛОВИЯХ ПОСЛЕ ВЫНУЖДЕННОЙ ПОСАДКИ

Вынужденная посадка или приземление (приводнение) ПКА может произойти в безлюдной труднодоступной местности в различных климатогеографических зонах (районах) земного шара: Арктике, тайге, пустыне, горах, джунглях, Мировом океане. При некоторых обстоятельствах экипаж может в течение длительного времени оказаться в условиях автономного существования, благоприятный исход которого во многом определяется умением выживать.

На процесс выживания оказывают влияние различные факторы, которые можно разделить на две основные группы (рис. 40): способствующие и препятствующие выживанию.

К первой группе факторов относятся: наличие эффективных средств выживания, поиска и эвакуации; высокий уровень подготовленности космонавтов к действиям в экстремальных условиях после посадки; высокие морально-волевые качества и психофизиологическая устойчивость организма к воздействию экстремальных факторов окружающей среды.

Вторая группа факторов включает: неблагоприятные факторы космического полета (невесомость, перегрузки, факторы, вызвавшие аварийную посадку и т. п.); снижение физической и психологической активности, обусловленное чувством страха, одиночества, утомлением, морской болезнью и т. п.; неблагоприятные факторы различных климатогеографических зон (высокие и низкие температуры, хищная и ядовитая фауна, неблагоприятные гидрометеорологические условия и т. д.); последствия аварийной посадки (стресс, травмы, физическая боль и т. д.).

10.1. ОСОБЕННОСТИ РАЗЛИЧНЫХ КЛИМАТОГЕОГРАФИЧЕСКИХ ЗОН

Арктика — обширная область северного полушария, включающая окраины материков Евразии и Северной Америки, почти весь Северный Ледовитый океан с островами (кроме прибрежных островов Норвегии), а также прилегающие части Атлантического и Тихого океанов. Южная граница Арктики совпадает с южной границей зоны тундры, где средняя температура июля не превы-

шает 10°C. Площадь Арктики около 27 млн. км², иногда ее ограничивают с юга Северным полярным кругом (66°33' с. ш.); в этом случае площадь — 21 млн. км². Арктика заселена крайне редко. В современном международном праве закреплено разделение Арктики на пять секторов, основанием которых служат северные границы СССР, США, Канады, Дании (Гренландия) и Норвегии, боковыми границами — соответствующие меридианы, вершиной — Северный полюс.

Советская Арктика ограничена меридианами 32°4'35" в. д. на западе и 168°49'30" з. д. на востоке, площадь — около 9 млн. км² (6,8 млн. км² приходится на водное пространство). По особенностям рельефа в Советской Арктике выделяют: шельф с островами материкового происхождения и прилегающими окраинами материков и Арктический бассейн. Область шельфа занята окраинными морями — Баренцевым, Белым, Карским, Лаптевых, Восточно-Сибирским и Чукотским. Рельеф суши Советской Арктики преимущественно равнинный, местами, особенно на островах, гористый. Центральная часть — Арктический бассейн, область глубоководных котловин (до 5527 м) и подводных хребтов.

Большая часть поверхности Ледовитого океана и окраинных морей круглый год закована в ледяную панцирь толщиной 2,5...3 м. Эти ледяные поля непрерывно перемещают-

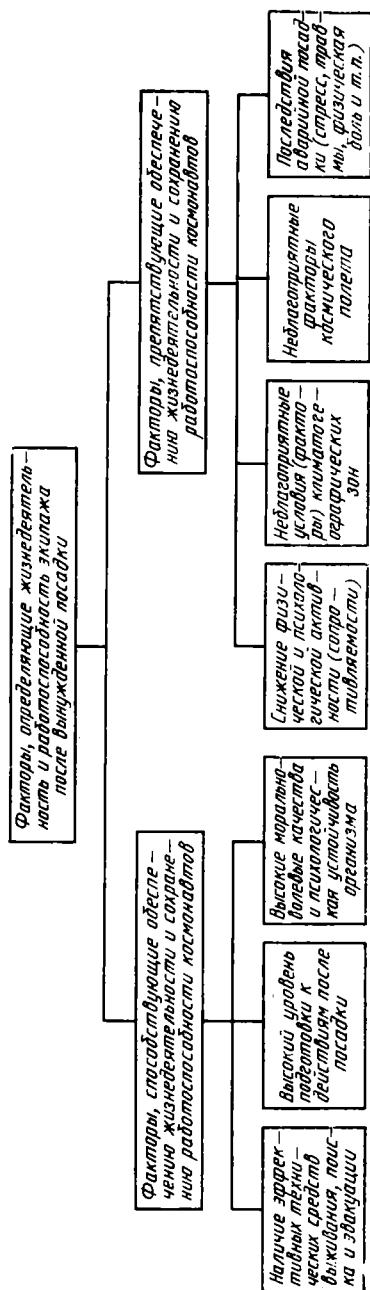


Рис. 40. Факторы выживания

ся. Они движутся то медленно, едва преодолевая 1...2 км в сутки, то за 24 ч покрывают расстояние в 40...45 км. Из-за неравномерного перемещения (дрейфа) ледяных полей происходят столкновения льдов, приводящие к образованию гряды крупных торосов из громоздящихся друг на друга льдин. В открытом океане высота торосов обычно не превышает 3...4 м, но в прибрежных районах она может достигать 10 и более метров.

Основная климатическая особенность Арктики — длительность периода времени с низкими температурами и низкий радиационный баланс. Среднегодовая температура воздуха в Арктике никогда не поднимается выше нуля, а среднемесячная в зимнее время понижается до минус 40°C. Минимальная температура побережья арктических морей достигает минус 50...55°C. В центральном Полярном бассейне самая низкая зарегистрированная температура составляет минус 50°C. В летний период года температура воздуха выше нуля наблюдается в юго-западной части Карского моря в течение 59 (мыс Челюскина) ... 109 (о. Вайгач) дней. В море Лаптевых и Восточно-Сибирском море положительные температуры держатся до 87 суток. В центральном Полярном бассейне, в районах, прилегающих к Северному полюсу, положительные температуры воздуха наблюдаются в первых числах июля, однако они не превышают 1,5...3°C.

В летний период года наблюдаются сильные туманы. В течение только двух летних месяцев наблюдается до 24 туманных дней. Вероятность пасмурного дня осенью превышает 0,8. Частые туманы затрудняют ориентирование и передвижение в Арктике.

Особую суровость арктическому климату придает сочетание низких температур с сильными ветрами. Наиболее сильные ветры (20...25 м/с), сопровождающиеся снегопадами, наблюдаются в зимнее время.

Световой режим Арктики своеобразный. Смена дня и ночи на 66-й параллели происходит равномерно, а далее к северу более продолжительнее становится полярный день летом и полярная ночь зимой. Так, на 70° с. ш. полярный день длится 71 сутки, полярная ночь — 59 суток, а на 90° с. ш. их продолжительность — 190 и 175 суток соответственно.

Растительный мир Арктики представлен преимущественно мхами и лишайниками различных видов. На архипелагах и островах известно около 350 видов различных растений, принадлежащих к 38 семействам злаковых крестоцветных, камнеломковых и др. Летне-осенняя тундра богата грибами.

Животный мир Арктики разнообразен. В тундре имеются стада диких северных оленей и стаи волков, водятся лисы и песцы. «Хозяин» Арктики — белый медведь. Очень богата Арктика птицами (особенно летом). Их там более 150 видов (чистики, чайки, гагары, казарки, гаги, гуси и т. д.). Морские

млекопитающие — нерпа, лахтак, морж, тюлень; рыбы — треска, голец, пикша, омуль, лосось, горбуша, муксун. Особенностью фауны Арктики является отсутствие пресмыкающихся. Но зато мир насекомых весьма представлен. В теплое время года в тундре появляются мириады кровососущих насекомых (комары, мошки, черные мухи, оводы).

Зарубежная Арктика включает северные районы Аляски и Канады, Гренландию, о. Ян-Майен и архипелаг Свальбард (Шпицберген) вместе с примыкающими к ним полярными морями. Общая территория зарубежной Арктики более 17 млн. км², из которых 13 млн. км² составляют полярные моря Ледовитого океана — Бофорта, Гренландское, Чукотское и крупные заливы с самостоятельным гидрологическим режимом — Баффинов и Гудзонов. Климат, рельеф, животный и растительный мир имеют много сходных черт с соответствующими компонентами природы Советской Арктики.

Главный постулат выживания в Арктике в условиях низких температур — поддержание теплового баланса организма.

Тайга — зона обширных хвойных лесов (занимает около 10% суши Земли), протянувшаяся от Скандинавии до берегов Тихого океана, от полярной тундры до отрогов Тянь-Шаня; высокоствольные приенисейские боры с их бесконечными непроходимыми зарослями; западно-сибирский величайший в мире болотный массив; карело-кольские ландшафты с густой сетью озер, коротких, порожистых речек и моховых болот; печорские сосновые чащи с их лугами, холмами и скалами, поросшими лишайниками; светлые кедровые леса Восточной Сибири; густые дебри Уссурийского края с широколиственными и субтропическими породами. К этой зоне можно отнести леса Северной Америки и Канады.

Климат тайги своеобразен: короткое жаркое лето с температурой 27 ... 30°C, хмурая ветреная осень со среднесуточной температурой 0 ... 10°C, ранняя зима с 40 ... 55-градусными морозами.

Животный мир тайги: олени, косули, лоси, кабаны, медведи, волки, россомахи и другие таежные хищники. Семейство грызунов представлено белкой-летягой, бурундуком, зайцем и др. Многочисленные птицы разнообразных пород — дятлы, клесты, тетерева, рябчики, глухари. Таежные водоемы очень богаты разнообразной рыбой. Настоящий бич тайги — летающие кровососущие комары и мошки. В Уссурийском крае большую опасность представляют клещи — переносчики тяжелого заболевания — энцефалита.

Главная особенность выживания в тайге — защита от таежных хищников и опасных насекомых — переносчиков заболеваний.

Пустыня — крайне засушливая область с постоянно сухим

и жарким климатом, бедная водой и растительностью. Пустыни занимают около одной пятой поверхности суши.

В Африке пустыням принадлежит почти вся северная часть материка, от 12 ... 15° с. ш. до берегов Средиземного моря. Крупнейшая пустыня Южной Африки Намиб протянулась от побережья Атлантического океана на юго-восток по долине реки Оранжевой. В южной части материка лежит также каменная полупустыня Калахари.

В Азии пустыни почти полностью охватывают территорию Аравийского полуострова (кроме горных районов), переходя далеко на восток в Иран, Белуджистан, Афганистан и индийскую пустыню Тар. В азиатской части СССР крупными пустынями являются Каракумы и Кызылкум.

В Северной Америке зона пустынь тянется вдоль Калифорнийского залива, простираясь от Нижней Калифорнии в область Нижнего Колорадо и бассейн Большого Соленого озера. В центральных областях Мексики пустыни расположены между 20° и 30° с. ш.

В Австралии пустыни охватывают более половины материка сплошными песчаными массивами.

Размеры пустынь весьма различны. Сахара занимает 7 ... 8 млн. км², почти 25% всей площади Африканского континента; Каракумы — около 350 тыс. км²; Кызылкум — около 300 тыс. км²; пустыня Атакама, вытянувшаяся вдоль побережья Южной Америки (между 22 ... 27° ю. ш.), образовала тысячекилометровую полосу, ширина которой не превышает 80 км.

Климат пустынь характеризуется высокими температурами воздуха. Средняя температура в тени в летнее время превышает 25°C, нередко достигая 50°. Очень высокая температура (+58°) была зарегистрирована в Эз-Завии (в Ливии). Рекорд по положительным температурам принадлежит Сахаре. Он равен 63°C в тени. Чрезвычайно велика интенсивность прямой солнечной радиации. Годовая суммарная радиация в Северной Африке составляет 200 ... 220 ккал/см² (в средней полосе, под Ленинградом — 80 ккал/см²). Под солнечными лучами почва нагревается до 70 ... 80°C. Металлические предметы настолько раскаляются, что прикосновение к ним может вызвать ожог.

В пустынях тропического пояса (Сахара, Атакама) нет четко выраженной смены времени года, но все же зимний период более благоприятен для существования человека. В октябре-марте в северном полушарии и в апреле-сентябре — в южном средняя температура не поднимается выше 10 ... 12°C. Минимальная ночная температура редко опускается до 0°C, однако в декабре-феврале на возвышенных местах нередки заморозки с понижением температуры до минус 14°C. Днем с восходом солнца температура быстро повышается, достигая 25 ... 30°C.

Важнейшая особенность пустыни — крайняя скудость осад-

ков. В течение года их выпадает не более 100 ... 200 мм, а в ряде районов Ливийской и Нубийской пустынь их количество приближается к нулю. Влажность воздуха пустынь в дневное время колеблется в пределах от 5 ... 20%, повышаясь ночью до 20 ... 60%.

Климат внетропических пустынь (Каракумы, Кызылкум, Гоби) отличается от пустынь тропической зоны прежде всего холодной, суровой, бесснежной зимой. В Гоби, например, она длится около 6 месяцев без оттепелей, с морозами до минус 40°C.

Ветры пустыни в летнее время, как правило, жаркие, сухие, пыльные, отличающиеся постоянством направления, длительности, частоты появления, и нередко переходящие в пыльную бурю. Температура воздуха в это время повышается до плюс 48 ... 50°C в тени.

Пустыни бывают песчаные, глинистые, каменистые, солончаковые и др. Одной из самых больших песчаных пустынь является Такла-Макан, расположенная между Памиром, Тянь-Шанем и Тибетом на 1200 км с запада на восток и на 500 км с севера на юг. Большая часть территории Калахари, свыше 70% Сахары представляют собой бескрайние каменистые плоскогорья, разделенные долинами и впадинами. Поверхность их усеяна кремневой щебенкой. Для пустынь Средней Азии и Аравийского полуострова весьма характерны так называемые такыры — огромные участки, покрытые гладким твердым глинистым слоем, растрескавшимся на бесчисленные 4 ... 6-гранные плитки. Но чаще всего пустыни представляют сложную мозаику каменистых и глинистых плато; всхолмленных песков, бессточных котловин, изолированных горных возвышенностей, солончаков и такыров.

Водоисточники пустынь скудны. Озера зачастую содержат соленую или горько-соленую воду, непригодную для питья. Основным источником пресной воды в зоне пустынь являются грунтовые конденсационные воды. Большинство караванных дорог, автомобильных путей, троп, как правило, идет через водные источники. Расстояния между ними обычно велики, иногда 100 и более километров.

Растительный мир пустынь беден, состоит в основном из саксаула, пустынной акации, верблюжей колючки. Только в оазисах растут финиковые пальмы, оливковые деревья, апельсиновые рощи.

Животный мир пустынь не отличается разнообразием. В африканских пустынях млекопитающие представлены несколькими видами антилоп, газелей, шакалами, гиенами. Характерными представителями копытных для среднеазиатских пустынь являются джейраны. Из грызунов в пустынях можно встретить тарбаганов, сусликов, тушканчиков, сурков, песчанок. Рептилии представлены ящерицами, разными видами змей, многие из ко-

торых ядовиты (кобра, гюрза, эфа, песчаная гадюка и др.). Мир насекомых насчитывает более 500 видов жуков, кузнечиков, муравьев, богомолов, представителей двукрылых и перепончатокрылых. Из отряда членистоногих опасными для человека являются скорпионы и фаланги.

Основным постулатом выживания в пустыне является сохранение водно-солевого баланса.

Горы. Основными горными системами земного шара являются: Кордильеры, Анды, Драконовы горы, Альпийско-Гималайский и Тихоокеанский пояса.

Горные хребты и плоскогорья Кордильер простираются от Аляски до Панамского перешейка на 6 тыс. км. На Аляске горы протягиваются параллельными хребтами, расчлененными глубокими долинами. Здесь они достигают большой высоты: гора Мак-Кинли (6193 м) в Аляскинском хребте — самая высокая вершина Кордильер.

Горная область Кордильер США значительно шире, чем в Канаде. Вдоль Тихого океана тянутся Береговые хребты высотой до 2000 м. Природные условия в Кордильерах США очень разнообразны. Здесь высокие горы, покрытые лесами, обширные плоскогорья, глубокие впадины, занятые пустынями, ледники и снега и самые жаркие места западного полушария (Долина смерти). К востоку от береговых хребтов за Калифорнийской долиной поднимаются высокие горы Сьерра-Невада, далее к востоку от этих гор лежат обширное плоскогорье Большой Бассейн и плато Колорадо, окаймленные с востока Скалистыми горами.

На западе Южной Америки вдоль Тихоокеанского побережья протянулись на 9 тыс. км Анды, вытянутые несколькими параллельными хребтами. Многие вершины Анд значительно превышают 6000 м над уровнем моря.

В юго-восточной части Африки простираются Драконовы горы. Со стороны Индийского океана они образуют крупные ступенчатые склоны и производят впечатление высокого горного хребта. Большая часть Африки — это огромные, круто обрывающиеся плоскогорья различной высоты. На севере Африки находится складчатая область — Атласские горы.

Самые высочайшие горные системы земного шара расположены на материке Евразия. Горные системы здесь простираются в виде двух гигантских поясов складчатых гор: Альпийско-Гималайского и Тихоокеанского.

Альпийско-Гималайский пояс протянулся в южной части Евразии от Атлантического и почти до Тихого океана. В него входят Пиринеи, Апеннины, Альпы, Карпаты, Горный Крым, Кавказ, нагорье Памир, Гималаи. Наиболее высокие из них в Европе — Альпы, а в Азии — Гималаи. Особенно высоки Гималаи, десять вершин которых превышают 8000 м. Здесь находится

высочайшая вершина земного шара — Джомолунгма, или Эверест (ее высота 8848 м).

Горные хребты Альпийско-Гималайского пояса в некоторых местах расходятся. Между краевыми хребтами лежат обширные нагорья, самое большое из них — Иранское. Там, где сходятся несколько горных хребтов, образуются горные узлы. Самый мощный из них — нагорье Памир.

Тихоокеанский пояс складчатых гор тянется вдоль восточных берегов Евразии, рядом с глубочайшими впадинами океана. Он начинается на Камчатке и заканчивается на островах Малайско-го архипелага. Этот пояс является частью горного пояса, окружающего Тихий океан и включающего прибрежные горные системы Евразии, Северной и Южной Америки.

Наряду с рассмотренными горными поясами в Евразии простираются Скандинавские горы, Урал, Алтай, Тянь-Шань и др.

Особенностью гор является то, что в них образуются иные природные условия, чем у подножий на равнинах. Поэтому различают высотную поясность в горах, которая отражает изменение климатических условий, животного и растительного мира по высоте. В горных районах с высотой природные условия меняются быстрее, чем на равнинах: понижается температура, что связано с уменьшением тепла на высоте, падает давление, количество осадков до определенной высоты увеличивается, а затем уменьшается. Изменяются почвы, растительный покров и животный мир. В горах иные условия освещения, чем на равнинах. Высотные пояса в горах меняются в определенной последовательности. Нижний пояс всегда соответствует зоне, в которой горы находятся. Наиболее полный набор высотных поясов — в высоких горах, лежащих близ экватора. Например, схема высотной поясности Закавказья выглядит следующим образом. Начиная с уровня моря и до высоты 1900 м находятся лиственные и реже хвойные леса. В диапазоне высот 1900 ... 2400 м располагается субальпийский пояс и пояс высокогорных лесов. Далее по мере роста высоты идут пояса высокогорной пустыни, вечного снега и льда.

Особенность выживания в условиях высокогорья — соблюдение режима трудовой деятельности с предупреждением отрицательных воздействий горной болезни, а также сохранение теплового и водного баланса (в зависимости от времени года).

Джунгли — древесно-кустарниковые заросли тропиков и субтропиков (тропические леса). Они занимают огромные территории экваториальной Африки, Центральной и Южной Америки, Больших Антильских островов, Мадагаскара и юго-западного побережья Индии, полуостровов Индокитай и Малакка. Джунглями покрыты Большие Зондские, Филиппинские острова, большая часть острова Новая Гвинея. Тропическими лесами занято около 60% площади Бразилии, 40% территории Вьетнама.

Для джунглей характерны все особенности климата тропической зоны. Среднемесячные температуры составляют 24 ... 29°C, колебания их в течение года не превышают 1 ... 6°C. Годовая сумма солнечной радиации достигает 80 ... 100 ккал/см², что почти в 2 раза больше, чем в средней полосе на широтах 40 ... 50°. Относительная влажность — 80 ... 90%. Осадков за год выпадает 1,5 ... 2,5 тыс. мм. Максимальное количество осадков — 10 ... 12 тыс. мм. Высокая температура и влажность воздуха, а также недостаточная циркуляция воздушных масс служат причиной образования густых приземных туманов не только в ночное, но и в дневное время. В результате гнилостных процессов содержание углекислого газа достигает 0,3 ... 0,4%, что почти в 10 раз превышает нормальное содержание его в атмосфере.

Растительный мир многообразен. Только в одной Бирме насчитывается более 30 тыс. видов — 20% мировой флоры. Вечнозеленая растительность многоярусна. Первый ярус составляют одиночные многолетние деревья-гиганты высотой до 60 м с широкой кроной. Второй ярус образуют деревья высотой до 20 ... 30 м, третий — представлен 10 ... 20-метровыми деревьями, четвертый ярус — это невысокий подлесок из бамбука, кустарниковых и травянистых форм, папоротников и плаунов. Особенность джунглей — необычайное обилие так называемых внеярусных растений — лиан (преимущественно из семейства бегониевых, бобовых, мальпигиевых) и эпифитов (бромелии, орхидеи), которые тесно переплетаются между собой, образуя как бы единый, сплошной зеленый массив.

Различают два вида тропических лесов — первичный и вторичный. Первичный лес, несмотря на множество древесных форм, лиан и эпифитов, вполнеходим.

В результате действия различных факторов (пожаров, вырубок и т. п.) из первичного леса произошли определенные образования в виде так называемого вторичного леса — хаотического, труднопроходимого нагромождения деревьев, кустарников, лиан, бамбука, трав и т. п.

Животный мир тропических лесов по разнообразию не уступает тропической флоре. В тропических лесах встречаются почти все виды крупных млекопитающих (слоны, носороги, бегемоты, буйволы, львы, тигры, пантеры, ягуары) и земноводных (крокодилы), ядовитых змей и кровососущих насекомых (гнусы). Животный мир джунглей с точки зрения проблемы выживания — это своеобразная «живая кладовая» природы и одновременно источник опасностей. Наиболее опасными животными считаются леопарды и буйволы.

Особенность выживания в джунглях заключается в следующем. Кроме защиты от хищных животных, ядовитых змей и кровососущих насекомых необходимо преодолеть страх «закрытого пространства». Последнее обстоятельство объясняется тем, что

состояние человека, усугубляемое «тяжелой» сыростью джунглей, царящим вокруг полумраком, заполненным тысячами слабых звуков, проявляется в неадекватных психических реакциях — заторможенности и в связи с этим неспособности к правильной, последовательной деятельности или в сильном эмоциональном возбуждении, которое ведет к необдуманным, нерациональным поступкам.

Океан — непрерывная водная оболочка Земли, окружающая материки и острова и обладающая общностью солевого состава. Океан занимает площадь 361,06 млн. км² — около 70,8% земной поверхности (в Северном полушарии 61% поверхности, а в Южном — 81%). Океан делится материками на 4 части: Тихий, Атлантический, Индийский и Северный Ледовитый океаны (площадь их в процентном отношении соответственно 50, 25, 21 и 4). Средняя глубина океана 311 м; наибольшая — 11 022 м (Марианский желоб в Тихом океане).

В зависимости от климатогеографических особенностей океан делится на 4 зоны: умеренная, субтропическая, тропическая и экваториальная.

Умеренная зона (между 60° и 40° с. ш.) — зона прохладных вод и активной циклонической деятельности. Летом температура воздуха достигает 22°C (почти совпадая с температурой воды), зимой — до минус 13°C.

Субтропическая зона (между 30° и 40° с. ш.) характеризуется крайне неустойчивой погодой. Температура воздуха летом достигает до 24 ... 28°C.

Для тропической зоны, лежащей между 25 ... 30° и 8° с. ш., характерны высокие летние температуры воды и воздуха (25 ... 27°C). Зимой температура воздуха уменьшается до 10 ... 15°C.

Экваториальная зона — самая жаркая в океане. В ней в течение всех 12 месяцев температура не ниже 24°C, а иногда подолгу держится у отметки 30°C. Относительная влажность воздуха ночью повышается до 85 ... 95%.

Климатические условия тропической и субтропической зон Южного полушария во многом сходны с аналогичными условиями Северного. Но зато умеренная зона характерна своими грозными штормами, вздымающими волны на высоту 15 ... 20 м. Штормовые районы достигают 55 ... 58° ю. ш., простираясь по меридиану на расстояние 1500 ... 2000 км. Температура воздуха летом около нуля, зимой — до минус 10°C.

Главная особенность океана — постоянные системы течений, главная роль в образовании которых принадлежит ветрам. Восточные пассаты — ветры, с завидным постоянством дующие в тропической зоне круглый год с востока на запад, образуют мощные экваториальные течения — Северное и Южное. Скорость пассатных течений составляет 15 ... 50 см/с, увеличиваясь по мере приближения к экватору до 100 и даже 200 см/с.

Животный мир океана богат и разнообразен — более 180 тыс. видов живых организмов от почти невесомых радиолярий до многотонных китов.

Растительный мир океанов насчитывает около 15 тыс. видов водорослей. У побережья Северной и Южной Америки, у берегов Африки и Командорских островов водоросли образуют настоящие подводные леса.

Главный постулат выживания в океане — преодоление страха, что достигается благодаря формированию у человека высоких психофизиологических качеств (мужества, воли, уверенности в благоприятном исходе и т. п.).

10.2. СПОСОБЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ВЫЖИВАНИЯ

Основными видами деятельности экипажа по обеспечению выживания после приземления (приводнения) в различных климатогеографических зонах являются: использование спускаемого аппарата и его систем, функционирующих после посадки; использование средств связи и сигнализации; ориентирование по странам света; строительство тепловетрозащитного жилья и изготовление защитных укрытий, одежды и т. п.; разведение костра; оказание само- и взаимопомощи и профилактика заболеваний; пополнение запасов пищи и воды; передвижения (переходы) на местности; защита от хищников на месте посадки.

Использование спускаемого аппарата. Приводнившийся СА по своим техническим и эксплуатационным характеристикам (герметичность, плавучесть, оснащённость средствами жизнеобеспечения) обеспечивает длительное пребывание экипажа на его борту. Элементами деятельности экипажа во время его нахождения в СА на плаву являются: выбор места и удобной позы размещения в случае длительного пребывания в СА; управление системами и оборудованием, работающими после посадки; ведение радиосвязи с помощью бортовой радиосистемы и радиостанции из состава неприкосновенного (носимого) аварийного запаса (НАЗ); пользование средствами НАЗ внутри СА; покидание СА в скафандре и в гидрокомбинезоне.

Элементы деятельности экипажа при нахождении его на плаву следующие: объединение членов экипажа в группу и создание плотов для совместных действий; поддутие плавательных воротов гидрокомбинезона; прием пищи и воды из НАЗ; применение радио- и светосигнальных средств НАЗ; эвакуация на борт вертолета или поисково-спасательного корабля.

В случае приземления экипажа в пустыне СА совместно с парашютной тканью используется для постройки пылеветрозащитного укрытия, варианты которого показаны на рис. 41, 42. При посадке в лесисто-болотистой местности зимой или в тунд-

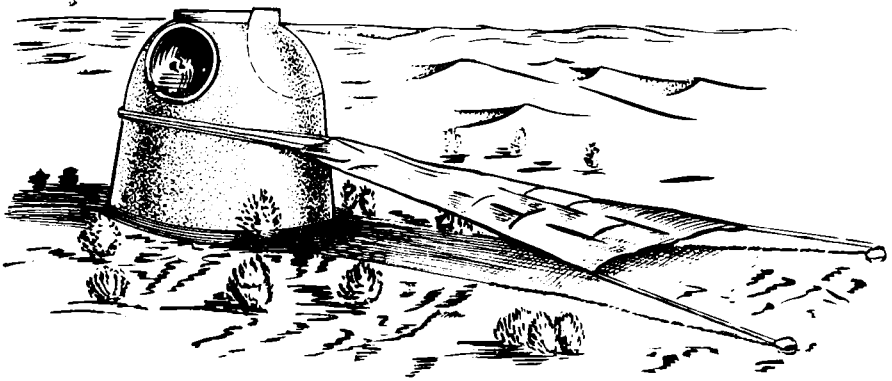


Рис. 41. Пылеветрозащитное укрытие в пустыне с использованием СА (вариант 1)

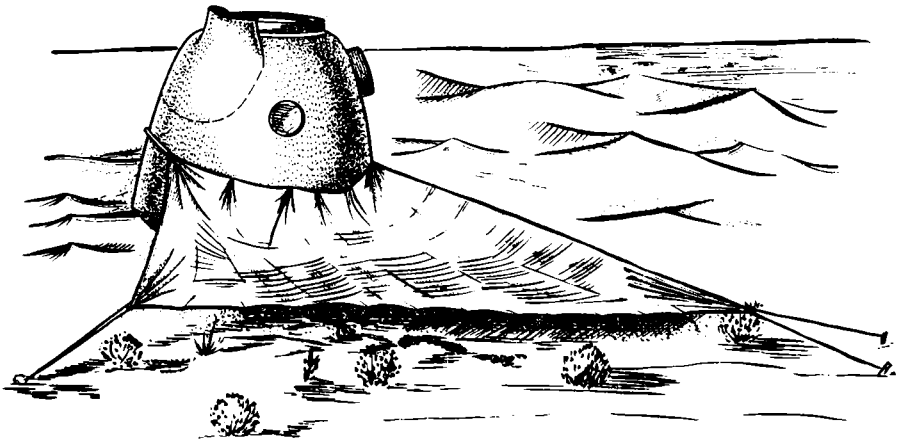


Рис. 42. Пылеветрозащитное укрытие в пустыне с использованием СА (вариант 2)

ре СА совместно с другими средствами используется для постройки теплозащитного укрытия (рис. 43, 44).

В интересах обеспечения безопасности пребывания экипажа внутри СА более предпочтительно, чем снаружи, если в СА сохраняются в допустимых пределах температура и состав атмосферы. Такие случаи могут иметь место, например, при нахождении СА на воде при закрытых отверстиях системы дыхательной вентиляции. В этих условиях два человека при интенсивной физической деятельности (переодевании, например) создают концентрацию CO_2 в атмосфере СА, равную $\sim 3,6\%$ за 40 мин.

Главным постулатом выживания экипажа здесь является: без крайней необходимости не отходить далеко от спускаемого аппа-

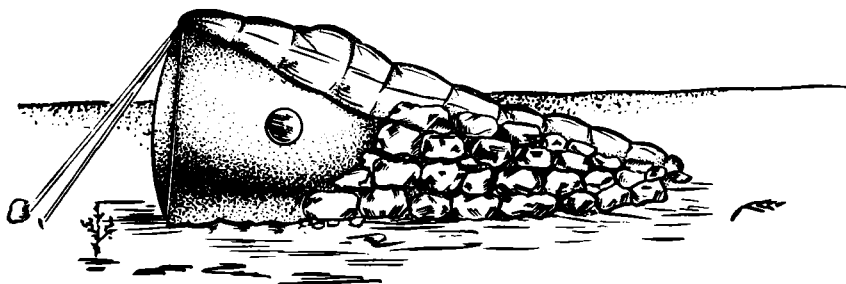


Рис. 43. Теплозащитное укрытие зимой в тундре с использованием СА (вариант 1)

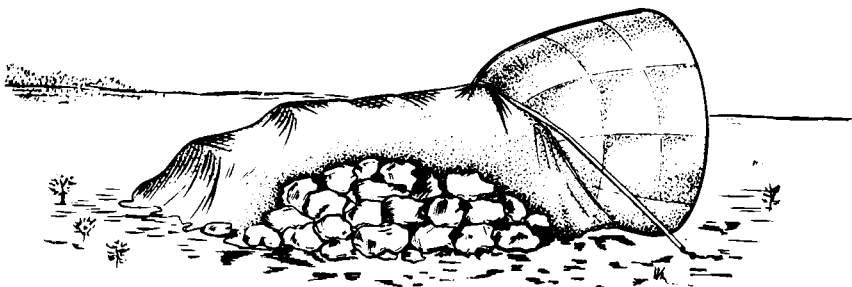


Рис. 44. Теплозащитное укрытие зимой в тундре с использованием СА (вариант 2)

рата, помнить, что осуществляется оперативный и целенаправленный поиск космонавтов силами поисково-спасательного комплекса.

Использование средств связи и сигнализации. Связь осуществляется с помощью радиостанции, находящейся в НАЗ, в двух вариантах: а) с использованием антенны, входящей в комплект радиостанции; б) с использованием антенны, размещенной в СА.

Порядок работы с УКВ радиостанцией следующий. Сразу после приземления (приводнения) и в течение 10...12 мин в начале каждого часа первых суток пребывания на месте посадки передается сообщение о бедствии (сигнал «Терплю бедствие», свой позывной, координаты), переходя после каждой передачи в режим приема на три минуты; остальное время радиостанция должна находиться в режиме приема. В последующие сутки в начале каждого часа трижды передается сообщение о бедствии, переходя после каждой передачи в режим приема. При появлении звука пролетающего самолета (вертолета) или визуальном его обнаружении передается сообщение о бедствии и делается попытка установить двухстороннюю радиосвязь; в случае неуда-

чи передача сообщений о бедствии чередуется с подачей сигналов на привод в течение 1,5 ... 2 мин.

При работе с радиостанцией во всех случаях необходимо следить за тем, чтобы антенна была в вертикальном положении, а при работе на водной поверхности,— чтобы вода не попадала на антенный изолятор. При длительной работе на солнцепеке рекомендуется выбирать место таким образом, чтобы тень от оператора падала на блок приемопередатчика. В холодное время года необходимо предотвращать охлаждение блока питания радиостанции.

При появлении поискового самолета (вертолета) используются средства визуальной сигнализации. При нахождении на воде в качестве средства сигнализации можно использовать (при его наличии в НАЗ) порошок-краситель (флюоресцин). Растворяясь в воде, краситель образует большое ярко-зеленое пятно, хорошо видимое с воздуха. В солнечную погоду необходимо использовать сигнальное зеркало. На море вспышки «зайчика» хорошо видны на большом расстоянии. В ночное время сигналы можно подавать с помощью светоимпульсного маяка или фонаря.

Для обозначения своего местонахождения как на суше, так и на воде используется специальный сигнальный патрон. В светлое время суток используется дымовая шашка патрона, дым которой оранжевого цвета хорошо виден. В ночное время используется сигнальный огонь патрона. Заряды «дневной» и «ночной» располагаются на противоположных концах патрона. При подаче сигнала в ветреную погоду следует стать спиной к ветру, держа патрон в вытянутой руке.

Для демаскирования своего места нахождения в высокоствольном лесу подачу сигналов необходимо осуществлять с открытых полян или просек, так как дым плохо виден на фоне желто-коричневых стволов деревьев.

Хорошим средством сигнализации служат также костры. Днем, чтобы дым был гуще, в разгоревшийся костер необходимо добавить свежей травы, мха, листьев, сырых веток деревьев и т. п. Костры подготавливаются заранее на возвышенных или открытых местах. В зимнее время заготовленное топливо для костра необходимо прикрыть от снега лапником или куском парашютной ткани. Если есть топливо, костры целесообразно жечь непрерывно.

Для сигнализации можно использовать также купол парашюта.

Ориентирование по странам света. При отсутствии компаса страны света можно определить по Солнцу, звездам, местным ориентирам.

Ориентирование по Солнцу. В северном полушарии направление на север можно определить, став в местный полдень

спиной к Солнцу. Тень укажет направление на север, слева будет запад, справа — восток. В южном полушарии север окажется за спиной, восток — слева, запад — справа. Местный полдень определяется с помощью вертикального шеста длиной 0,5... 1,0 м (вертикальное положение шеста определяется отвесом из стропы парашюта с привязанным на конце камнем) по наименьшему значению длины тени от него на поверхности земли. Момент, когда тень была самой короткой по отметкам на земле, соответствует прохождению Солнца через данный меридиан, т. е. местному полудню.

Определение стран света с помощью часов. Часы необходимо положить горизонтально и поворачивать их так, чтобы часовая стрелка указывала на Солнце. Через центр циферблата мысленно проводится линия в направлении на цифру 1 (13 ч). Биссектриса угла, образовавшегося между этой линией и часовой стрелкой, показывает направление север — юг; причем юг до 12 ч находится справа от Солнца, а после 12 ч — слева.

Ориентирование по звездам. В северном полушарии направление на север можно определить с помощью Полярной звезды, расположенной примерно над Северным полюсом. Для этого необходимо найти созвездие Большой Медведицы с характерным расположением звезд в виде ковша с ручкой. Через крайние две звезды ковша проводится воображаемая прямая линия, и на ней откладывается расстояние между этими звездами пять раз. На конце пятого отрезка будет находиться яркая звезда — Полярная. Направление на нее будет соответствовать направлению на север. В Южном полушарии страны света определяются по созвездию Южный Крест. Воображаемая линия, проходящая по его длинной оси, направлена на юг.

Способы ориентирования по местным предметам. В тайге страны света можно определять по некоторым природным признакам. Так, например, с северной стороны деревья имеют более грубую кору, покрытую лишайниками и мхом у подножия, кора березы и сосны на северной стороне темнее, чем на южной, а стволы деревьев, камни или выступы скал гуще покрыты мхом и лишайниками. При оттепелях снег дольше сохраняется на северных склонах возвышенностей. Муравейники обычно чем-нибудь защищены с севера (ствол дерева, куст, камень), их северная сторона более крутая. Грибы обычно растут с северной стороны дерева. На поверхности ствола хвойных деревьев, обращенной на юг, выделяется больше смоляных капель, чем на северной. Особенно отчетливо эти признаки видны на стоящих отдельно деревьях. На южных склонах трава растет весной быстрее, а многие цветущие кустарники имеют больше цветов.

Сооружение временного жилья из подручных средств.

Существует много различных видов укрытий: навесы, шалаши, вигвамы, снежные пещеры, траншеи, снежные хижины (типа «иглу») и т. п.

В летнее время в лесистой местности можно соорудить простейший навес или гамак-палатку из парашюта. В холодный период года лучше построить навес или двускатный шалаш из парашюта и подручных средств (рис. 45, 46). Перед началом строительства следует очистить землю, а затем просушить ее костром в течение 1,5 ... 2 ч. В дождливую погоду шалаш рекомендуется накрыть куполом парашюта. В холодную погоду парашютную ткань целесообразно натянуть внутри навеса. Пол в укрытии необходимо застелить толстым слоем ветвей, травы или парашютной тканью.

Строительство жилища в Арктике. Для строительства жилища необходимо выбрать место, по возможности защищенное от ветра, с глубоким, не менее 1 м, плотным снежным покровом. В сугробе выкапывается траншея, нора, пещера или

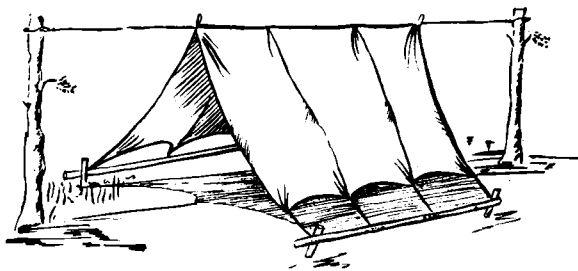


Рис. 45. Изготовление двускатного навеса из парашюта

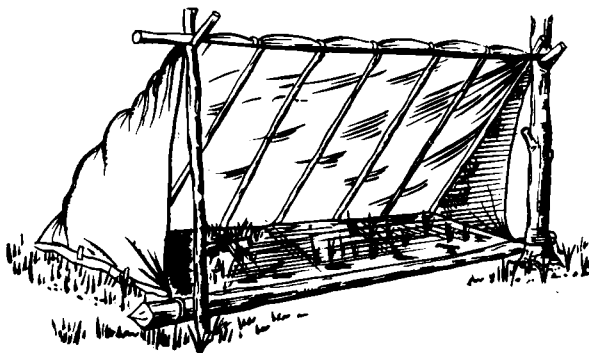


Рис. 46. Сооружение односкатного навеса

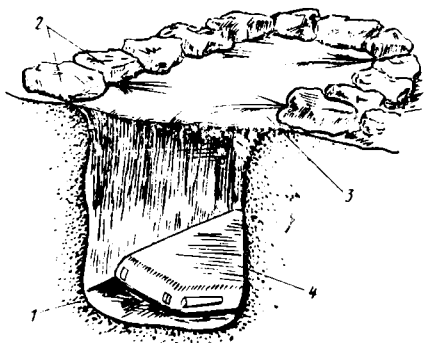


Рис. 47. Сооружение снежной траншеи:

1 — снег; 2 — глыбы снега; 3 — крыша из парашютной ткани; 4 — матрас из надувной лодки или подручных средств

сооружается хижина в соответствии с рекомендациями, указанными ниже.

Снежная траншея. В снежном сугробе толщиной 1 ... 1,5 м роется траншея, достаточная для размещения двух-трех человек. На дно траншеи укла-

дывается матрас, изготовленный из подручных средств. Крыша делается из двух-трех слоев парашютной ткани и закрепляется глыбами снега (рис. 47).

Заслон. Если снег недостаточно глубок, из небольших блоков снега строится стена-заслон высотой 1,5 м и длиной 1,5 ... 2 м. Размер блоков — 10×40×70 см. Заслон располагается перпендикулярно к направлению господствующего ветра, и из нескольких слоев парашютной ткани делается навес, для чего верхний край укрепляется снежными кирпичами на стене, а нижний заваливается снежными глыбами или кусками льда.

Снежная пещера. Более удобным укрытием является снежная пещера, вырытая в сугробе высотой 1,5 ... 2 м в виде тоннеля, внутри которого делается площадка для ложа по росту на высоте 40 ... 50 см от уровня пола пещеры.

Снежная хижина типа «иглу». Самым надежным жилищем в арктических условиях является эскимосская снежная хижина «иглу» (рис. 48), надежно защищающая от ветра и низких тем-

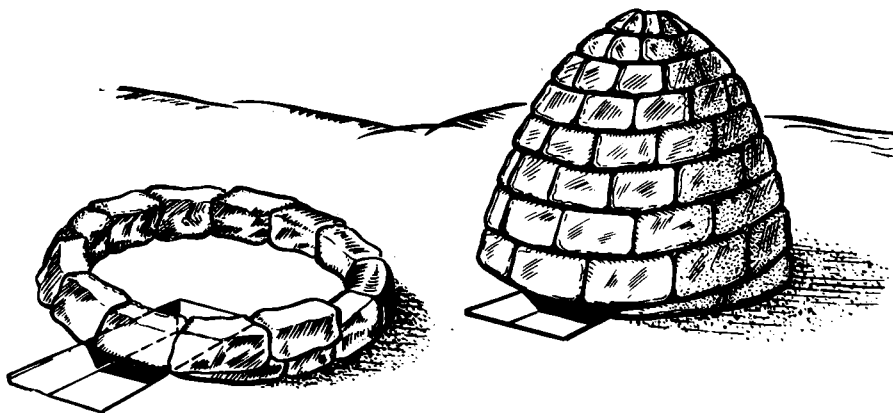


Рис. 48. Постройка снежной хижины типа «иглу»

ператур. Диаметр хижины «иглу» выбирается исходя из следующего расчета; на одного человека — 2,4 м, на двух человек — 2,7 м, на трех человек — 3 м, на четырех — 3,6 м, на пять — 3,9 м. Хижина строится из снежных блоков длиной 50... 90 см, шириной 40... 50 см, высотой 10... 20 см. Блоки укладываются по спирали с небольшим наклоном внутрь, так, чтобы каждый верхний виток был меньшего диаметра, чем предыдущий. Для этого каждый блок по нижней кромке должен иметь наклон внутрь «иглу» на 15... 20°. В результате получится постройка с более или менее правильным куполом. Последние несколько блоков для закрытия верхней части «иглу» укладываются почти горизонтально. Когда в куполе остается небольшое отверстие, края блоков подрезаются под углом 15° от вертикали для подготовки вентиляционного отверстия. Для входа в хижину со стороны траншеи в стенке прорезается входное отверстие.

Сооружение жилища в пустыне. Солнцезащитный тент можно сделать из двух-трех слоев парашютной ткани. В качестве растяжек используются стропы. Свободные концы строп по три-четыре с каждой стороны привязываются к стеблям растений. Корневая система пустынных растений настолько разветвлена, что она надежно удержит тент даже при сильном ветре. Если нет растительности, тент можно закрепить с помощью песчаных якорей (мешочка, сделанного из куска парашютной ткани, размером 0,5×0,5 м, наполненного песком). Он закапывается в грунт на глубину 40... 60 см. Для закрепления тента достаточно шесть—восемь якорей. Посредине закрепленного тента подставляется гидрокомбинезон или надутая спасательная лодка (при ее наличии в НАЗ) (рис. 49).

Простейшее укрытие можно сделать в виде ямы глубиной 40—50 см, накрыв ее сверху сложенным в два-три слоя куском парашютной ткани (рис. 50).

Разведение костра. При достаточном количестве топлива можно сложить костер, как показано на рис. 51, 52, 53, 54. Кроме средств разведения костра, имеющихся в НАЗ (сухое горючее, специальные спички, огонь сигнального патрона и т. п.), костер можно развести с помощью подручных средств.

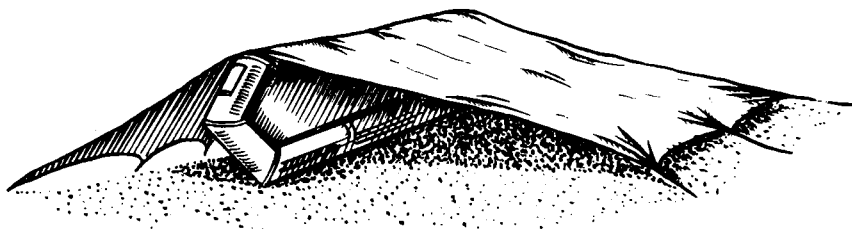


Рис. 49. Защитное укрытие из парашюта

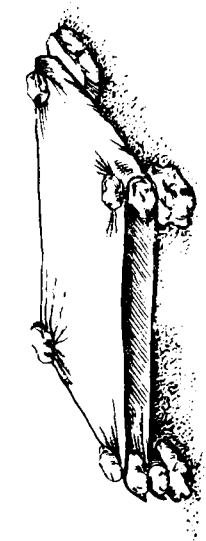


Рис. 50. Простейшее укрытие из парашюга

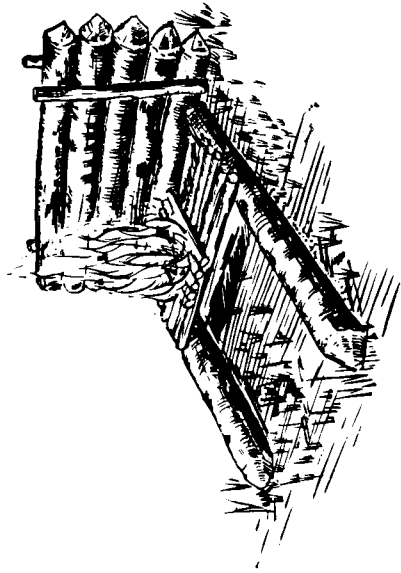


Рис. 51. Костер с заслоном

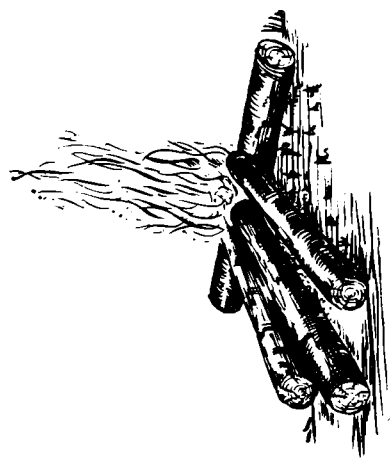


Рис. 54. Костер «Звездный»

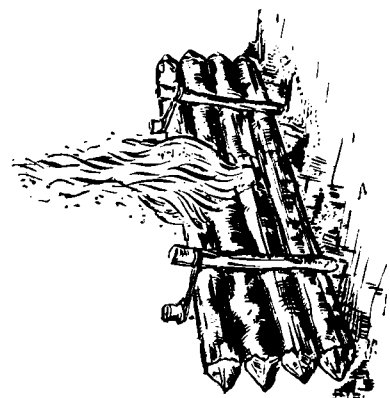


Рис. 53. Костер «Ноль»



Рис. 52. Костер «Пирамида»

В Арктике топливом может служить плавник (выброшенные на берег стволы деревьев), карликовые деревца, торфяной дерн, сухая трава и т. п. Для обогрева жилища и приготовления пищи используется контейнер аптечки НАЗ.

Для разведения костра выбирается место, хорошо укрытое от ветра. Нельзя разводить костер под большими высохшими и хвойными деревьями, среди зарослей кустарника, сухой травы и мха. Нельзя оставлять костер без присмотра. Разжигая костер на сухом болоте или торфянике, необходимо сделать предварительно подстилку из песка, земли или гравия.

Оказание само- и взаимопомощи. Профилактика заболеваний.

Остановка кровотечений. При небольшом кровотечении кровоточащее место зажимается салфеткой. При повреждении крупного сосуда для прекращения кровотечения необходимо прижать артерию большим пальцем к соответствующей кости. Остановить кровотечение можно максимальным сгибанием конечности в суставе с последующей фиксацией. Наиболее надежный метод остановки кровотечения при повреждении конечностей — наложение жгута. Наложенный жгут нельзя держать более чем 1,5 ч.

Действия при переломах. При переломах конечностей необходимо использовать обезболивающую таблетку (промедол, анальгин), обеспечить ее неподвижность и наложить шину из различных подручных средств. При переломе ребер, ушибах, растяжении связок накладывается тугая повязка; при переломе позвоночника и костей таза обеспечивается полный покой и используется обезболивающая таблетка; при внутренних повреждениях черепа обеспечивается полный покой пострадавшему и на открытые раны накладывается стерильная повязка.

Действия при ожогах. При ожогах в первую очередь удаляется с места повреждения тлеющая одежда. Затем накладывается стерильная повязка, бактерицидный лейкопластырь. При обширных ожогах необходимо принять таблетку промедола и большое количество жидкости (чай, кофе и т. п.).

Действия при отморожении. Отмороженное место необходимо растереть перчаткой, мехом шапки и т. п. до восстановления чувствительности. Никогда не пользоваться для растирания снегом. Отмороженные руки и ноги можно согреть теплой водой до восстановления кровообращения, а затем наложить стерильную повязку.

Действия при остановке дыхания. Осуществляется искусственное дыхание и непрямой массаж сердца.

Действия при обмороке. Пострадавшего укладывают с низко опущенной головой, расстегивают стесняющую одежду и дают понюхать вату, пропитанную нашатырным спиртом. К ногам прикладывают импровизированную грелку.

Действия при отравлении угарным газом. Пострадавшего немедленно выносят на свежий воздух, дают выпить кофе из НАЗ.

Действия при острых кишечных заболеваниях. Необходимо воздержаться от приема пищи в течение первых суток; выпить 1 ... 2 л теплой воды; принимать левомицетин по одной таблетке через каждые 4 ч до исчезновения признаков заболевания.

Профилактика заболеваний в Арктике. Необходимо принимать все меры для предупреждения переохлаждения (активными движениями) и снежной слепоты (используя очки-светофильтры).

Профилактика заболеваний в тайге. Для защиты от комаров, мошки необходимо смазывать открытые участки тела, лицо, шею противомоскитной жидкостью, имеющейся в НАЗ. Можно намазывать кожу тонким слоем глины. Особую опасность представляют клещи (переносчики опасных заболеваний), широко распространенные в таежных районах. Не реже двух раз в день тщательно осматривать складки одежды и открытые участки тела. Нельзя отрывать присосавшегося клеща. Необходимо смазать его йодом.

Профилактика заболеваний в горах. Необходимо избегать горной болезни, возникающей из-за кислородного голодания. При появлении ее признаков (одышка, сердцебиение, головокружение, шум в ушах, мышечная слабость и др.) следует немедленно хорошо отдохнуть, принять горячую пищу. В случае ухудшения общего состояния необходимо ускорить спуск до высоты 2000—1500 м. Необходимо предохраняться от солнечных ожогов и снежной слепоты.

Профилактика заболеваний в пустыне. Самой большой опасностью является тепловой (вызванный перегревом организма) и солнечный удар (вызванный прямым воздействием солнечных лучей на непокрытую голову). Тепловой удар развивается обычно в наиболее жаркое время суток. При легкой форме наблюдается общая вялость, головная боль, тошнота. Дыхание и пульс учащены, зрачки расширены, температура тела остается нормальной. При поражениях средней тяжести все эти признаки более выражены. Кроме того, отмечается кратковременная потеря сознания, температура тела повышается до 39 ... 40°C. Тяжелая форма теплового удара развивается внезапно. Симптомы: бред, галлюцинации, судороги, глубокая потеря сознания. Пульс достигает 120 ... 140 уд/мин. Температура повышается до 41 ... 42°C. Основной помощью при тепловом и солнечном ударе является охлаждение тела пострадавшего всеми возможными средствами.

Профилактика заболеваний при приводнении. В тропических водах главная опасность — обезвоживание и тепловые поражения. Для уменьшения водопотерь необходимо сделать солнце-

защитный тент, ограничить до минимума физическую деятельность в жаркое время, периодически смачивать одежду забортной водой. Для защиты глаз от солнечных лучей необходимо надеть очки-светофильтры. При укачивании применять одну-две таблетки азрона. В северных районах главную опасность представляет переохлаждение организма. При появлении первых признаков охлаждения (гусиная кожа, посинение губ, дрожь) необходимо согреться активными движениями. В результате постоянного воздействия соленой воды на коже рук и ног могут появиться ранки. Они не опасны, но очень болезненны. Их нужно осторожно перевязать, предварительно смазав мазью от ожогов.

Обеспечение питанием и водой. Пополнение запасов продовольствия можно обеспечить за счет охоты, рыбной ловли и сбора дикорастущих съедобных растений.

Охота. Лучшее время для охоты — раннее утро или сразу после захода солнца. Искать дичь нужно вблизи источников воды, на опушках лесов, лесных полянах, в кустарниках. Многие животные обитают в земляных норах или дуплах деревьев.

Рыбная ловля. При приводнении наиболее реальным способом обеспечить себя пищей является рыбная ловля. Для этой цели в НАЗ имеется рыболовная снасть. При рыбной ловле необходимо соблюдать осторожность, особенно в тропических водах. В осенне-зимнее время необходимо остерегаться тонкого, некрепшего льда. Выходя на замерзшую поверхность реки, предварительно необходимо привязать конец стропы длиной 20—25 м к дереву на берегу.

Сбор дикорастущих съедобных растений. Источником пищи могут служить плоды, корни, луковички, молодые побеги, стебли, листья, цветы, орехи.

Водообеспечение в тайге обычно не представляет трудностей. Воду можно найти в низких ложбинах, между холмами, иногда на глубине 1,5 м. Однако ее необходимо предварительно прокипятить. Для утоления жажды можно воспользоваться соком березы или клена.

Водообеспечение в Арктике. В летнее время на льдинах пресную воду можно брать из снежниц-озерков, образующихся на поверхности льда при таянии снежного покрова. В холодное время года воду получают из старого льда многолетних торосов. Жажду снегом утолять нельзя.

Водообеспечение в пустыне. Искать воду следует в наиболее низких местах, между барханами и дюнами, в старых и высохших руслах рек. В этих местах воду можно обнаружить на глубине 1,5 ... 2 м. В каменистых пустынях в утренние часы для питья можно использовать росу, оседающую на камнях и металлических предметах. Пить воду с соленым или мыльным привкусом запрещается.

Водообеспечение при приводнении. При небольших запасах пресной воды суточную норму ее потребления необходимо сократить до 500 ... 600 г. С помощью химического опреснителя, имеющегося в НАЗ, можно получить дополнительно 1500 ... 3500 г пресной воды. Источником получения пресной воды могут быть выжатое мясо рыб (рыбный сок), осадки дождя, снега и росы. Морскую воду пить запрещается, даже если нет запасов пресной воды.

Передвижения (переходы) на местности. Для принятия решения на марш необходимо тщательно оценить силы, состояние здоровья членов экипажа, трудность предстоящего маршрута, имеющееся аварийное снаряжение. Собираясь в дорогу, продумать, что взять с собой, тщательно подогнать обувь, оставить на видном месте сведения о причине ухода и направлении маршрута. Преодолевая различные препятствия, необходимо страховать и обдумывать свои действия. На марше делать малые привалы по 10 ... 20 мин через каждые 1 ... 2 ч движения.

Переходы в тайге. При передвижении необходимо сверять направление, через каждые 150 ... 200 м намечать ориентиры; не передвигаться в тумане без компаса, избегать болот и трясин.

Переходы в Арктике. В Арктике крайне трудно ориентироваться из-за отсутствия местных ориентиров. Определяя расстояние, легко ошибиться из-за прозрачности воздуха и появления миражей. Компас, например, может давать ошибочные показания из-за влияния магнитного поля на высоких широтах. Для определения направления в некоторых случаях можно пользоваться расположением снежных сугробов (надувов). При выборе маршрута в облачную погоду большую помощь может оказать цвет неба, например, над сплошными ледяными полями небо имеет белесоватый отблеск — ледяное небо. Во время пурги нельзя совершать переходы. Зимой переходы чрезвычайно трудны из-за ветров, достигающих большой силы, а также из-за глубокого снега передвижение становится невозможным.

Переходы в пустыне. Для предохранения от тепловых поражений необходимо защитить голову, шею, лицо накидкой-бурнусом, сделанной из парашютной ткани. В первую очередь необходимо захватить с собой все имеющиеся запасы воды. Переходы в пустыне в дневное время при ограниченных запасах воды опасны. Совершать переходы нужно только в утренние и вечерние (наиболее прохладные) часы. При передвижении необходимо постоянно помнить о миражах. Увидев на горизонте «оазис», «озеро с островами», «горы», не следует менять маршрут до тех пор, пока не будет твердого убеждения, что это не мираж. При появлении первых признаков песчаной бури немедленно прекратить движение и принять соответствующие меры защиты.

Защита от хищников, ядовитых змей и насекомых. Защита от хищных зверей осуществляется с помощью пулевых патронов

трехствольного пистолета. На очень маленьких расстояниях могут использоваться дробовые патроны. В пустыне представляют опасность ядовитые змеи — гюрза, кобра, щитомордник и т. п. Во время переходов необходимо соблюдать осторожность, чтобы не наступить на змею. При неожиданной встрече со змеей необходимо остановиться, дать ей уползти и не преследовать ее. Если змея проявляет агрессивность, немедленно нанести сильный удар по голове и затем добить ее. При укусе ядовитой змее необходимо тщательно отсосать яд (если во рту и на губах нет трещин) и выплюнуть его. Промыть рану и наложить стерильную повязку. Чтобы избежать укуса ядовитых пауков, скорпионов, необходимо тщательно встряхивать одежду и обувь перед надеванием.

В тропической зоне океана повсеместно встречаются различные виды акул, некоторые из них (голубая, белая, тигровая, акула-молот, мако, бурая, песчаная, морская лисица) нередко нападают на человека. В морях также встречаются различные медузы, яд которых опасен для человека. Никогда не надо трогать медуз руками. При случайном соприкосновении с ними немедленно обмыть место «ожога» морской водой.

10.3. СРЕДСТВА ВЫЖИВАНИЯ

К средствам выживания относятся: спускаемый аппарат и его оборудование, подручные средства и НАЗ.

Наиболее употребительными средствами выживания, входящими в состав оборудования СА, являются парашюты, источники электроэнергии, различные средства интерьера и конструкции СА.

Подручные средства можно использовать для изготовления шин при переломах, разведения костров, постройки жилищ и укрытий, изготовления обмоток, обуви, одежды, вещевого мешка, лыж и т. п.

Наиболее важным средством выживания является НАЗ.

Носимый аварийный запас. НАЗ предназначен для выживания экипажа после приземления (приводнения) в течение времени, необходимого для его обнаружения и эвакуации при проведении активных поисково-спасательных работ.

В комплект НАЗ входят: средства связи и сигнализации, продукты питания, запас воды, индивидуальные средства спасения на воде, комплект теплозащитной одежды, средства защиты, медицинские средства, лагерное снаряжение.

Средства связи и сигнализации. Средствами связи являются радиостанция и складная антенна. Радиостанция предназначена для связи членов экипажа с самолетами и вертолетами поисково-спасательной службы (ПСС) и привода их к месту нахождения членов экипажа. Она состоит из приемопередатчика, блока пи-

тания, кабеля для работы со шлемофоном и кабеля для подключения к бортовой антенне СА. Радиостанция является ультракоротковолновой, симплексной, переносной, малогабаритной, индивидуального пользования. Она обеспечивает двухстороннюю беспoisковую и бесподстроечную связь с самолетными радиостанциями на двух фиксированных частотах. Источником питания является ртутно-цинковая батарея. Продолжительность непрерывной работы радиостанции в нормальных условиях не менее 24 ч. Дальность связи между двумя радиостанциями при их расположении на открытой местности на высоте 1,5 м не менее 800 м. Дальность связи по линии Земля—самолет при высоте полета поискового самолета 3 км составляет 50 ... 56 км. Радиостанция устойчива к изменениям температуры, водонепроницаема, выдерживает механические нагрузки, вибрацию, удары, линейные ускорения.

Средства сигнализации включают: сигнальные парашютные патроны, сигнальный патрон «ночной—дневной», сигнальные патроны к трехствольному пистолету, фонарь, светосигнальное зеркало, свисток, малогабаритный импульсный маяк.

Продукты питания. При определении рациона питания для космонавта, находящегося в аварийной обстановке, обычно исходят из энергозатрат 2500 ... 3000 ккал в течение одних суток. В НАЗ обычно включают специально приготовленные продукты сублимационной сушки (творог с фруктовым пюре), сахар, шоколад, растворимый кофе, лимонную кислоту, соль и т. п. Все продукты питания распределены на три блока (три приема пищи), каждый из которых герметично упаковывается в отдельные пакеты из полимерных пленочных материалов. Порции продуктов сублимационной сушки состоят из кусочков или мелких брикетов и могут быть использованы для питания как в сухом, так и в восстановленном виде.

Запас воды. Необходимое ежедневное потребление воды даже во время отдыха составляет 2 ... 3 л. Запас воды в НАЗ обычно составляет не более 2 л на человека. Для длительного хранения воду после специальной обработки заключают в герметически закупориваемые банки. Такие «водяные консервы» могут храниться в течение нескольких месяцев.

Индивидуальные средства спасения на воде (плавсредства). Назначение плавсредств состоит в том, чтобы поддержать человека на воде и обеспечить ему возможность плыть в нужном направлении.

Положение тела в воде может быть вертикальным, наклонным или горизонтальным. При вертикальном положении нижняя часть тела испытывает большее давление воды, чем верхняя, а это ухудшает кровообращение и приводит к более быстрому переохлаждению организма. Обеспечение горизонтального положения человека связано со значительным усложнением конст-

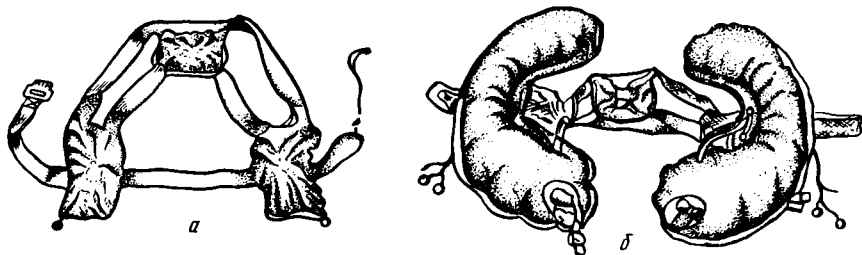


Рис. 55. Надувные поплавки:
а — поплавки уложены в конверты; *б* — поплавки наполнены воздухом

рукции плавсредств. Существующие плавсредства — надувные поплавки и гидрокомбинезон — поддерживают тело человека в наклонном положении.

Надувные поплавки используются при покидании СА в скафандре. Комплект состоит из поплавков и пояса для их крепления (рис. 55). В нерабочем состоянии поплавки уложены в конверт и занимают сравнительно малый объем. В случае необходимости выдергивается шнур, закрывающий конверт, который раскрывается, и поплавки готовы к наполнению. Наполняются поплавки углекислым газом из баллончика (выдергиванием шнура пускового устройства). Поплавки может также заполнить воздухом человек, воспользовавшись для этого резиновой трубкой с обратным клапаном. Масса углекислоты в баллончике около 28 г. Поплавок изготовлен из двухслойной прорезиненной ткани оранжевого цвета. Рабочее давление поплавка 10 кПа (0,1 кгс/см²). Масса комплекта — 1,5 кг.

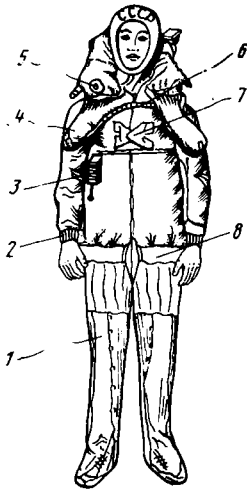
Гидрокомбинезон предназначен для спасения членов экипажа, вынужденных покинуть СА и находиться на плаву. Он должен обеспечить удобное и устойчивое положение тела при волнении моря (до 4 ... 6 баллов). Запас положительной плавучести гидрокомбинезона должен быть не менее 25 ... 35 кг.

Материалы, из которых изготовлен гидрокомбинезон, должны быть устойчивы к действию морской воды и перепаду температур в диапазоне $\pm 50^{\circ}\text{C}$. Незначительное избыточное давление под оболочкой способствует увеличению теплозащитных свойств гидрокомбинезона. Периодически производится поддув с помощью мундштука до давления 1,0 ... 1,5 кПа (100 ... 150 мм вод. ст.).

Гидрокомбинезон, применяемый нашими космонавтами, показан на рис. 56. Основными элементами костюма являются: водозащитная оболочка (комбинезон с аппендиксом), шлем (капюшон), герметичные перчатки и плавательный ворот. Гидрокомбинезон, за исключением перчаток, выполнен как единое целое. Он надевается через аппендикс, вклеенный в передний распах.

Водозащитная оболочка изготовлена из прорезиненной двух-

Рис. 56. Гидрокомбинезон:



1 — герметичная оболочка комбинезона; 2 — резиновая манжетка; 3 — углекислотный баллончик; 4 — надувной ворот; 5 — лампочка (маячок); 6 — трубка для наполнения ворота; 7 — петля для подъема человека из воды; 8 — карманы для личных вещей

слойной шелковой ткани. Штанины оболочки заканчиваются резиновыми галошами. На концах рукавов имеются эластичные манжеты. Гидрокомбинезон снабжен плавательным воротом, который прикреплен к оболочке костюма по периметру горловины. В ворот вставлена тонкая резиновая шторка с отверстием для головы. Шторка и эластичные манжеты на рукавах обеспечивают герметичность на воде. Ворот имеет П-образную форму и при его наполнении образует поплавок (подушка) сзади для поддержания головы над водой и два поплавка спереди, способствующие устойчивому положению человека в вертикальном положении (лицом вверх).

ка спереди, способствующие устойчивому положению человека в вертикальном положении (лицом вверх).

К горловине комбинезона прикреплен мягкий шлем, плотно облегающий голову (застегивается и закрепляется подбородочным ремнем). Изготавливается из губчатой резины.

Полость плавательного ворота соединена с полостью гидрокомбинезона двумя лепестковыми клапанами, расположенными на спине немного ниже шеи. При погружении в воду гидрокомбинезон обжимается давлением воды, в результате имеющийся в нем воздух наполняет ворот.

Съемные герметичные трехпалые перчатки изготовлены из прорезиненного трикотажа.

Для подъема человека с поверхности воды вертолетом (подъемным устройством) на гидрокомбинезоне имеются «рым-петли», образованные двойной лентой, обхватывающей корпус комбинезона.

Гидрокомбинезон снабжен аварийно-поисковым маячком, предназначенным для облегчения поиска, находящегося на плавучем космонавта в ночное время. Он размещен на передней части гидрокомбинезона и состоит из светильника, лампочки и источника тока. Масса гидрокомбинезона со светильным устройством около 2,5 кг. Допустимое натекание воды через манжеты и шторку за 12 ч не более 1 л.

Гидрокомбинезон надевают на имеющийся комплект теплозащитной одежды (белье, полетный костюм, теплозащитный костюм). Термическое сопротивление такого комплекта около $0,4 \text{ м}^2 \cdot \text{К/вт}$ (2,6 КЛО). Теплую одежду рекомендуется надевать всегда, так как она существенно уменьшает возможность пере-

охлаждения спины и ног и несколько увеличивает запас плавучести.

Комплект теплозащитной одежды предназначен для защиты космонавта от холода в наземных условиях при температуре до -50°C и ветре до 10 м/с. В комплект одежды входит белье, полетный костюм и теплозащитный костюм (ТЗК). В комплект теплозащитного костюма входит куртка, комбинезон, сапоги, шапочка, шлем, чулки меховые, перчатки и носки шерстяные.

Белье и полетный костюм используются космонавтом в нормальных условиях полета при температуре в кабине около 20°C . При понижении температуры космонавт надевает ТЗК, который хранится в НАЗ. На суше для защиты от ветра, дождя и снега космонавт может воспользоваться гидрокомбинезоном, который надевает на полетный костюм и ТЗК.

Комплект ТЗК совместно с бельем, полетным костюмом и гидрокомбинезоном обеспечивают теплозащиту 5...6 КЛО. Время нахождения экипажа на плаву в таком комплекте одежды при температуре воды 2°C и выше и температуре окружающего воздуха до минус 10°C не превышает 12 ч. Масса комплекта ТЗК любого размера не превышает 3,5 кг. При экстремально низких температурах используются все имеющиеся средства (купол парашюта, укрытие из снега, костер и т. п.).

Комбинезон комплекта ТЗК — утепленный, с подкладкой, спереди застегивается молнией.

Куртка комплекта ТЗК — свободного покроя, утепленная, с подкладкой и капюшоном, который затягивается шнурком. К рукавам пришиты утепленные рукавицы.

Сапоги утепленные. При пребывании на воде под гидрокомбинезон на полетный костюм надевается комплект ТЗК, за исключением куртки и сапог.

Средства защиты предназначены для защиты от хищных зверей. Они могут также использоваться для добывания пищи, подачи световых и звуковых сигналов, постройки шалашей, заготовки строительных материалов. К ним относятся: пистолет с патронами, мачете, нож авиационный.

Пистолет предназначен для стрельбы дробовыми, сигнальными и пулевыми патронами. Для точности и удобства стрельбы к пистолету присоединяется приклад, представляющий собой нож мачете. Мачете может быть использован для прокладывания пешеходной тропы в зарослях, заготовки дров и строительных материалов для шалашей и т. п.

Конструкция пистолета исключает возможность случайных выстрелов при ударах и падениях пистолета без воздействия на спусковой крючок. Стрельбу из пистолета можно вести как с присоединенным прикладом, так и без него. Стрельба без приклада производится сигнальными патронами, а также пулевыми

и дробовыми патронами на малые дистанции и в экстренных случаях.

Время горения сигнальной шашки при скорости ветра не более 4 м/с не менее 8 с, высота ее подъема не менее 100 м.

Дробовые патроны различаются по номеру дроби. Патроны с дробью № 5 рекомендуется использовать для охоты на уток, рябчиков, куропаток, а также мелких и средних грызунов (белку, ондатру и т. п.). Патроны с дробью № 3 рекомендуется использовать для охоты на более крупных птиц (тетерев, гусь) и зверей (заяц, барсук). В критических ситуациях на незначительных дистанциях (до трех метров) дробовые патроны могут использоваться для защиты от хищных зверей.

Пулевые патроны предназначены для охоты на средних и крупных зверей, а также для защиты от хищных зверей.

Медицинские средства состоят из аптечки и медицинской накладки. В аптечке содержатся необходимые медикаменты и перевязочные средства. Медицинская накладка служит для защиты от переохлаждения или перегрева. Она изготовлена из полимерной пленки с односторонним металлизированным покрытием.

Лагерное снаряжение — сухое горючее, ветроустойчивые спички, рыболовные снасти, фонарь, проволочная пила.

Сухое горючее изготовлено в виде таблеток, упакованных в полиэтиленовый мешочек. Они используются для подогрева воды и для разжигания костра. Ветроустойчивые спички с теркой сделаны на формальдегидной основе, хранятся в специальном пенале.

ГЛАВА 11

РАССЛЕДОВАНИЕ АВАРИЙ И КАТАСТРОФ

11.1. ОРГАНИЗАЦИЯ РАССЛЕДОВАНИЯ АВАРИЙ И КАТАСТРОФ

Целью расследования аварий и катастроф является установление истинных причин летно-космического происшествия (ЛКП) и разработка комплекса мероприятий по исключению или предупреждению их появления в последующих полетах ПКА.

Для проведения расследования назначается комиссия. В ее состав целесообразно включать три группы специалистов:

1 — изучения вопросов организации подготовки и действий экипажа, стартовой команды, группы управления полетом и поисково-спасательной службы;

2 — исследования аварийной техники (стартового комплекса, ракеты-носителя, космического аппарата);

3 — медико-биологических и психологических исследований.

Первая группа должна формироваться из специалистов, занимающихся организацией, планированием, подготовкой и управлением полетом. В нее также должны входить наиболее компетентные по данной космической программе космонавты.

Вторую группу необходимо комплектовать специалистами, досконально знающими особенности конструкции, технологию изготовления и порядок обслуживания ракетно-космической техники.

В третью группу должны входить специалисты по космической медицине, эргономике, психологии.

В целом комиссия должна комплектоваться так, чтобы в ее составе не было лиц, заинтересованных в определенных результатах расследования. В рамках каждой из групп могут образовываться подгруппы по различным направлениям расследования ЛКП в пределах вопросов, входящих в компетенцию соответствующей группы.

Порядок работы и взаимодействие всех трех групп специалистов комиссии определяется единым планом расследования и методическими указаниями к нему. Указанные документы разрабатываются руководителями групп, обсуждаются на заседании комиссии, подписываются всеми ее членами и утверждаются председателем.

Состав вопросов, подлежащих изучению первой группой специалистов, входящих в состав комиссии по расследованию летно-космического происшествия, зависит от участка полета, на котором произошла авария или катастрофа. В целом эти вопросы охватывают:

исследование радиотехнического обеспечения и средств связи, использованных для контроля полета на участках старта, выведения, орбитального полета, спуска и приземления;

установление точного времени и внешних признаков развития аварийной обстановки;

проведение баллистических и трассологических исследований;

изучение хода предстартовой подготовки ракеты-носителя и ПКА;

оценку возможного влияния метеоусловий в районе старта (приземления) на возникновение аварийной обстановки;

оценку правильности действий экипажа, стартовой команды и группы управления полетом по локализации аварийной ситуации и использованию средств спасения;

оценку эффективности действий поисково-спасательной службы;

определение фактического состояния организации и руководства полетом в предстартовый период, во время старта и выведения ПКА, на орбитальном участке полета, при спуске и приземлении ПКА;

установление фактического уровня подготовки экипажа для работы в нештатных (аварийных) ситуациях на участках старта, выведения, орбитального полета, спуска и приземления.

Работа специалистов второй группы наиболее разнонаправленна и объемна. Ее деятельность строится в зависимости от расследуемого участка полета. Она занимается:

анализом условий эксплуатации;

изучением последовательности и правильности выполнения работ на предприятии-изготовителе, анализом отступлений в производстве от технологической и конструкторской документации, допущенных при изготовлении деталей РН и ПКА;

анализом допущенных отступлений от ТУ при транспортировке и хранении составных частей РН и ПКА;

изучением результатов проверок РН и ПКА в монтажно-испытательном корпусе космодрома и на стартовой позиции, а также допущенных в полет отклонений от требований конструкторской документации;

анализом доработок оборудования стартового комплекса, РН и ПКА;

изучением технической документации, регламентирующей эксплуатацию техники, допустимую и фактическую наработку агрегатов и систем в наземных условиях;

анализом эксплуатационной надежности по данным телеметрической информации и предстартовых испытаний бортовых систем РН и ПКА;

оценкой влияния возможных ошибок экипажа, стартовой команды и группы управления полетом на отказ техники и появление аварийной ситуации;

анализом внешнего состояния разрушенных частей стартового комплекса, ракеты-носителя и ПКА;

выявлением разрушенных и поврежденных элементов ракеты-носителя и ПКА, подлежащих лабораторным исследованиям;

испытанием неразрушенных элементов РН и ПКА для оценки их работоспособности и возможного влияния на фатальный исход запуска и полета;

лабораторными исследованиями поврежденных элементов РН и ПКА в научно-исследовательских организациях;

оценкой возможного отрицательного влияния на работоспособность систем ПКА неблагоприятных факторов космической среды;

оценкой влияния условий запуска на работоспособность систем РН и ПКА.

Третья группа специалистов занимается изучением вопросов, имеющих непосредственное отношение к экипажу. Как и в первых двух группах, здесь также сохраняется зависимость состава вопросов от расследуемого участка полета. В целом они включают:

анализ режимов труда, отдыха и питания экипажа в период, предшествующий возникновению аварийной ситуации;

анализ правильности подготовки скафандров и системы обеспечения жизнедеятельности;

анализ спектральной и интонационной характеристик речи экипажа и оценка эмоциональной напряженности его деятельности;

изучение телеметрической информации, характеризующей состояние экипажа и работу системы обеспечения жизнедеятельности;

изучение медицинской документации, характеризующей профессиональную и психологическую подготовленность экипажа к полету;

обследование пострадавших и останков погибших членов экипажа и стартовой команды;

проведение судебно-медицинской экспертизы;

анализ влияния неблагоприятных факторов космического полета на состояние и функциональные возможности космонавтов.

Для проведения своей работы комиссия использует априорную и апостериорную информацию.

В качестве априорной используется информация, содержа-

щаяся в эксплуатационной, технической, полетной и медицинской документации. Она характеризует:

надежность бортовых систем ПКА и других систем ракетно-космического комплекса, нарушение нормального функционирования которых могло бы явиться причиной появления и развития аварийной обстановки;

объем и особенности работ, проводящихся в период подготовки ракетно-космического комплекса к полету и проведения наземных проверок ПКА и РН непосредственно перед стартом;

дефекты и отказы систем ПКА, РН и стартового комплекса, выявленные и устраненные в период наземных испытаний;

организацию управления полетом;

объем и качество подготовки экипажа к выполнению программы полета;

факт отработки НшС, приведшей к расследуемой аварии или катастрофе;

оперативную работоспособность, групповую совместимость, возможности по действию в аварийной обстановке и другие сведения об экипаже, которые могут способствовать установлению истинных причин летно-космического происшествия;

степень полноты и правильности проведенного при разработке проекта качественного и количественного анализов безопасности космического полета;

степень полноты перечня возможных видов отказов блоков и агрегатов РН и ПКА, отработанных при наземных испытаниях на комплексных стендах, и полноты проверки влияния отказов элементов одних систем на работоспособность других;

степень полноты перечня особо ответственных элементов и полноты их наземной отработки на безотказность;

наличие отступлений, допущенных в производстве, по параметрам, которые могут явиться «концентраторами напряжений»;

степень полноты анализа ошибок, проявившихся в программно-математическом обеспечении РН и ПКА при его отработке на комплексных стендах;

степень полноты анализа программно-математического обеспечения РН и ПКА на предмет обеспечения безопасности полета (алгоритмическая блокировка несанкционированных действий экипажа и наземных служб; блокировка ложных «аварийных» команд и сигналов, вырабатываемых в бортовых системах; блокировка неблагоприятного развития событий при сочетании отказов в бортовых и наземных системах и т. п.);

статистические сведения по авариям и катастрофам, имевшим место в ранее выполненных полетах.

Апостериорная информация является результатом функционирования средств регистрации стартового комплекса, РН и ПКА либо результатом деятельности членов комиссии и лиц, работающих по ее поручениям. Она в существенной мере зависит

от того, на каком участке или этапе космического полета произошло ЛКП. В целом она включает в себя:

телеметрическую информацию, характеризующую работу бортовых систем ПКА, РН, оборудования стартового комплекса, а также состояние экипажа;

магнитофонные записи переговоров между членами экипажа, а также радиообмен между экипажем и Землей;

результаты исследования сохранившихся, разрушенных или поврежденных частей стартового комплекса, ПКА и останков экипажа;

результаты опроса свидетелей ЛКП, обслуживающего персонала и оставшихся в живых членов экипажа ПКА;

данные траекторных измерений полета РН и ПКА;

сведения, содержащиеся в бортовой документации;

видеомагнитофонные записи полета;

записи бортовой регистрирующей аппаратуры;

материалы осмотра и фоторегистрации стартового комплекса, мест падения обломков РН и ПКА, места приземления спускаемого аппарата.

Используя априорную и апостериорную информацию, комиссия выдвигает рабочие гипотезы о причинах ЛКП и осуществляет оценку их достоверности.

Рабочие гипотезы выдвигаются с учетом воздействия тех факторов или их комбинаций, которые создают наибольшую степень опасности и одновременно с этим вероятность появления которых на анализируемом участке полета наибольшая.

Оценка достоверности рабочих гипотез осуществляется по фактическим данным, имеющимся в источниках априорной и апостериорной информации, а также путем проведения расчетов, математического моделирования и экспериментов. По результатам оценки уточняются имеющиеся или выдвигаются новые гипотезы, разрабатываются планы дальнейших исследований по проверке выдвинутых предположений.

Итоги работы каждой из групп комиссии отражаются в заключении. На основе полученных заключений комиссия составляет акт с указанием обстоятельств, при которых произошла авария или катастрофа, а также действительных или наиболее вероятных причин и виновников аварии или катастрофы.

11.2. МЕТОДИЧЕСКИЕ ВОПРОСЫ РАССЛЕДОВАНИЯ АВАРИЙ И КАТАСТРОФ

Обследование и изучение места аварии или катастрофы. Необходимо тщательно обследовать место происшествия, осмотреть поврежденный ПКА (РН), установить на месте происшествия наличие всех его деталей, агрегатов и систем, составить подробные кроки места происшествия, зафиксировать положение

органов управления ПКА, его узлов, агрегатов, элементов конструкции, всех повреждений на местных предметах (деревьях, зданиях и т. п.) и поверхности грунта, произведенных ПКА (РН) при падении или аварийной посадке. Детально все описать и произвести фотографирование.

Тщательно измерить с помощью теодолитов высоты и направления повреждений на местных предметах с целью последующего точного определения курса и угла падения или аварийной посадки ПКА (падения РН).

Если необходимо определить, произошло ли разрушение ПКА (РН) в полете, следует произвести осмотр и аэрофотосъемку полосы местности по маршруту полета (аварийной посадки, падения) ПКА (РН).

Опрос свидетелей аварии или катастрофы, обслуживающего персонала и оставшихся в живых членов экипажа. Для получения объективных сведений следует собирать свидетельские показания по возможности сразу (через 15 ... 30 мин) после происшествия, но не позднее чем по истечении 2 ... 3 ч. Опрос свидетелей не должен продолжаться более 30 мин.

Наиболее целесообразным является получение сведений в письменной форме, так как при сборе информации путем личных бесед со свидетелями специалист, ведущий расследование, невольно внушает свое мнение свидетелю. А такая внушаемость особенно проявляется в тех случаях, когда свидетель мало осведомлен о происшествии или не имеет своего мнения о его причинах.

Искажению собираемой информации могут способствовать также индивидуальные особенности лица, ведущего расследование. Когда качества человека, ведущего расследование, его образ жизни в какой-то мере близки к качествам и условиям жизни виновника, то такой следователь имеет тенденцию приписывать виновнику меньшую ответственность. Информация, собранная путем личных бесед со свидетелями, часто оказывается весьма пестрой, а порой просто противоречивой, в связи с чем к ней следует относиться довольно критически. Особенно противоречивыми оказываются оценки моментов и интервалов времени. Замечено, что людям свойственно подчеркивать именно те факты, которые подтверждают выдвигаемую ими версию, и при этом непроизвольно затушевывать все то, что ей противоречит. Неоднократно повторяя в процессе расследования происшествия рассказы о том, что они видели или слышали, при такой однобокой трактовке свидетели все более утверждают в справедливости своей версии, которая вначале, может быть, и казалась им самим не столь убедительной.

Главным достоинством метода опроса свидетелей является его способность проникать в разнообразные аспекты деятельности и выявлять, благодаря этому, первопричины происшествия.

Исследования поврежденных агрегатов и систем. После обследования поврежденной техники на месте аварии или катастрофы она доставляется в соответствующую организацию для всестороннего и подробного исследования, где производятся следующие работы:

проверяется наличие на поврежденной технике всех элементов конструкции, агрегатов и систем; если обнаруживается нехватка некоторых важных объектов, организуются дополнительный осмотр места аварии или катастрофы и работы по поиску недостающих агрегатов и деталей;

выявляется место в конструкции ПКА (РН) и его системах, в котором при полете могло произойти разрушение деталей; после этого организуется дополнительный поиск разрушившихся деталей по маршруту полета (аварийной посадки, падения) ПКА (РН);

определяется, был ли в полете пожар и какова зона его распространения.

Дальнейшие исследования поврежденных агрегатов и систем включают в себя проведение следующих работ:

контроль качества и состояния материала конструкций с использованием методов магнитной, ультразвуковой, токовихревой и цветной дефектоскопии, а также методов химического, металлографического, спектрального и рентгеноструктурного анализов;

оценка степени и характера деформаций разрушенных деталей при аварии;

сопоставление и анализ взаимных деформаций, повреждения деталей, отпечатков и следов на их поверхностях;

определение степени воздействия пламени на детали ПКА (РН) при пожаре по состоянию лакокрасочных покрытий и неметаллических материалов;

определение температурных условий разрушения деталей;

оценка остаточных напряжений в материале.

На основании технического состояния поврежденной техники определяется первоначально отказавший агрегат или узел.

Исследования сохранившейся в целости техники. При отсутствии повреждений работоспособность агрегатов и систем определяется путем проверок и испытаний с измерением рабочих параметров. Кроме того, имеются возможности моделирования условий отказа непосредственно на проверяемых агрегатах и системах.

Работы по определению причин отказа неповрежденных агрегатов и систем, как правило, имеют три этапа: подготовительный, лабораторно-исследовательский и заключительный.

На подготовительном этапе:

производится внешний осмотр агрегатов (блоков), их фотографирование и предварительное изучение документации;

анализируются все имеющиеся материалы и данные об обстоятельствах отказа, результаты исследования, проведенного в эксплуатирующей организации, отчеты по ранее проведенным исследованиям, техническая документация по эксплуатации и ремонту агрегата, материалы по отказам и неисправностям данного типа агрегата (блока) или системы;

производится тщательный осмотр и контроль агрегата (блока) с помощью контрольных приспособлений и инструмента и проверка работоспособности отдельных узлов, при необходимости проводится рентгеновский контроль состояния внутренних элементов. По результатам этих проверок принимается решение о возможности испытания агрегата (блока) на стендах. Если испытание возможно, агрегат испытывается на стенде, после чего производится анализ результатов испытания;

составляется программа исследований на основании результатов выполненных подготовительных работ и проведенного анализа.

Лабораторно-исследовательский этап заключается в проведении работ, предусмотренных составленной на первом этапе программой. Как правило, лабораторные исследования начинаются с испытания агрегатов (блока или системы). По окончании исследования (а при невозможности его проведения — после проверки работы отдельных узлов) проводится разборка агрегата и исследование технического состояния его узлов и деталей, а также характера выявленных на них дефектов. При этом в большинстве случаев удается обнаружить те неисправности узла и детали, которые вызвали отказ агрегата, и дальнейшее исследование направить на определение причины возникновения этой неисправности. Испытания, как правило, целесообразно начинать с проверки тех узлов и деталей, которые могли явиться причиной отказа.

На заключительном этапе производится анализ всех выполненных работ и составляется заключение о причинах отказа системы, агрегата и детали, обработка рекомендаций по их предотвращению и оформление отчета о проведенном исследовании.

Установление места возникновения пожара. Для установления места возникновения пожара исследуется характер, интенсивность и направление воздействия на детали ПКА (РН) пламени и проводится анализ результатов исследования.

К характерным признакам обгорания деталей и частей ПКА (РН) в полете относятся:

наличие на поверхностях двух сопрягающихся по изломам деталей совпадающих следов копоти одинаковой интенсивности при отсутствии следов воздействия пламени и копоти на изломах этих деталей;

наличие на обгоревших (закопченных) частях конструкции

ПКА (РН) участков без следов непосредственного воздействия пламени и копоти в местах отрыва деталей конструкции;

наличие на двух сопрягающихся по месту разрушения частях обшивки совпадающих контуров прогара одинаковой интенсивности при отсутствии следов воздействия пламени и копоти на изломах непрогоревших участков, обгорания (нагрева) лакокрасочного покрытия одинаковой интенсивности на участке разрушения при отсутствии следов воздействия пламени и копоти на поверхностях изломов;

копоть в глубоких складках материала, одинаковая по интенсивности с копотью на поверхности недеформированных участков.

Наряду с указанными признаками применение при исследовании разрушенных деталей методов металлографического анализа материалов деталей вблизи места излома позволяет установить, в каком состоянии разрушились детали: в холодном или предварительно нагретом.

При установлении возможных источников пожара значительную помощь может оказать анализ логических условий возникновения пожара в полете.

Пожар в полете иногда может сопровождаться различными проявлениями, информация о которых передается в ходе переговоров между членами экипажа, а также радиообмена между экипажем и Землей. Их анализ помогает установить наличие и источник пожара на ПКА.

Исследования приборного оборудования. Основным методом исследования агрегатов и деталей приборного оборудования является метод определения технического состояния объекта контроля по состоянию его элементов. При этом выполняется комплекс операций по определению электрических и механических параметров устройств приборного оборудования. При его исследовании производится анализ внешнего состояния и оценка относительной важности различных признаков и повреждений на деталях и дифференциальный анализ совокупности установленных признаков в отношении возможных неисправностей.

Для определения работоспособности по состоянию элементов следует провести выбор определяющих параметров для каждой конкретной системы, чтобы по величине и сочетанию величин этих параметров можно было однозначно и исчерпывающе судить о работоспособности системы в целом или групп ее элементов. Методика выбора определяющих параметров включает анализ функциональных, аналитических и логических связей объекта контроля с учетом особенностей конструктивного исполнения и применения трассологических исследований.

Определение показаний приборов и средств сигнализации представляет собой процесс «прочтения» информации для определенного момента времени, когда на сопряженных деталях кон-

струкции различных устройств остаются следы взаимного касания деталей вследствие воздействия инерционных нагрузок в момент удара. По этим следам определяется взаимное положение сопряженных деталей. В результате разрушения в момент удара могут оставаться также необратимые признаки протекавших физических и электрических процессов, характеризующие состояние различных электрических устройств.

Гироскопические приборы при расследовании аварий и катастроф служат для получения информации о пространственном положении ПКА. Обычно применяется метод восстановления показаний по фиксированному взаимоположению деталей гироскопических устройств, в основе которого используется принцип теории гироскопических устройств, позволяющий с высокой точностью предположить, что в момент воздействия инерционных перегрузок от удара ось гироскопа не успевает изменить своего пространственного положения, так как скорость прецессии оси гироскопа соизмерима со временем разрушения конструкции ПКА при ударе.

Определение наличия тока в электрических проводах в момент их разрыва при разрушении отдельных элементов конструкции ПКА служит также для качественной оценки (по принципу «да» — «нет») факта подведения электроэнергии к потребителям на ПКА. Принцип этого метода заключается в следующем. Электрический провод, как известно, состоит из токоведущей жилы и нескольких слоев изоляции. При разрыве токоведущей жилы, как правило, одна из проволок жилы рвется последней, одновременный разрыв нескольких проволок практически невозможен. На торцах проволоки, фактически разрывающей линию тока в цепи, происходит выделение определенного количества энергии, которая вызывает оплавление и обгар проволок жилы. Степень поражения проволок жилы зависит от количества энергии, выделившейся в момент разрыва, т. е. от величины и характера нагрузки, количества энергии, выделившейся в виде дуги или искры в момент разрыва. Наибольшую степень обгорания в месте разрыва провода следует ожидать в цепях с большими индуктивностями и в силовых цепях.

Вращение электрических машин в момент удара устанавливается при исследовании состояния агрегатов или систем электрооборудования ПКА в момент разрушения при ударе. При деформации корпуса электрической машины происходит уменьшение зазоров между вращающимися (ротором, якорем) и неподвижными (полюсами, щеткодержателями и т. п.) деталями, вследствие чего из-за взаимного касания на вращающихся деталях остается след — круговой надир, расположенный в плоскости, перпендикулярной оси вращения детали. Если в момент касания происходит одновременно осевое перемещение вращающейся детали, надир может иметь вид спиралевидной дорожки.

Основными узлами электрической машины, на которых наиболее часто могут оставаться следы вращения, являются крыльчатка, коллектор, лобовые части обмотки якоря, подшипники, кожухи, колпаки. В отдельных случаях по величине (глубине) надиров можно определить количественную оценку вращательного движения. Например, можно рассчитать скорость вращения электрической машины.

Объем исследований аккумуляторных батарей включает определение их остаточной емкости путем химического анализа количества прореагировавшего вещества элементов. Принципиально возможно определение степени разряженности разрушенных аккумуляторов путем проведения химического количественного анализа фракционного состава окиси, полуокиси и чистого серебра на положительных электродах и окиси цинка и чистого цинка для серебряно-цинковых батарей, а также окиси свинца и чистого свинца для кислотных аккумуляторов.

Расследование аварий и катастроф при наличии только телеметрической и связной информации. В случае расследования ЛКП, связанных с невозвратившимися с орбиты частями ПКА либо с находящимися по тем или иным причинам на орбите, персонал комиссии располагает только телеметрической, траекторной и связной (телефонной, телеграфной и телевизионной) информацией. В этом случае производится детальное изучение располагаемой информации с привлечением к работе комиссии широкого круга специалистов по космической технике, испытаниям ПКА и его систем, подготовке экипажа, проведению исследований в области космоса. На основе изучения и сопоставления информации по различным системам и процессам, причастие которых к расследуемому ЛКП наиболее вероятно, разрабатываются рабочие гипотезы о причинах появления аварийной ситуации. Проверка гипотез осуществляется путем исследований и экспериментов с использованием натуральных образцов космической техники (ПКА, его систем, приборов, агрегатов и т. п.), комплексных моделирующих стендов ПКА, тренажеров для экипажа, имитаторов условий космического полета, макетных образцов космической техники, различного рода моделей (физических и математических). Работа продолжается до тех пор, пока не будет получено достоверное совпадение характера развития аварийной ситуации по располагаемой телеметрической и связной информации и по информации, полученной в ходе исследований и экспериментов по одной из рабочих гипотез, которая и принимается за основу для объяснения истинной причины происшедшего ЛКП.

ПРИЛОЖЕНИЯ

Приложение 1

ТЕРМИНЫ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПО БЕЗОПАСНОСТИ КОСМИЧЕСКИХ ПОЛЕТОВ

1. **Безопасность экипажа** — совокупность свойств космического комплекса и привлекаемых технических средств, обеспечивающих работоспособность космонавтов и исключающих ухудшение состояния здоровья или гибель космонавтов на всех этапах космического полета, а также обеспечивающих их возвращение на Землю без опасных для здоровья последствий.

Примечание. При рассмотрении вопросов безопасности полета экипажа под продолжительностью космического полета понимается время с момента посадки экипажа в космический аппарат на стартовой позиции до момента эвакуации его после приземления (приводнения).

2. **Уровень безопасности** — количественная и качественная характеристика свойств космического комплекса (составных частей комплекса), определяющая степень обеспечения безопасности экипажа ПКА в космическом полете.

3. **Нештатная ситуация** — состояние космического комплекса, его составных частей и привлекаемых технических средств, не предусмотренное программой их штатного функционирования в процессе полета.

4. **Аварийная ситуация** — штатная ситуация, при которой имеется непосредственная угроза здоровью или жизни космонавтов.

5. **Рассмотренная (предусмотренная) штатная ситуация** — штатная ситуация, которая выявлена и рассмотрена в процессе создания космического комплекса и предполетного анализа и внесена в проектную и эксплуатационную документацию.

6. **Нерассмотренная (непредвиденная) штатная ситуация** — штатная ситуация, появление которой не рассматривалось в процессе создания космического комплекса и предполетного анализа и которая не содержится в разработанной документации.

7. **Расчетная штатная ситуация** — штатная ситуация, способы и средства выхода из которой предусмотрены и внесены в полетную документацию.

8. **Нерасчетная штатная ситуация** — штатная ситуация,

способы и средства выхода из которой не были предусмотрены и не внесены в полетную документацию.

9. Параметр аварийной ситуации — параметр, характеризующий окружающую среду, космический комплекс или состояние космонавта с точки зрения угрозы жизни или здоровью экипажа.

10. Предельно допустимое значение параметра аварийной ситуации — значение параметра аварийной ситуации, при котором наступает ухудшение состояния здоровья космонавта с угрозой его жизни.

11. Время развития аварийной ситуации — интервал времени, исчисляемый с момента возникновения аварийной ситуации до момента достижения предельно допустимого значения параметра аварийной ситуации.

12. Резерв времени в аварийной ситуации — интервал времени, исчисляемый с момента обнаружения аварийной ситуации до момента достижения предельно допустимого значения параметра аварийной ситуации.

13. Источник аварийной ситуации — объект, явление или их совокупность, вызвавшие появление фактора (факторов) аварийной ситуации в космическом полете.

14. Анализ аварийной ситуации — определение признаков проявления, причин и возможных исходов аварийной ситуации, временных ее характеристик, вероятности возникновения, степени опасности и возможных путей выхода из нее.

15. Безаварийность космического комплекса — совокупность свойств космического комплекса (элементов комплекса), исключающих появление аварийных ситуаций на всех этапах полета ПКА.

16. Аварийный отказ — отказ элементов (систем) космического комплекса, приводящий к возникновению аварийной ситуации в космическом полете.

17. Аварийная ошибка — ошибка в документации, неправильные действия (бездействие) членов экипажа или персонала наземных служб, приводящие к возникновению аварийной ситуации в космическом полете.

18. Аварийное изменение окружающей среды — изменение состояния среды, воздействующей на космический аппарат (космонавта), приводящее к аварийной ситуации в космическом полете.

19. Летно-космическое происшествие — событие, заключающееся в повреждении космического комплекса (элементов комплекса) и (или) нарушении здоровья членов экипажа в космическом полете.

20. Авария в космическом полете — летно-космическое происшествие, не сопровождающееся гибелью экипажа.

21. Катастрофа в космическом полете — летно-космическое

происшествие, заключающееся в гибели одного или нескольких членов экипажа, пропаже их без вести или в нарушении их здоровья, приводящем к смерти за время, установленное для расследования этого происшествия.

22. Предпосылка к летно-космическому происшествию — событие, заключающееся в возникновении нештатной ситуации, которое при неблагоприятном стечении обстоятельств могло бы привести к летно-космическому происшествию.

23. Выживание экипажа — комплекс активных, целенаправленных действий экипажа ПКА по поддержанию работоспособности и сохранению жизнедеятельности в неблагоприятных (экстремальных) условиях окружающей среды с момента приземления (приводнения) до момента его эвакуации.

24. Расчетные (нормальные) условия космического полета — условия полета, соответствующие штатной (расчетной) программе полета.

25. Чрезвычайные условия космического полета — условия полета, возникающие при аварийной ситуации.

26. Неблагоприятный фактор космического полета — фактор, соответствующий штатной программе полета, воздействие которого без специальных мер защиты может привести к ухудшению состояния здоровья, травме или заболеванию экипажа.

27. Аварийный фактор (фактор аварийной ситуации) — фактор, возникающий в аварийной ситуации, воздействие которого без применения специальных мер безопасности может привести к гибели экипажа.

28. Радиационная безопасность — свойство космического комплекса (его элементов) и привлекаемых средств, обеспечивающее защиту экипажа от естественного и искусственного радиационного излучений.

29. Микрометеорная безопасность — свойство космического комплекса (его элементов), обеспечивающее защиту ПКА и экипажа от воздействия микрометеорных потоков.

30. Взрывобезопасность — свойство космического комплекса (его элементов), обеспечивающее предупреждение взрывов и взрыво-детонационную стойкость комплекса (его элементов).

31. Пожаробезопасность — свойство космического комплекса (его элементов), характеризующее его (их) способность противостоять возгоранию, обеспечить ликвидацию очагов пожара и безопасность экипажа при его возникновении.

32. Электробезопасность — свойство космического комплекса (его элементов), характеризующее его способность обеспечивать защиту экипажа от поражения электрическим током.

33. Инфекционная безопасность — свойство космического комплекса (его элементов) и экипажа, характеризующее их способность к предотвращению инфекционных и аутоинфекционных заболеваний экипажа.

34. Токсикологическая безопасность — свойство космического комплекса (его элементов), характеризующее его способность противостоять образованию и вредному воздействию на экипаж токсических веществ.

35. Программа обеспечения безопасности — организационно-технический документ, содержащий перечень работ и мероприятий, проводимых на всех стадиях создания и эксплуатации космического комплекса и направленных на реализацию и контроль выполнения заданных требований по обеспечению безопасности экипажа в космическом полете.

36. Служба безопасности — подразделение (совокупность подразделений), профессионально обеспечивающее решение вопросов безопасности экипажа на всех стадиях создания и эксплуатации космических комплексов.

37. Экспертиза безопасности — комплекс мероприятий, направленных на установление степени соответствия заданного и фактического уровня безопасности.

38. Обеспечение безопасности экипажа — планирование и осуществление организационно-технических и медицинских мероприятий, направленных на достижение, поддержание и контроль заданного уровня безопасности экипажа в космическом полете.

39. Прогнозирование аварийной ситуации — определение возможного времени возникновения предполагаемых проявлений аварийной ситуации в космическом полете по данным об изменении параметров окружающей среды, состояния составных частей, систем и агрегатов космического комплекса или психофизиологического состояния космонавтов.

40. Обнаружение аварийной ситуации — определение факта возникновения аварийной ситуации в космическом полете.

41. Распознавание аварийной ситуации — определение источника, причины появления аварийной ситуации и ее количественных характеристик.

42. Ликвидация аварийной ситуации — прекращение развития аварийной ситуации в космическом полете и устранение причин ее возникновения.

43. Локализация аварийной ситуации — ограничение дальнейшего развития аварийной ситуации в космическом полете без устранения причин ее возникновения.

44. Аварийно-восстановительная операция — совокупность взаимосвязанных организационно-технических мероприятий, направленных на защиту экипажа, локализацию или ликвидацию аварийной ситуации и ее последствий.

45. Спасение экипажа (космонавта) — эвакуация экипажа (космонавта) ПКА из опасной зоны при возникновении неликвидируемой и нелокализуемой аварийной ситуации и доставка

их (его) на Землю или другой космический аппарат без опасных для здоровья последствий.

46. Аварийно-спасательная операция — совокупность взаимосвязанных организационно-технических мероприятий, проводимых для спасения экипажа в космическом полете.

47. Специальные средства обеспечения безопасности — средства, обеспечивающие прогнозирование, обнаружение, распознавание, локализацию и ликвидацию аварийных ситуаций, а также оповещение, защиту и спасение экипажа.

48. Средства ликвидации аварийной ситуации — технические средства, предназначенные для прекращения развития аварийной ситуации и устранения причин ее возникновения.

49. Средства локализации аварийной ситуации — технические средства, ограничивающие дальнейшее развитие аварийной ситуации без устранения причины ее возникновения.

50. Средства для проведения аварийно-восстановительных работ — технические средства, предназначенные для восстановления работоспособности поврежденных и (или) вышедших из строя систем и агрегатов космического аппарата.

51. Средства спасения — бортовые и автономные технические средства, обеспечивающие эвакуацию космонавтов из космического аппарата или сткрытого космоса при возникновении аварийных ситуаций и доставку их на Землю или другой космический аппарат.

52. Способ спасения экипажа (космонавтов) — последовательные действия бортовой автоматики, экипажа, терпящего бедствие, или экипажа спасательного космического аппарата и персонала наземных служб с использованием функциональных систем и специальных средств космического комплекса и привлекаемых средств для спасения экипажа (космонавтов).

53. Система аварийного спасения — система, предназначенная для отделения от носителя и увода на безопасное расстояние всего космического аппарата или его части с экипажем при помощи аварийной или штатной двигательной установки при возникновении аварийной ситуации в космическом полете.

54. Аварийно-спасательный космический аппарат — специально оборудованный космический аппарат, предназначенный для проведения аварийно-восстановительных и спасательных работ в космическом пространстве.

55. Индивидуальное средство защиты космонавта — техническое средство, обеспечивающее жизнедеятельность космонавта и его защиту от фактора (факторов) аварийных ситуаций в космическом полете в течение заданного времени.

56. Аварийный запас космонавтов — запас пищи, воды и различных средств для обеспечения выживания экипажа в течение заданного времени и его обнаружения после приземления (приводнения).

57. Аварийное изменение программы полета — изменение программы космического полета в связи с угрозой возникновения аварийной ситуации на борту ПКА или ее возникновением.

Приложение 2

СРЕДСТВА ЗАЩИТЫ ЭКИПАЖА

Изолирующий противогаз (ИП) предназначен для защиты органов дыхания и зрения в аварийных ситуациях (пожар) от любых вредных примесей, независимо от их свойств и концентрации, а также в условиях недостатка или отсутствия кислорода.

Основной технической характеристикой является время защитного действия. Это время зависит от степени тяжести выполняемой работы. Для типового противогаза оно составляет 20 ... 140 мин.

Изолирующий противогаз состоит из футляра и рабочей части. Футляр ИП герметичен и обеспечивает сохранность регенеративного патрона в период хранения. Он состоит из корпуса и крышки, герметично соединенных между собой с помощью резинового кольца и стяжного пояса. На крышке футляра расположен клапан, который обеспечивает выравнивание давления внутри футляра с давлением окружающей среды в момент срыва крышки.

Рабочая часть ИП (рис. 57) состоит из регенеративного патрона, пускового устройства, лицевой части (маски), дыхательного мешка с клапаном избыточного давления, гофрированной трубки и ремня с ворсовой молнией.

Принцип действия противогаза основан на регенерации выдыхаемого человеком воздуха в регенеративном патроне. При выдохе газовая смесь через лицевую часть маски по гофрированной трубке поступает в патрон, в котором происходит поглощение уг-

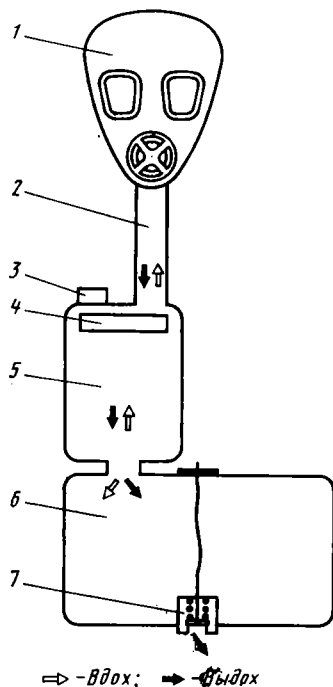


Рис. 57. Схема изолирующего противогаза:
1 — лицевая часть (маска); 2 — гофрированная трубка; 3 — пусковое устройство; 4 — пусковой брикет; 5 — регенеративный патрон; 6 — дыхательный мешок; 7 — клапан избыточного давления

лекислого газа и влаги с последующим выделением кислорода в объеме, пропорциональном количеству поглощенных веществ (не менее 7 л кислорода за 1 мин). Из патрона газовая смесь поступает в дыхательный мешок. При вдохе газовая смесь из дыхательного мешка вторично поступает в патрон, где дополнительно очищается от углекислого газа, и по гофрированной трубке возвращается в органы дыхания. В процессе регенерации выделяется большое количество тепла, которое нагревает стенки регенеративного патрона и вдыхаемый газ. Чтобы температура вдыхаемого газа не превышала 60°C, в регенеративном патроне и дыхательной трубке предусмотрены конструктивные элементы, охлаждающие вдыхаемый газ. Для исключения ожогов тела и рук человека при соприкосновении с нагретым корпусом регенеративного патрона он помещается в теплоизоляционный экран.

Для обеспечения оператора кислородом в начальный момент температура вдыхаемого газа не превышала 60°C в регенеративного вещества патрона служит пусковое устройство. Оно включает в себя корпус с эксцентриковым рычагом, резиновую ампулу с иглой и пусковой брикет. Резиновая ампула содержит 35%-ю серную кислоту. Пусковой брикет состоит из надперекисей натрия и калия, сернокислого калия, асбеста и алюминиевой пудры. При включении пускового устройства кислота вступает в химическую реакцию с веществом пускового брикета, который разлагается за несколько секунд, в результате чего выделяется нужное количество кислорода. Например, при наличии в ампуле 1,5 мл 35%-й серной кислоты выделяется около 1 л кислорода.

Другим возможным вариантом конструкции пускового устройства является устройство, включающее корпус, хлоратную свечу (твердый источник кислорода), ударное устройство и капсюль-воспламенитель. В основу его действия положено термическое разложение хлоратной свечи. В химический состав свечи, кроме хлората натрия (основной компонент) входят порошкообразное железо (используется для поддержания реакции) и диоксид бария (является ее катализатором, дополнительным источником кислорода, хемосорбентом молекулярного хлора, выделяемого при термическом разложении хлората натрия).

Изолирующий противогаз переводится в рабочее (эксплуатационное) положение при аварии по команде или самостоятельно. Для этого необходимо задержать дыхание, вскрыть замок стяжного пояса (потянуть за кольцо), сорвать крышку с корпуса футляра резким рывком за ручку, извлечь рабочую часть противогаса из корпуса футляра, закрепить патрон с дыхательным мешком на груди (соединив концы ремня за спиной), надеть маску на лицо, перевести рычаг пускового устройства на 180° до упора и сделать резкий выдох. При необходимости подтянуть подгоночные ремни наголовника.

Пусковое устройство считается приведенным в действие, если рычаг не переводится в первоначальное положение. Признаками срабатывания пускового брикета являются поступление в подмасочное пространство теплой газовой смеси, наполнение дыхательного мешка газовой смесью, разогрев крышки патрона в месте нахождения пускового устройства.

Основными признаками нормальной работы противогаза являются поступление теплого газа к органам дыхания и нагревание корпуса регенеративного патрона. При случайном обжати дыхательного мешка необходимо прекратить выполнение работы на 30 ... 60 с и возобновить ее после наполнения мешка. Признаком истечения времени защитного действия противогаза является слабое наполнение дыхательного мешка и нехватка кислорода на вдох.

При работе с противогазом запрещается: повторно его использовать для дыхания, если перерыв в его работе превышал установленное время (например, 3 мин); подвешивать и переносить противогаз за ручку крышки футляра; применять противогаз при отрицательных значениях температуры воздуха.

Противорадиационная защита. Виды защиты экипажей ПКА от ионизирующих излучений можно классифицировать следующим образом:

1) пассивная физическая защита — ослабление излучения путем увеличения толщины обшивки корабля, компоновки оборудования, создания убежища либо теневой защиты;

2) активная защита — создание методов защиты от заряженных частиц с помощью магнитных и электрических полей;

3) локальная защита критических органов экипажа и систем ПКА;

4) фармако-химическая противорадиационная защита.

Пассивная физическая защита. Средства пассивной защиты зависят от вида излучения. Защита от галактического космического излучения не реальна: чтобы снизить уровень ГКИ на 50 %, требуется защита толщиной 100 ... 500 г/см². Между тем, есть основания предполагать, что создание защиты от тяжелых первичных частиц — выполнимая задача. Для защиты от плотной ионизирующих частиц предлагается использовать материалы с малым атомным номером *Z*. Предварительная оценка показывает, что для значительного уменьшения числа попаданий таких частиц в тело космонавта необходима сферическая защита толщиной, эквивалентной 20 г/см² воды.

Для защиты экипажа от воздействия солнечных вспышек или излучений внутреннего радиационного пояса Земли требуется экранирующий материал для радиационных убежищ (РУ) плотностью 10 ... 40 г/см². Масса такого убежища прежде всего лимитируется дозой, рекомендованной в качестве предельно допустимой для космонавтов, и риском ее превышения. Например,

для снижения уровня облучения при длительном полете до 0,05 Гр/год в убежище диаметром 2 ... 3 м потребовалась бы защита массой более 100 т. Толщина защиты РУ, для которой вероятность превышения дозы 0,5 Гр за счет СВ за 600 суток полета составит 0,1, равна 30 г/см², в то время как уменьшение риска превышения указанной дозы до 0,01 потребует увеличения толщины защиты на 25 г/см². При длительном полете в течение 1 ... 2 лет изменение регламентируемой дозы на 0,1 Гр приведет к изменению массы РУ на 1 ... 1,5 т в зависимости от условий полета.

Толщина защиты РУ при длительных космических полетах с ядерно-ракетным двигателем (ЯРД) может принимать следующие значения. В космических полетах с ЖРД длительностью 200 ... 1000 суток при значениях риска 0,01 и для поверхности защиты РУ, равной 25 м², толщина защиты может составить 12 ... 30 г/см² (в период максимальной солнечной активности) и 5 ... 30 г/см² (при длительности полета 200 ... 650 суток в период минимальной солнечной активности). При полетах кораблей с ЯРД требуемая защита РУ увеличивается на 2 ... 4 г/см² в период максимальной солнечной активности и на 1 ... 3 г/см² в период минимальной солнечной активности. При полетах с малотяговым двигателем из-за раскрутки в радиационном поясе Земли толщина РУ может составить не менее 50 г/см².

В качестве примера, подтверждающего необходимость убежища, можно использовать корабль «Аполлон». Как известно, корпус корабля «Аполлон», сделанный в основном из алюминия, нержавеющей стали и фенольноэпоксидных смол, создает экран плотностью 7,5 г/см². Лунный же модуль корабля «Аполлон» имеет экран плотностью всего лишь 1,5 г/см², что совершенно недостаточно, чтобы создать защиту от интенсивных солнечных вспышек.

При осуществлении пассивной защиты от излучений внешнего радиационного пояса Земли имеется определенная специфика. При малой толщине защиты (<1,0 г/см²) основная часть дозы определяется электронами, а при толщине защиты >1 г/см² — тормозным излучением. На основании этого сформулированы два основных требования к защите от излучений РПЗ: для уменьшения генерации тормозного излучения защиту следует изготовлять из материала с низким атомным номером Z , а для увеличения поглощения тормозного излучения — наоборот. Этим двум условиям удовлетворяет комбинированная защита, состоящая из слоя материала с низким Z (наружный слой) и слоя материала с высоким Z (внутренний слой).

При проектировании защиты от излучений бортового ядерного реактора необходимо иметь в виду следующие три возможные компоновки защиты: защитный материал расположен вокруг защищаемого объекта; защита расположена около реактора;

защита разделена на две части — около реактора и около защищаемого объекта. При этом защита около реактора должна быть только теневого типа, т. е. защищаемый объект должен находиться в «тени», создаваемой этой защитой.

Несмотря на сравнительно высокие величины принимаемых в расчетах допустимых доз, расчетная масса пассивной защиты оказывается весьма большой. Например, при объеме защищаемого отсека 20...25 м³ масса защиты (минимальная) должна составлять 10...40 т. Поэтому в последнее время интенсивно разрабатываются принципиально новые виды защиты, так называемой активной.

Активная защита. Основана на том, что отклонение заряженных частиц от обитаемого отсека космического корабля осуществляется с помощью магнитного или электрического поля. Для защиты от высокоэнергетических протонов солнечных вспышек и внутреннего радиационного пояса можно использовать лишь магнитные поля. От других видов, например от электронов высоких энергий при длительном полете по орбитам, близким к синхронным, а также от искусственных радиационных поясов, защитой могут служить электрические поля.

Магнитная защита обитаемых отсеков большого объема (100...200 м³ и выше) может обеспечить радиационную безопасность от протонов РПЗ даже при «тяжелых» в радиационном отношении режимах, а также от протонов СВ при длительных полетах. Магнитная защита основана на использовании сверхпроводящих материалов, которые будучи охлаждены до гелиевых температур, имеют нулевое электрическое сопротивление и способны практически неограниченно долго обеспечивать циркуляцию однажды подведенного в них тока. Таким образом, энергопотребление магнитной защиты невелико и определяется в основном мощностью криогенной установки. В зависимости от времени полета криогенная система может быть выполнена либо по типу транспортного дьюара, либо с термостатированием внешних оболочек криостата системой, рассчитанной на температуры жидкого азота или водорода. Это позволит обеспечить полет продолжительностью более года и с запасом жидкого гелия даже без бортового рефрижератора на гелиевые температуры.

Достоинством активной защиты являются низкий уровень генерации вторичного излучения и значительно меньшая масса. Так, масса магнитной защиты отсека объемом около 150 м³ от протонов с энергией 1 ГэВ будет составлять приблизительно 4500 кг, а масса аналогичной по свойствам пассивной защиты — 440 000 кг, т. е. будет почти в 100 раз больше.

Следует подчеркнуть, что любая магнитная защита, эффективная для протонов с энергией несколько сот мегаэлектрон-

вольт, будет эффективной и для электронов с такой же (или меньшей) энергией.

Электростатическая защита основана на отклонении падающего потока заряженных частиц электрическим полем, создаваемым у поверхности корабля специальными электродами. В качестве изоляции электростатической защиты можно использовать вакуум космического пространства, газообразную среду или твердый диэлектрик.)

Локальная защита предусматривает защиту ряда критических органов космонавтов в полете от воздействия ионизирующих излучений.

Снижение радиобиологического эффекта при воздействии ионизирующего излучения установлено во многих экспериментах с экранированием костного мозга, лимфоидной ткани, надпочечников, печени, а также различных участков тела организма. Максимальное снижение поражающего действия ионизирующего излучения происходит при защите живота. Значения величины ЛД 50/30 (50% -й летальный исход в течение 30 сут) для различных условий облучения крыс при общем облучении тела и локальной защите (экранировании) различных органов приведены в табл. 27. Кроме того, в этой таблице приведены значения индекса снижения радиобиологического эффекта, представляющего собой отношение ЛД 50/30 при частичном и общем воздействии.

Характер течения лучевого поражения и степень защитного эффекта при локальной защите во многом зависит не только от экранируемой области, но и от общей применяемой дозы, массы защищенной ткани, остаточной дозы под экраном, ритма облучения.

Сопоставление эффекта защиты головы и верхней части живота крыс при γ - и протонном 120 МэВ облучении в дозах 9,3 Гр и 8 ... 10,5 Гр соответственно, проведенное в условиях экранирования примерно равных участков тела по массе (12 ... 13% массы тела), показало, что защитный эффект в наибольшей степени был выражен при экранировании живота. Если при общем γ -об-

Т а б л и ц а 27

Вид облучения	ЛД 50/30, Гр	Индекс снижения эффекта
Общее	0,518	—
Частичное с экранированием:		
таза	0,626	1,2
грудной клетки	0,648	1,2
голова	0,756	1,4
нижней конечности	0,799	1,5
нижнего отдела живота	0,832	1,6
верхнего отдела живота	1,102	2,1
всего живота	1,166	2,2

лучении выживаемость составляла 6,3%, то при экранировании живота она повышалась до 88,3%; при воздействии протонами выживаемость была равна 19,4 и 50% соответственно. Наиболее эффективным является экранирование верхней трети живота, в то время как защита головы не спасает животных от гибели.

Сопоставление экспериментальных данных показало, что степень тяжести лучевой болезни при защите различных частей тела животных неодинакова. Наиболее тяжело протекали заболевания у группы собак, облученных в условиях защиты верхней части живота. Аналогичная картина наблюдалась у группы собак, облученных с защитой нижней части живота.

Наиболее легким считается протекание лучевой болезни у группы животных, облученных в условиях экранирования области таза. Через 45 суток у этих животных почти все исследуемые показатели возвратились к исходному уровню.

Тяжесть течения лучевой болезни у групп собак, облученных в условиях экранирования головы, груди и задних конечностей, была одинаковой. При этом указанные группы занимают как бы промежуточное положение между описанными выше.

Таким образом, в порядке уменьшения эффективности локальной защиты опытные группы можно расположить в следующем порядке: защита области таза, груди, головы и задних конечностей, нижней части живота, верхней части живота. Причиной такого распределения групп является то, что эффект локальной защиты тела зависит в основном от количества экранированного во время облучения костного мозга. Объем экранированного костного мозга при различных вариантах защиты тела следующий:

область таза	13,7%
область груди	12,9%
голова	9,7%
задние конечности	8,9%
нижняя часть живота	5,8%
верхняя часть живота	4,9%
общее облучение без защиты	0,0%

Отсюда видно, что наибольшее количество костного мозга содержится в области таза (13,7%), в то время как в верхней и нижней частях живота объем костного мозга минимальный (4,9 и 5,8% соответственно). Защита головного мозга, легких, сердца, печени, кишечника, почек, селезенки во время облучения, если и имеет какое-то значение в развитии лучевого поражения у экспериментальных животных, но не является ведущей и не вносит никакого изменения в течение лучевой болезни.

В связи с этим при разработке метода локальной защиты необходимо учитывать распределение костного мозга у человека (табл. 28, 29). Наиболее рационально создавать локальную защиту таким образом, чтобы она экранировала участки тела с

Т а б л и ц а 28

Части скелета человека	Костный мозг, %	Глубина залегания костного мозга, см
Череп и нижняя челюсть	13	0,5 ... 1,5
Ребра	15	1,0 ... 9,5
Лопатки	5	2,0 ... 4,0
Ключица	2	1,0 ... 3,0
Грудина	3	1,0 ... 3,5
Крестцовые кости	9	3,0 ... 9,0
Таз	23	3,0 ... 11,0
Позвоночник	30	1,0 ... 14,0

Т а б л и ц а 29

Части скелета человека	Распределение активной фракции костного мозга (по отношению к общему количеству костного мозга) в костях скелета человека и животных, %				
	человек	обезьяна	собака	крыса	мышь
Череп	13,0	8,7	1,0	66	19,1
Нижняя челюсть	1,2	2,2	0,1	4	—
Ключицы	1,6	0,7	—	—	—
Лопатки	4,9	3,9	5,1	—	—
Ребра	7,1	4,8	20,5	—	16,1
Грудина	2,5	1,5	2,8	—	—
Верхние конечности	2,2	12,2	11,1	11,1	5,7
Позвоночник	42,9	33,1	42,6	24	38,1
Нижние конечности	3,9	20,0	7,9	35	12,8

наибольшим содержанием костномозговой ткани. По-видимому, экранирование необходимого объема костного мозга во время облучения может быть достигнуто при хорошей защите нескольких участков независимо от их локализации.

В настоящее время общепринято, что при остром равномерном облучении организма в дозах от 0,108 до 0,648 ... 0,864 Гр главным в развитии лучевой болезни является нарушение систем кроветворения, а при облучении в дозах 0,864 ... 5,4 Гр — поражение желудочно-кишечного тракта. Поэтому при облучении организма в дозах до 0,648 ... 0,864 Гр представляется необходимым экранировать костный мозг, а при воздействии в больших дозах — и кишечник.

Приведенный экспериментальный материал позволяет сделать вывод, что локальная защита уже сейчас может быть использована на космических кораблях, так как для ее использования не существует никаких противопоказаний.

Фармако-химическая защита. Все известные противолучевые средства можно подразделить на две группы:

1) химической защиты, способные предупреждать развитие некоторых первичных радиационно-химических и биохимических процессов в облученном организме;

2) биологической защиты, повышающие общую сопротивляемость организма и естественную резистентность.

Средства первой группы, или так называемые радиопротекторы, будучи введенными в организм за определенное время до облучения, снижают в той или иной степени поражающий эффект радиационного воздействия. К ним относятся аминокислоты, аминокислоты, аминокислоты, производные тиомочевины, гуанидина и тиосерной кислоты, тиазолидины и т. п. Однако указанные средства наиболее эффективны при воздействии радиоизирующих излучений и при большой мощности дозы облучения.

Средства второй группы (биологической защиты), так же как и средства химической защиты, являются лекарственными веществами. Однако эти лекарства в отличие от радиопротекторов не обладают специфическими действиями, а способны только повышать общую сопротивляемость организма. К этим средствам (их еще называют адаптогенами) относятся антибиотики, витамины, гормоны, медиаторы нервной системы, детоксицирующие вещества и др. Их можно применять после облучения.

Достаточно стройной систематизации радиопротекторов пока не существует. По-видимому, более оправданным является объединение препаратов (или рецептов) в группы по целевому назначению:

1) предназначенные в качестве индивидуальных средств химической защиты от внешнего воздействия проникающей радиации при сравнительно кратковременном облучении с большой мощностью дозы (например, при ядерном взрыве или солнечной вспышке);

2) предназначенные в качестве индивидуальных средств химической защиты при длительном облучении с малой мощностью дозы (например, при длительных космических полетах);

3) предназначенные для повышения устойчивости организма к радиации при рентгено-радиотерапии.

Адаптогены в отличие от радиопротекторов оказывают противолучевое действие только при воздействии сравнительно малых доз и многократном введении за несколько дней или даже недель после облучения. Особенно важно, что повышение радиорезистентности наблюдается как при остром, так и хроническом облучении, чего пока не достигнуто при применении радиопротекторов. Более того, для средств биологической защиты, по существу, нет противопоказаний, и они могут быть использованы почти в любых условиях, в том числе и в условиях космоса.

К числу наиболее эффективных средств этой группы относятся: препараты элеутерококка колючего, женьшеня, лимонника (жидкие экстракты, настойки); витаминно-аминокислотный комплекс, состоящий из витаминов группы В (В₁, В₆), витамина Р, С, триптофана и гистидина, а также некоторые микроэлементы (например, кальций, фтор), особенно в сочетании с витаминно-аминокислотным комплексом; аденозинтрифосфат (АТФ), дибазол и др.

К препаратам фармако-химической защиты, рекомендуемым для приема на борту космического корабля, предъявляются особые требования. Они должны быть эффективны при облучении организма различными видами радиации с малой мощностью дозы, отличаться небольшой токсичностью даже при повторных приемах за короткий период времени и не снижать общей реактивности организма, его работоспособности и т. п.

Необходимо отметить, что проблема изыскания эффективных химических средств защиты экипажа и всего биокомплекса от радиационных поражений является не только актуальной, но и весьма сложной и еще недостаточно разработанной. Более того, известные радиопротекторы далеко не совершенны и вряд ли могут быть уже сейчас рекомендованы космонавтам в качестве индивидуальных средств защиты.

В отличие от этого, средства биологической защиты уже сейчас можно рекомендовать для пилотируемых космических полетов. Использование их особенно просто при небольших и умеренных дозах радиации. Эти средства могут оказать положительный эффект уже при дозах радиации чуть выше предельно допустимых.

Проблему радиационной защиты экипажа следует решать как задачу определения оптимального соотношения различных методов и видов защиты с учетом конкретных условий и программ полета.

Экспериментально установлено, что более предпочтительной по отношению к автономному использованию отдельных видов защиты является комбинированная защита. Так, комбинация радиопротекторов с локальной защитой оказывает более выраженный противолучевой эффект, чем каждый из этих видов защиты в отдельности. Более того (что особенно важно), применение комбинированной защиты позволяет уменьшить дозировку препарата в 2...4 раза (у животных), снизить массу и габаритные размеры экрана.

Аварийно-спасательный скафандр (АСК) предназначен для защиты членов экипажа ПКА от вредного воздействия низкого барометрического давления, перегрева и охлаждения, а также для предохранения от удара встречного потока воздуха при катапультировании и обеспечения плавучести при попадании в воду.

Скафандр как индивидуальное снаряжение членов экипажей ПКА совместно с системой жизнеобеспечения используется при внезапной разгерметизации кабины, нарушении заданного газового состава воздуха и температуры в кабине, а также при покидании ПКА в аварийной обстановке.

К скафандру предъявляются следующие требования.

Общие требования:

- 1) высокая надежность в эксплуатации;

2) хорошая подвижность космонавта и отсутствие стеснения движения;

3) возможно малые масса и габаритные размеры;

4) простота и удобство обслуживания при подготовке к повторному использованию;

5) высокие вибропрочность и теплостойкость в заданных диапазонах вибраций и температур;

6) безопасность в пожарном отношении;

7) достаточный запас прочности (не менее 2,5...3);

8) обеспечение ручного регулирования давления и температуры подаваемого для вентиляции воздуха в скафандр;

9) обеспечение возможности без посторонней помощи снятия (за 2...3 мин) и надевания скафандра (за 5...10 мин);

10) для обеспечения необходимых жизненных условий при эксплуатации скафандра могут быть приняты следующие исходные данные:

расчетная «высота» не более 7 км	41 кПа (308 мм рт. ст.)
расчетная «высота» не более 10 км	26,2 кПа (197 мм рт. ст.)
ограниченно рабочая «высота» при полете в течение непродолжительного времени (до двух часов) 11 км	22,4 кПа (169 мм рт. ст.)
максимальная «высота» при полете до 15 мин 12 км	19,5 кПа (147 мм рт. ст.)

11) парциальное давление углекислого газа в шлеме скафандра не должно превышать 2...2,8 кПа (15...21 мм рт. ст.). Относительную влажность воздуха в шлеме желательно поддерживать в пределах 40...70%.

Специальные требования:

1) в аварийной обстановке (при катапультировании) конструкция скафандра должна обеспечивать: возможность принять необходимую позу; защиту от встречного потока ($V=400...600$ км/ч), от теплового и акустического воздействия работающих двигателей;

2) обеспечение защиты космонавта от охлаждения в зимних условиях, возможности автоматического перехода на дыхание атмосферным воздухом при приземлении в бессознательном состоянии, размещения на скафандре необходимого личного снаряжения (оружия, сигнальных средств и т. д.);

3) обеспечение положительной плавучести, возможности пользования лодкой и вещевым комплектом НАЗа.

Основными элементами, входящими в комплект аварийно-спасательного скафандра, являются: оболочка, шлем, верхняя одежда, система вентиляции, нательное белье, теплозащитный костюм, перчатки, обувь, приборы, средства связи, средства спасения (рис. 58).

Оболочка скафандра обычно включает собственно оболочку (многослойную или однослойную), силовую систему и разъемы.

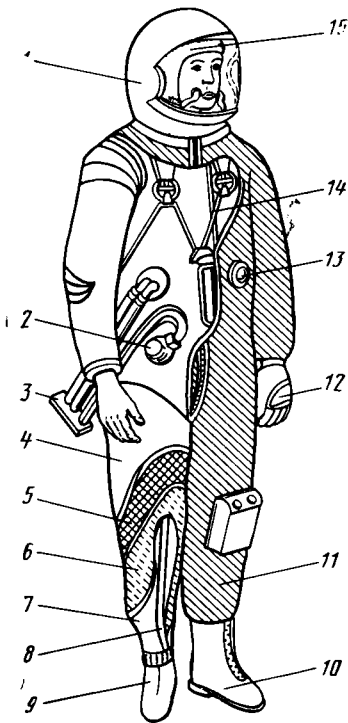


Рис. 58. Комплект аварийно-спасательного скафандра:

1 — шлем; 2 — герметичный ввод проводов связи; 3 — объединенный разъем шлангов; 4 — силовая оболочка; 5 — герметичная оболочка; 6 — подкладка; 7 — нательное белье; 8 — трубка вентилирующей системы; 9 — носок; 10 — съемный ботинок; 11 — верхняя одежда; 12 — перчатка; 13 — регулятор давления; 14 — силовая система; 15 — шлемофон

На оболочке скафандра размещаются необходимые приборы.

Многослойная оболочка состоит из нескольких слоев (силовой оболочки, герметичной оболочки, подкладки). Для надевания и снятия скафандра в оболочке делается распах, герметизируемый аппендиксом. В некоторых скафандрах распах закрывается герметичной застежкой-«молнией». Силовая оболочка изготавливается из прочной ткани, хорошо противостоящей усилиям раздирания (сопротивление раздиранию стандартного образца должно быть не менее 100 Н (для полоски шириной 5 см)). У некоторых скафандров силовым слоем служит сетка из прочных синтетических нитей (например, дакрона). Герметичная оболочка изготавливается в основном из прорезиненного трикотажа, обладающего хорошей воздухопроницаемостью, сопротивлением раздиранию и разрыву, большим упругим удлинением и сопротивлением проколу.

Однослойная оболочка, выполняющая функции силовой и герметичной оболочек одновременно, изготавливается из прочной воздухопроницаемой (герметичной) ткани.

Силовая система предназначена для ограничения растяжения ткани оболочки избыточным давлением внутри скафандра. Она используется также для подгонки скафандра по росту. Для изготовления силовой системы применяются тросы, тесьмы, шнуры. С целью обеспечения подвижности человека в скафандре применяются шарниры, позволяющие осуществлять изгиб в одной плоскости; поворот (вращение), вращение и изгиб в одной или двух плоскостях (комбинированные шарниры). Поворотные шарниры используются в шейном, плечевом и кистевом суставах. Вращение достигается с помощью подшипника. Комбинированные шарниры образуются соединением двух шарниров, обеспечивающих возможность вращения и изгиба. Например, комбинированный плечевой шарнир имеет мягкую часть, состоящую из

трех «корочек» (в виде апельсиновых долек), и жесткую часть, представляющую собой герметичный поворотный подшипник.

Разъемы облегчают эксплуатацию скафандра, способствуют быстрому его надеванию и снятию. Обычно у современного скафандра имеются шейный разъем и разъем сочленения перчатки. Иногда применяют поясной разъем и разъем сочленения сапога.

Шлем скафандра должен обеспечивать: герметичность, защиту головы от возможных ударов, защиту от шума, необходимый обзор. Он должен иметь возможно меньшую массу (шлем массой более 2500 г считается уже тяжелым), обладать хорошей звукоизоляцией, задерживать биологически вредную часть солнечного спектра с длиной волны короче 350 мкм. Материалы, применяемые для остекления, не должны изменять прозрачность и оптические характеристики при действии вакуума и ионизирующего излучения.

Защита от шума осуществляется конструкцией шлема. Допустимое значение шума применительно к условиям 8-часовой ежедневной работы космонавта должно быть не более 70 дБ при частоте 1000 Гц. В технических расчетах принято пользоваться степенью звукоизоляции (ЗИ) конструкции (в дБ)

$$ЗИ = 10 \lg (1/\tau),$$

где τ — коэффициент звукопроводности.

С достаточной степенью точности звукоизоляция может быть вычислена по формуле

$$ЗИ = 14 + 12,5 \lg M_{зи},$$

где $M_{зи}$ — масса одного квадратного метра звукоизолирующего слоя, кг.

Эффективность различных средств защиты в диапазоне частот 125 ... 8000 Гц показана в табл. 30.

Оптические характеристики шлема определяются конструкцией остекления и материалами, выбранными для остекления.

Таблица 30

Тип устройства	Среднее ослабление шума (дБ) на частотах (Гц)						
	125	250	500	1000	2000	4000	8000
Тампоны из хлопковой ваты	3	3	4	8	15	15	16
Тампоны из ультратонкого волокна	8	10	15	22	25	32	—
Наушники типа АГ-2	5	6	7	10	18	25	27
Шлемофон ШЗЛ-61	5	6	7	11	20	29	—
Шлем скафандра	15	20	25	30	35	40	45

Для выбора материала остекления можно исходить из следующих требований:

прозрачность или коэффициент светопропускания в видимой части солнечного спектра:	
для одинарных стекол	не менее 90 ... 92%
для двойных и триплексированных	около 85%
искажение формы видимого через остекление изображения	не более 2 ... 5 мин
коэффициент светорассеяния	не более 5%

Для исключения запотевания применяются двойное остекление и электрический обогрев остекления.

Существующие шлемы подразделяются на неподвижные (куполообразные) и подвижные (поворотные), вращающиеся на герметичном подшипнике. Куполообразный шлем может быть съемным или несъемным. Несъемный шлем может быть мягким или жестким.

Верхняя одежда для защиты оболочки скафандра от механических повреждений, закрепления и хранения необходимых аварийно-спасательных средств и личных вещей космонавта.

К тканям, из которых изготавливают верхнюю одежду, обычно предъявляются следующие требования:

сопротивление раздиранию	не менее 100 Н
разрывающее усилие	1,5 ... 2 кН (для полоски шириной 5 см)
масса 1 м ² ткани	не более 120 ... 150 г

Вентилирующий костюм для обеспечения вентиляции подскафандрового пространства, удаления выделяемых организмом человека влаги и продуктов жизнедеятельности. Подаваемый в костюм воздух обеспечивает поддержание нормальной температуры тела человека.

Вентилирующий костюм должен обеспечивать испарение выделяемой организмом влаги, защищать человека от перегрева и охлаждения, обладать малым гидравлическим сопротивлением, сочетаться с применяемым снаряжением.

Система подачи воздуха для вентиляции костюма должна позволять самостоятельно в зависимости от теплоощущений регулировать его температуру от 10 до 30°C. Подача воздуха с температурой ниже 10°C может привести к охлаждению, а следовательно, простудным заболеваниям.

Воздух поступает в костюм через патрубок ввода и с помощью распределительного устройства подводится к различным участкам тела. Пространство (вентилирующий зазор), в котором движется вентилярующий воздух, ограничено с одной стороны герметичной оболочкой скафандра, а с другой — поверхностью тела.

В скафандрах может применяться раздельная или общая система вентиляции. При раздельной системе вентиляции в шлем обычно подается кислород для дыхания, а туловище вентилируется воздухом. В общей системе вентиляции газы поступают под оболочку скафандра через одно входное отверстие.

По способу распределения воздуха в скафандре системы вентиляции можно разделить на шланговые, панельные и смешанные. В шланговой системе вентиляции воздух подводится ко всем частям тела по гибким, не изменяющим внутренний диаметр шлангам.

Вентилирующий костюм с панельной системой вентиляции выполнен в виде комбинезона, закрывающего все тело. Он состоит из двух воздухонепроницаемых оболочек, между которыми циркулирует воздух. Выход воздуха к телу человека осуществляется через малые отверстия на внутренней оболочке.

Костюм со смешанной системой вентиляции состоит из комбинезона, коллектора, комплекта шлангов и панелей. Комбинезон служит основой, к которой крепится вся вентилирующая система.

Существенным недостатком вентилирующего костюма является то, что основная часть тепла отводится за счет испарения. Длительное нахождение в костюме может привести к чрезмерной потере влаги и обезвоживанию организма.

Теплозащитный костюм предназначен для защиты организма космонавта от переохлаждения в случае аварийной посадки: на сушу в безлюдной местности при температуре до -50°C ; на море и нахождении на плаву в течение 4...6 ч при температуре воды около 0°C .

При отсутствии вентиляции термическое сопротивление скафандра, как и всякой другой одежды, определяется по формуле

$$R_{\text{сум}} = R_{\text{пак}} + R_{\text{в.п}} + R_{\text{пов}},$$

где $R_{\text{сум}}$ — суммарное тепловое сопротивление, соответствующее переходу тепла от кожного покрова во внешнюю среду; $R_{\text{пак}}$ — тепловое сопротивление сложных слоев (пакета); $R_{\text{в.п}}$ — тепловое сопротивление воздушных прослоек; $R_{\text{пов}}$ — сопротивление теплоотдаче от наружной поверхности одежды во внешнюю среду.

Для приближенной оценки теплозащитных свойств скафандра можно принять, что сопротивление пакета скафандра $R_{\text{пак}}$ составляет 1,5 КЛО/см толщины пакета (или соответственно $0,02 \text{ м}^2 \text{ К/Вт}$ на 1 мм толщины), а сопротивление $R_{\text{в.п}} = 0,5 R_{\text{пак}}$, $R_{\text{пов}} = 0,1 \text{ м}^2 \text{ К/Вт}$.

Термическое сопротивление ТЗК около $0,45 \text{ м}^2 \text{ К/Вт}$, термическое сопротивление пакета скафандра около $0,6 \text{ м}^2 \text{ К/Вт}$ (примерно 4 КЛО). Масса ТЗК 3,2 кг, в том числе две шелковые оболочки — 0,3 кг, поролон толщиной 12 мм — 0,4 кг, шерстяное трикотажное полотно толщиной 5 мм — 1,5 кг, система вентиля-

ции — 1 кг. ТЗК находится в НАЗе и применяется в зависимости от условий внешней среды.

Перчатки предназначены для защиты кистей рук от действия низкого давления, охлаждения или перегрева.

Основное требование, предъявляемое к перчаткам с точки зрения безопасности, заключается в том, что повреждение перчатки не должно вызывать падения избыточного давления в скафандре.

Типовая перчатка скафандра состоит из гигиенической перчатки (вкладыша), герметичной резиновой перчатки, силовой оболочки без пальцев, гофрированного шарнира, скользящей тросовой системы, поперечной стяжки и разъемного кольца.

Герметическая резиновая перчатка отформована по индивидуальному слепку руки с выступами (вздутиями) в местах суставов. Многостепенное движение запястья обеспечивается гофрированным шарниром со скользящей тросовой системой, прикрепленной к разьему перчатки. На самой перчатке устанавливается часть разьема и гермоподшипник, с помощью которого обеспечивается вращение на 360°. Силовая оболочка перчатки (без пальцев) представляет собой ограничивающий элемент. Он крепится у запястья и закрывает ладонь. Для защиты камеры гофрированного шарнира служит специальный чехол.

Обувь предназначена для защиты ног от механического повреждения, охлаждения и перегрева и прочих внешних факторов.

Обувь для скафандра изготавливают в виде ботинок (или сапог), надеваемых на оболочку скафандра, несъемных сапог, составляющих единое целое с оболочкой, и стартовой обуви (одевается при передвижении по СК).

Приборы. На скафандре устанавливается целый ряд приборов, поддерживающих избыточное давление и обеспечивающих нормальную эксплуатацию. К ним в первую очередь можно отнести регулятор давления, предохранительный клапан, контрольные приборы (манометр, указатель расхода воздуха и пр.).

Средства связи предназначены для совместной работы с имеющейся на ПКА связной радиоаппаратурой, а также для передачи на Землю информации с помощью телеметрической системы.

В состав средств связи скафандра входят шлемофон, герметичный ввод кабеля связи, датчики телеметрического контроля.

Основными элементами шлемофона являются шлем, малогабаритные телефоны, микрофон с держателем или ларингофоны, разьемы. Шлем изготавливается из кожи или прочной ткани. Кроме шлема, полностью закрывающего голову, применяется также облегченный шлемофон, у которого верхняя часть сделана из капроновой сетки. Телефоны монтируются в шумоизолирующих заглушках. Резиновые заглушки обеспечивают ослабление

шума на 10... 12 дБ. Микрофоны располагаются у края рта, на расстоянии не более 10 мм. Для увеличения надежности радиосвязи применяются два микрофона.

Герметичный ввод кабеля связи крепится к оболочке скафандра, наружный конец его заканчивается многоштырьковым штепсельным разъемом. Герметизация ввода кабеля в оболочку скафандра осуществляется прижимной шайбой и резиновой прокладкой. Провода, идущие внутри скафандра, заканчиваются малогабаритными разъемами.

Средства телеметрии в скафандре используются для оперативного врачебного контроля за состоянием организма человека и для получения информации о работе отдельных агрегатов скафандра.

Скафандр для выхода в космос (или космический скафандр) предназначен для обеспечения жизнедеятельности и работоспособности космонавта при выходе его из ПКА в открытое космическое пространство или на поверхность планеты. Космический скафандр является одновременно средством защиты человека от вакуума, ионизирующей радиации, лучистой энергии Солнца, микрометеоров.

Скафандр для выхода в космос представляет собой газонепроницаемую оболочку (из эластичных материалов, жесткую или частично жесткую), выполненную по фигуре человека и соединенную с герметичным шлемом, перчатками и обувью. Скафандр может быть масочным или безмасочным. В безмасочном скафандре — внутренняя полость шлема может быть отделена от остальной части скафандра эластичной шейной перегородкой — «шторкой». В космических скафандрах, как правило, внутренние полости шлема и оболочки составляют единое целое. Скафандр должен обеспечивать максимальные удобства при выполнении работ, иметь высокую степень надежности, незначительную массу и объем, большой ресурс работы и допускать длительное хранение. Скафандр должен быть снабжен дозиметрами, сигнализирующими о получении опасной дозы проникающей радиации.

Устройство скафандра. В общем случае комплект скафандра составляют: теплозащитный слой, оболочка, шлем, перчатки и ботинки, система внутренней вентиляции и охлаждения, устройство для приема воды и пищи; комплект сбора и удаления мочи, сборник фекалий, система связи, фал-шланг, по которому с борта ПКА подаются дыхательная смесь, электрическая энергия или осуществляется связь (отсутствует в полностью автономных скафандрах), ранцевая система жизнеобеспечения, а также аварийная СЖО.

Теплозащитный слой, или так называемая верхняя одежда с экранно-вакуумной теплоизоляцией, надеваемая поверх оболоч-

ки, обеспечивает теплозащиту космонавта и предохраняет оболочку скафандра от повреждений. Верхнюю одежду изготавливают в виде комбинезона. Для ее крепления к скафандру применяются шнуровка и ворсовые застёжки. Для ее изготовления применяется прочная ткань из фенилона; стеклоткань, покрытая тефлоном, хорошо сопротивляющаяся раздиранию. Сопротивление раздиранию не менее 5 ... 10 даН. Для того чтобы одежда не ограничивала подвижность, в местах суставов делаются сборки или вставляются «корочки» (ластовицы). Экранно-вакуумная теплоизоляция (ЭВТИ) представляет собой пакет тонких слоев материала, имеющего минимальную степень черноты и максимальную отражательную способность. Наименьшую теплопроводность ЭВТИ имеет в вакууме, поэтому ее располагают вне герметичной оболочки скафандра. Конструктивно теплоизоляция скафандра представляет собой сшитый из ЭВТИ костюм, надеваемый поверх герметичной и силовой оболочек скафандра, или ЭВТИ вшивается в общий пакет оболочек в качестве одного из его слоев. Снаружи ЭВТИ закрывается верхней оболочкой из материала с требуемыми оптическими коэффициентами. Для обеспечения максимального термического сопротивления ЭВТИ ее необходимо вакуумировать. С этой целью слои ЭВТИ гофрируют или между ними располагают прокладочный материал в виде сеток или вуали из материалов с малой теплопроводностью (стекловолокно, капрон). Для обеспечения достаточно быстрого вакуумирования пакета ЭВТИ после выхода космонавта из корабля ее целесообразно перфорировать. Без перфорации необходимый вакуум может создаваться настолько медленно, что и через существенное время после начала выхода в космос эффективность изоляции будет недостаточной.

Оболочка — основная и наиболее сложная часть скафандра. Она состоит из корпуса, рукавов и штанин (оболочек ног). Оболочка включает в себя два слоя: силовой и герметичный. В жесткой оболочке скафандра или в мягкой из прорезиненной ткани оба эти слоя совмещены. Такую оболочку иногда называют гермосиловой. В настоящее время в космических скафандрах применяются в основном мягкие оболочки с отдельными слоями: внешним — силовым и внутренним — герметичным, их обычно называют силовой и герметичной оболочками. Отдельные узлы оболочки (шарниры, перчатки) могут иметь совмещенную гермосиловую конструкцию.

Силовая оболочка изготавливается из прочной ткани (капрон, нейлон и др.). При создании в скафандре избыточного давления оболочка удлиняется в поперечном и продольном направлениях. Продольное удлинение часто называют выростанием скафандра. Для устранения выростания служит силовая система скафандра. Она представляет собой совокупность лент, шнуров и тросов, замыкаемых и регулируемых с помощью специ-

альных зажимов и пряжек. Тканевые детали силовой оболочки шиты между собой.

Герметичная оболочка может изготавливаться из листовой резины, прорезиненных тканей или трикотажа, полимерной пленки. В скафандре обычно используют две герметичных оболочки, одна из которых является резервной и автоматически вступает в действие при повреждении основной. Специфической деталью гермооболочки в месте распах мягкого скафандра является аппендикс, представляющий собой широкий рукав из прорезиненной ткани, через который производится «влезание» человека в скафандр. После надевания скафандра аппендикс скручивается в жгут, завязывается резиновым шнуром и укладывается под силовую оболочку.

Шарниры скафандра — устройства с помощью которых обеспечивается подвижность. По конструктивному решению делятся на жесткие, мягкие и полужесткого типа.

Для жестких скафандров известны шарнирные устройства с герметичными шарикоподшипниками, установленными под углом к продольной оси «ломаемого» участка оболочки. Наиболее распространенные в таких скафандрах получили многостепенные сферические шарниры. Пример одностепенного (коленного и локтевого) шарнира такого рода показан на рис. 59. При движении сферические концентрические секции, соединенные тросом, «набегают» друг на друга, а расположенные между ними мягкие мембраны-клапаны «перекатываются» по внутренней поверхности этих секций, оставляя внутренний объем шарнира неизменным. Известны конструкции шарниров данного типа, где сферические секции соединены между собой не тросом, а с помощью осей на шарикоподшипниках.

Недостатки жестких шарниров: громоздкость, ограниченные углы поворота, значительные габариты и масса, сложность в изготовлении, затруднение в подгонке скафандра по росту космонавта. По этой причине в настоящее время применяются скафандры мягкого и полужесткого (с мягкими рукавами и штанина-

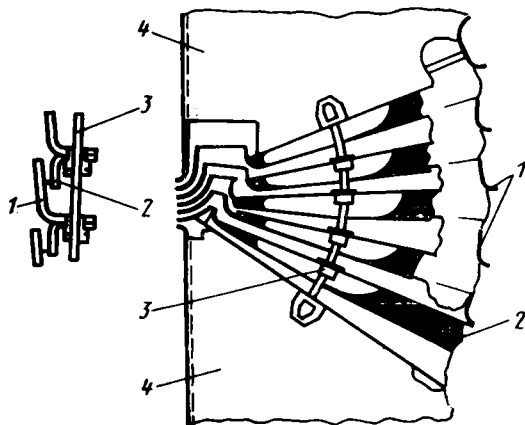


Рис. 59. Сферический шарнир с одной степенью свободы:

1 — жесткий сферический сегмент; 2 — мягкий перекатывающийся клапан (мембрана); 3 — силовой трос; 4 — жесткая оболочка рукава (штанины)

ми) типов, сгибание рук и ног в которых осуществляется с помощью мягких шарниров, т. е. подвижных сочленений мягкой оболочки.

Мягкими шарнирами с одной степенью свободы являются: шарнир с корочками, шарнир со сборками, гофрированный, или конволютный, шарнир.

Для образования шарнира с корочками на растягиваемой стороне цилиндрической оболочки делается поперечный разрез между силовыми элементами, в который вставляется поперечная складка, имеющая форму корочки от апельсиновой дольки. Этот шарнир является односторонним, т. е. допускает изгиб в одну сторону. Его целесообразно использовать в локтевом и коленном сочленениях, установив по три корочки.

Шарнир со сборками наиболее прост по конструкции. Он образуется, когда длина продольных силовых элементов (стяжек) устанавливается меньшей, чем исходная длина цилиндрической или конической оболочки, т. е. оболочка «посаживается» по длине. Разновидностью шарнира со сборками является шарнир со складками. В нем сборки «организуются» в поперечные одно- или двухсторонние складки, которые фиксируются (застрачиваются) по границам между растянутой и сжатой зонами. Если сборки в растягиваемой и сжатой зонах одинаковы, а силовые шнуры лежат в нейтральной плоскости, шарнир является симметричным, т. е. изгибается одинаково в любую сторону. Более совершенным является шарнир, оболочка которого изготовлена из ткани одностороннего или однослойного растяжения. В этом шарнире одноосное напряженное состояние создается не за счет поперечных складок, а конструкцией самой ткани, в основе которой использована объемная нить или эластик.

Гофрированный шарнир образуется, если на оболочку симметричного шарнира со сборками установить с определенным шагом поперечные замкнутые шнуры или ленты, длина которых несколько меньше периметра оболочки в соответствующем сечении. Элемент шарнира между соседними поперечными шнурами называется гофром, или конволутой.

Характерными шарнирами с несколькими степенями свободы являются: двухстепенной шарнир с поперечным разделительным элементом (рис. 60), двухстепенной шарнир с подвижным тросом (рис. 61), многостепенные плечевые шарниры с гермоподшипником (рис. 62).

На рис. 60 показана схема шарнира с двумя степенями свободы, образованного плоскими шарнирами 1 и 2 со взаимно перпендикулярными плоскостями изгиба. Характерной чертой такого шарнира является наличие поперечного силового элемента 3, разделяющего плоские шарниры и служащего для замыкания их продольных силовых элементов. Поперечный элемент может быть как жестким (рис. 60, а, в), так и мягким (рис.

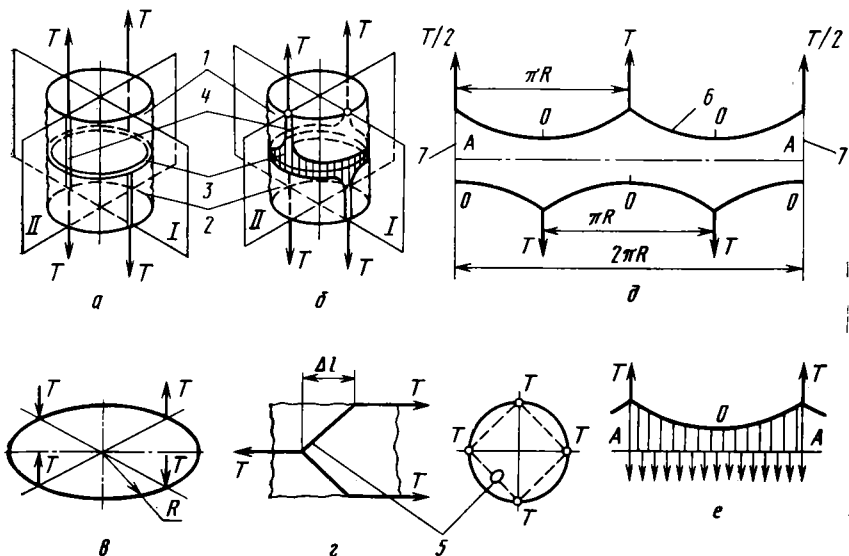


Рис. 60. Двухступенной шарнир с поперечным разделительным элементом: а — шарнир с жестким кольцом; б — шарнир с параболой; в — жесткое разделительное кольцо; г — мягкий разделительный элемент из шнура; д — мягкий разделительный элемент в виде пояса с параболическими кромками (развертка); е — схема нагружения параболы; I — одноосный шарнир с изгибом в плоскости I; 2 — одноступенной шарнир с изгибом в плоскости II; 3 — разделительный элемент; 4 — продольная стяжка; 5 — шнур; 6 — пояс с параболическими кромками; 7 — место стыка; O — вершина параболы; T — усилие в продольной стяжке; R — радиус разделительного кольца; Δl — ширина разделительной зоны; А—А — линия пришивания пояса к оболочке, разделяющая его на две одинаковые части

60, б, г, д). В качестве жесткого элемента может быть использовано, например, кольцо из металлической трубы (рис. 60, в).

Более совершенными является шарнир с замкнутым силовым элементом, перемещающимся относительно оболочки (рис. 61). Замкнутый силовой элемент (трос) проходит через трубку 2, закрепленную у основания шарнира на «жесткой» (недеформируемой) части оболочки. Концы троса закреплены на неподвижной части оболочки с противоположной стороны шарнира.

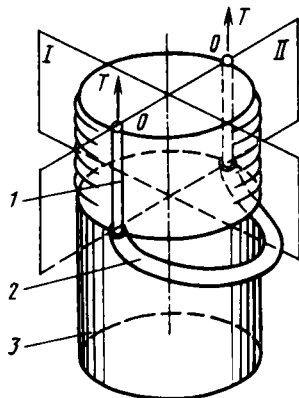


Рис. 61. Двухступенной шарнир с подвижным тросом:

I — трос; 2 — направляющая трубка; 3 — недеформируемая часть оболочки; O — точка крепления троса; I — плоскость изгиба за счет сгибания троса; II — плоскость изгиба за счет перемещения троса; T — усилие в тросе

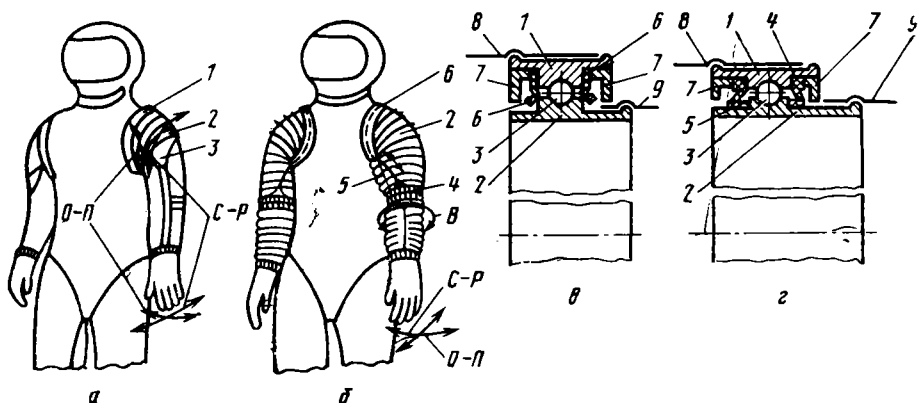


Рис. 62. Многостепенные плечевые шарниры с гермоподшипником:

а — шарнир с двумя степенями свободы; б — шарнир с тремя степенями свободы; С-Р — сгибание-разгибание; О-П — отведение-приведение; В — вращение; 1 — плечевой гермоподшипник; 2 — мягкий плечевой шарнир; 3 — парабола; 4 — локтевой гермоподшипник; 5 — подвижный трос; 6 — направляющая трубка; в — схема гермоподшипника с клапанами; г — схема гермоподшипника с манжетами; 1 — наружная обойма; 2 — внутренняя обойма; 3 — шарик; 4 — уплотнительная манжета; 5 — антифрикционная прокладка; 6 — клапан герметизации с антифрикционной прокладкой; 7 — прижимная шайба; 8, 9 — оболочка

Схемы двух- и трехстепенных плечевых шарниров с использованием гермоподшипника показаны на рис. 62. Герметичный подшипник — единственный вид шарнира, обеспечивающий вращение частей оболочки относительно продольной оси. Он представляет собой совокупность шарикового подшипника облегченной конструкции и уплотнения с малым коэффициентом трения, выполненного в виде манжет, плоских клапанов и др. В современных гермоподшипниках момент трения составляет около 1 Нм.

Шлем скафандра — герметичная каска (с теплоизоляцией), которая служит для защиты головы от повреждений при ударах, глаз — от вредного действия излучения Солнца и органов слуха — от шума. По конструктивному исполнению различают пространственный и поворотный шлемы. Первый имеет относительно большой внутренний объем, позволяющий поворачивать голову внутри шлема, и закрепляется на оболочке неподвижно. Второй фиксируется на голове и поворачивается вместе с ней относительно корпуса скафандра. Могут применяться также и промежуточные типы шлемов. Например, пространственный с мягким шейным шарниром или поворотный, но без шейного шарнира и т. п. По способу крепления на оболочке шлемы могут быть съемными или несъемными.

Остекление шлема может быть заделано в каску (в оболочку шлема) или выполнено в виде открывающегося (сдвигающегося) иллюминатора. В состав остекления входит также один или не-

сколько светофильтров, устанавливаемых поверх основного стекла и защищающих глаза и лицо космонавта от слепящего солнечного света, от воздействия тепловых и ультрафиолетовых лучей Солнца. Для устранения возможного запотевания иллюминатора применяются специальная обработка стекла или нанесение смазочных материалов на внутреннюю поверхность иллюминатора.

Для остекления шлемов космических скафандров применяется поликарбонат, который превосходит оргстекло по удельной ударной вязкости и относительному удлинению при разрыве. Стекло из поликарбоната разрушить в процессе эксплуатации практически невозможно.

Защита органов слуха космонавта от шума и радиосвязь в скафандре осуществляется с помощью шлемофона.

Перчатки служат для защиты кистей рук человека от воздействия неблагоприятных факторов космического пространства при максимальном сохранении ее работоспособности.

В соответствии с подвижными сочленениями кисти на перчатке организуются шарниры: кистевой, ладонный и пальцевые. Конструктивное исполнение этих шарниров может быть любым: со сборками, корочками, тканью одностороннего удлинения, приливами-полугофрами и т. д.

Оболочка перчатки может быть многослойной (силовой слой из ткани и гермооболочка), и однослойной — резинотканевой. Для работы в космосе поверх основной перчатки надевается дополнительная теплозащитная перчатка, включающая несколько слоев экранно-вакуумной изоляции и термостойкие резиновые наконечники.

Система внутренней вентиляции и охлаждения состоит из вентилирующего костюма и костюма водяного охлаждения (КВО). Вентилирующий костюм является непременным элементом скафандра, обеспечивающим удаление углекислого газа, влаги и тепла. Количество тепла, отводимое этим костюмом, не превышает 400 Вт. Однако тепловая нагрузка настолько велика, что вентилирующий костюм не в состоянии поддержать нужный температурный режим. Остальную часть тепла отводит КВО.

Устройство вентилирующего костюма рассмотрено при изложении аварийно-спасательного скафандра. Наиболее рациональной для космического скафандра является вентилирующая система, в которой охлажденный чистый сухой газ (кислород) подается в шлем, а увлажненный, загрязненный и нагретый — отводится от кистей и стоп.

Костюм водяного охлаждения представляет собой трикотажный комбинезон с размещенной на нем системой гибких трубок малого диаметра, по которым циркулирует вода. Он надевается непосредственно на тело или белье. Гибкие трубки должны быть плотно прижаты к телу. В комбинезоне применяется упругое

волокно на основе полиуретана, имеющее незначительные остаточные удлинения. Сами трубки изготавливаются из эластичной пластмассы (пластифицированного поливинилхлорида, полиуретана и др.), их внутренний диаметр составляет 1,5 ... 3 мм, толщина стенки 0,5 ... 1 мм. Суммарная длина трубок зависит от потребного теплосъема; так, для снятия с человека 300 ... 500 Вт тепла она должна составлять около 100 м. Все трубки замыкаются на двух коллекторах: подводщем и отводящем. Коллекторы изготавливаются также из пластмассы и свариваются с трубками током высокой частоты. Расход воды через костюм составляет 1,5 ... 2 л/мин.

Поступающая в коллектор жидкость распределяется по трубкам, течет вниз и, сделав поворот в области голеностопного сустава, течет вверх и собирается в коллекторе. Разъемный штуцер снабжен обратным клапаном, так что при отсоединении костюма от магистрали, имеющаяся в нем жидкость не выливается.

Масса костюма (в зависимости от принятой схемы трубок) 1800 ... 2500 г (комбинезон — 1000 ... 1300; трубки — 500 ... 700; коллекторы — 200 ... 400; разъемы — 100 г).

Температура воды при надевании костюма на тело (без белья) должна быть 14 ... 16°C. При надевании костюма на белье эту температуру можно снизить до 10 ... 12°C.

Автономные системы жизнеобеспечения. По принципу действия автономные системы жизнеобеспечения (АСЖ) делятся на вентиляционные и регенерационные (открытые и закрытые). В вентиляционных системах выходящие из скафандра газы очищаются от продуктов жизнедеятельности человека и выбрасываются наружу. В регенерационных системах происходит поглощение продуктов жизнедеятельности, после чего кислород вновь используется для дыхания.

По способу охлаждения АСЖ можно разделить на активные, пассивные и смешанные. В активных системах охлаждения используются охлаждение с помощью вентиляции газом, испарение хладоносителя. Пассивные системы охлаждения основаны на применении спектрально избирательных поверхностей. В них поверхности скафандра и ранца используются в качестве теплообменников большой площади. В смешанных системах охлаждения наряду с одним из активных способов используют пассивное охлаждение путем подбора оптимальных оптических характеристик наружной поверхности. Однако применяемые системы в большинстве случаев являются смешанными.

Анализ аварийных ситуаций. Аварийными считаются ситуации, требующие немедленного возвращения в корабль. Основными причинами аварийных ситуаций могут быть повреждения оболочки скафандра или отдельных элементов АСЖ в процессе эксплуатации, а также отказы различных агрегатов систем

(нарушение работы клапанов, негерметичность уплотнительных элементов, отказ оборудования с подвижными элементами — вентиляторов, насосов, обрыв электроцепей и т. д.). К аварийным ситуациям могут также привести ошибочные действия космонавтов или возникновение непредвиденных обстоятельств (затруднение или невозможность возврата в корабль в запланированное время, внезапное изменение условий эксплуатации, чрезмерное увеличение физической нагрузки космонавтов, попадание метеоров, плохое самочувствие одного из космонавтов и т. п.).

Последствия отказа оцениваются резервным временем. Наименьшее резервное время остается у космонавта в случае снижения давления в скафандре при разгерметизации каких-либо элементов, разрыве оболочки или прекращения подачи газа. Так, при падении давления в скафандре до 11,5 кПа (соответствует высоте 15 км) даже при дыхании чистым кислородом резервное время составляет всего 8... 10 с. В случае поддержания в скафандре давления ≥ 17 кПа это время возрастает до 30 мин, что обычно достаточно для возвращения космонавта в корабль.

При отказе системы регенерации атмосферы происходит накопление углекислого газа в скафандре со скоростью, пропорциональной энергозатратам космонавта. Увеличение содержания углекислого газа менее критично. В аварийной ситуации в течение 30 мин допустимо парциальное давление CO_2 в шлеме скафандра до 4 кПа (30 мм рт. ст.). Отказ системы терморегулирования обычно не требует немедленного возвращения космонавта в корабль. Он приводит к теплонакоплениям в организме человека, величина которых также зависит от энергозатрат. В аварийной ситуации может быть допущено повышение температуры тела на 2°C , что эквивалентно (при массе человека 70 кг) теплонакоплениям 600 кДж (140 ккал). При энергозатратах 325 Вт и отсутствии отвода и притока тепла это произойдет за 30 мин.

Наибольшую опасность с точки зрения возможности возникновения пожара представляют элементы электрооборудования и системы высокого давления кислорода. Снижение их пожароопасности может быть достигнуто за счет следующих мероприятий:

исключения перегрева отдельных элементов, агрегатов (в том числе при их отказах);

исключения возможности появления искры (применения двухпроводной электросистемы с размещением хорошо изолированных плюсовых и минусовых силовых проводов на безопасном расстоянии друг от друга и с высокой степенью их изоляции, использования электрорадиоэлементов, в которых искрение невозможно);

выполнения изоляции проводов, уплотнительных элементов (колец, подушек клапанов), оболочки скафандра из негорючих,

самозатухающих материалов или требующих для возгорания высокой температуры.

В связи с использованием в скафандре большого количества синтетических материалов должна быть исключена возможность образования в кислородной среде разрядов статического электричества.

В составе АСЖ должна быть предусмотрена аварийная система, обеспечивающая увеличение резервного времени для возвращения в корабль или перехода на другое средство спасения при отказе любой из жизненно важных подсистем. Включение ее должно осуществляться автоматически или вручную. Время работы этой системы при проведении космонавтом работ на поверхности корабля может быть принято равным 15 ... 30 мин, при работе на других объектах — 0,5 ... 1 ч.

Скафандры для выхода в космос из орбитальной станции «Салют». Для выхода в космос из станции «Салют», начиная с 1977 года, используются скафандры принципиально новой конструкции — полужесткого типа (рис. 63). Их основное отличие —

наличие жесткого металлического корпуса — кирасы. Она составляет единое целое со шлемом и ранцевой автономной системой жизнеобеспечения; рукава и оболочки штанов скафандра мягкие. Этот скафандр не надевают, в него как бы «входят» сзади, через люк в кирасе. В наспинной части скафандра размещена АСЖ, которая одновременно служит герметической крышкой входного люка.

Мягкие части скафандра многослойные: подкладка, резервная и основная гермооболочки, силовая оболочка. Ре-

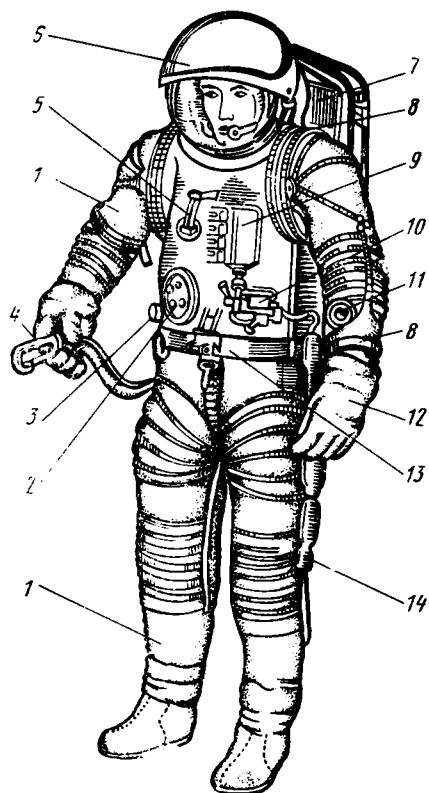


Рис. 63. Конструктивная схема скафандра станции «Салют»:

1 — мягкие части скафандра; 2 — объединенный разъем коммуникаций; 3 — ручка закрытия ранца; 4 — страховочный фал с карабином; 5 — ручка включения системы аварийной подачи кислорода; 6 — свето-фильтр; 7 — жесткий корпус скафандра; 8 — гермоподшипник; 9 — пульт управления; 10 — переключатель режимов давления в скафандре и включение инжектора; 11 — индикатор давления в скафандре; 12 — перчатки с защитным чехлом; 13 — силовой шпангоут; 14 — электрический фал с разъе-
мом

зервная гермооболочка вступает в работу автоматически в случае разгерметизации основной. Скафандр снабжен герметическими подшипниками и мягкими шарнирами. Перчатки съемные. Остекление имеет сдвижной светофильтр. На передней части корпуса размещены органы управления агрегатами АСЖ и пульт с приборами контроля и сигнализации. Поверх скафандра надевается верхняя защитная оболочка, в состав которой входит многослойная экранно-вакуумная теплоизоляция.

Автономная система жизнеобеспечения — замкнутого регенерационного типа. Кислородное питание и наддув скафандра осуществляется с помощью регулятора, установленного на входе в скафандр. Циркуляция газа по замкнутому контуру обеспечивается центробежным вентилятором, приводимым в действие бесколлекторным электродвигателем. Газ, выходящий из системы вентиляции скафандра, проходит через литиевый патрон, где поглощается углекислый газ, затем газ охлаждается и осушается в двухконтурном сублимационном теплообменнике, после чего подается в шлем скафандра. В системе терморегулирования используется высокоэффективный метод отвода выделяемого человеком тепла с помощью костюма водяного охлаждения.

Основные жизненно важные подсистемы и агрегаты АСЖ дублированы. При отказе основного вентилятора автоматически включается резервный. При отсутствии электропитания, а также при неисправностях системы терморегулирования может быть включен инжектор, обеспечивающий одновременно как непрерывную подачу кислорода в шлем скафандра, так и циркуляцию газа по замкнутому контуру вентиляции. Система кислородного питания дублируется полностью автономной резервной системой, которая может быть подключена вместо штатной или подавать кислород непосредственно в шлем скафандра.

Для контроля работы систем АСЖ снабжена измерительным комплексом и комплектом датчиков и сигнализаторов, сигналы от которых поступают на пульт скафандра, на борт корабля и по телеметрии на Землю.

«Продувка» скафандра кислородом и проверка герметичности при подготовке к выходу и в процессе шлюзования проводятся с помощью бортовых систем с использованием запаса кислорода, размещенного на станции.

Скафандр может многократно использоваться для выхода в открытое космическое пространство. Конструкцией предусмотрена возможность дозаправки водой или смены бака контура системы охлаждения АСЖ, замены израсходованного блока поглощения углекислого газа, дозаправки или замены бака с запасом кислорода.

Электропитание агрегатов скафандра, радиосвязь и передача телеметрических параметров на Землю осуществляются с по-

мощью электрофала, связывающего системы скафандра с бортом станции.

Скафандры для выхода в космос из орбитального корабля «Спейс Шаттл». Для обеспечения выхода в открытый космос экипажа космического корабля многоразового использования (ККМИ) «Спейс Шаттл» используется скафандр с жестким корпусом, с рабочим давлением в нем 29,6 кПа (0,3 кгс/см²). Вначале предполагалось использование скафандра, аналогично применяемому на корабле «Аполлон». Для того чтобы исключить предварительную десатурацию организма космонавта, давление в скафандре предполагалось повысить до 55 кПа (0,56 кгс/см²). Однако в связи с трудностями обеспечения подвижности космонавта в скафандре и, учитывая эксплуатационные преимущества полужесткого скафандра, особенно для многократного применения, американские специалисты остановились на варианте скафандра с жестким корпусом. При этом перед началом работы предусматривается проведение трехчасовой десатурации.

Скафандр состоит из жесткого корпуса, на котором постоянно закреплен ранец с АСЖ, и мягкой нижней секции, разделенными разъемом в районе пояса. Кираса подвешивается на стенке внутри корабля, что облегчает надевание и снятие скафандра. Шлем скафандра съёмный, рукава мягкие.

Гермооболочка скафандра изготавливается из полиуретана, швы оболочки соединяются путем сварки, что обеспечивает высокую герметичность. Мягкие элементы скафандра изготавливаются по индивидуальным размерам космонавтов. При смене экипажа эти элементы заменяются. Вентиляционная система скафандра размещается не на оболочке, а на костюме водяного охлаждения, что упрощает конструкцию изделия.

Принципиальная схема АСЖ аналогична схеме АСЖ корабля «Аполлон».

На борту корабля предусмотрены дозаправка основных кислородных баллонов АСЖ, дозаправка бака с запасом воды и замена поглотительного патрона.

На пульте скафандра кроме органов управления размещены манометр для контроля давления в скафандре и блок индикации и сигнализации, управляемый микропроцессором. Коммуникации, связывающие скафандр с бортом, объединены на пульте в общий разъем.

Основными направлениями совершенствования скафандра корабля «Спейс Шаттл» являются:

- 1) увеличение длительности работы системы жизнеобеспечения (до 8 ч) и связанное с этим улучшение системы регенерации атмосферы скафандра за счет использования раствора-щелочи, поглощающего углекислый газ;

- 2) для обеспечения высокой подвижности пальцев и высокой их тактильной чувствительности планируется укомплектовать

скафандр однослойными перчатками, а на кончике пальца установить температурный датчик, который позволит определять сильно нагретые детали без прямого контакта с ними (до соприкосновения с ними);

3) увеличение угла обзора планируется достичь за счет установки на шлеме специального визира. На фронтальной части шлема будет установлен дисплей, куда должна поступать информация от вычислителя скафандра;

4) для совершенствования системы управления пилотируемой установкой перемещения в космосе планируется усовершенствовать вычислитель скафандра так, чтобы он мог принимать голосовые команды и передавать их в систему управления этой установкой для поддержания нужного положения космонавта, когда его руки будут заняты выполнением технических операций;

5) установка дополнительной защитной оболочки поверх основной от проколов, расплавления и ослабления радиационного потока;

6) увеличение общей подвижности рук космонавта может быть достигнуто за счет новых технических решений. Конструкция одних подвижных соединений, например запястья, пальцев перчаток, выполняется из оболочек в виде спиралеобразных складок. Другие соединения — плечевое, коленное, тазобедренное и т. п. — выполняются по общей схеме сохранения постоянства объема при изгибе относительно одной оси. Локтевое и коленное соединения в положении полного изгиба не имеют подпружиняющего эффекта. Дополнительные подшипники, объединяющие жесткий верхний корпус скафандра с верхней частью рукава и штаниной, обеспечивают подвижность относительно трех осей;

7) установка на скафандре стыковочного узла. Стыковочный узел необходим практически во всех случаях, когда космонавт будет сближаться и стыковаться с объектом для проведения различных работ.

Приложение 3

СРЕДСТВА СПАСЕНИЯ ЭКИПАЖА

Средства спасения экипажа ПКА делятся на: средства спасения на старте и участке выведения; в орбитальном полете; на спуске и посадке.

Средства спасения на старте и участке выведения. Средства аварийного спасения экипажа на данном этапе делятся на три основных типа: средства экстренного покидания членами экипажа отсека (кабины) корабля на старте; катапультируемые

кресла; средства спасения экипажа по схемам «спасение отсека экипажа», «спасение корабля».

Средства экстренного покидания отсека (кабины) корабля могут применяться в тех случаях, когда использование других (из вышеперечисленных) средств аварийного спасения или невозможно, или нецелесообразно. Типичным вариантом экстренного покидания кабины корабля на старте является схема покидания космического корабля многоразового использования (ККМИ) «Спейс Шаттл». Аварийное покидание кабины корабля на стартовой позиции осуществляется через те разрывные панели в верхней части кабины, которые были предназначены для выхода катапультируемых кресел. Для обеспечения спуска экипажа на Землю в безопасное место были проанализированы такие средства, как высокоскоростной лифт, лифт с полусвободным падением и скользящие по тросу капсулы. Предпочтение было отдано последнему способу.

Система индивидуального спасения в капсулах-корзинах, скользящих по проволочному канату с башни обслуживания, рассчитанная на 10 человек (по два человека на каждую из пяти капсул), обеспечивает транспортировку экипажа до наземных бункеров, размещенных на расстоянии 350 м от основания пусковой платформы. В случае необходимости космонавты должны покинуть кабину за 30 с, перебежать по нижней стреле (длина 23 м), соединяющей кабину с башней обслуживания, на площадку этой башни (высота 75 м) и спуститься в двухместных корзинах (капсулах) к бункеру (скорость 25 м/с). Траектория скольжения капсулы по канатам выбрана с таким расчетом, чтобы в конце ее скорость капсул не выходила за допустимые пределы. В качестве дополнительного средства торможения служат специальные тормозные сети шириной 3,5 м, установленные в конце канатов. Спуск занимает 35 с. Бункер оборудован телефоном для связи с бронетранспортером (предназначенным для покидания космонавтами стартовой площадки), находящимся на стоянке в 30 м от бункера. Общее время спуска из кабины орбитального корабля и достижения бункера не превышает 2 мин.

В случае необходимости аварийного покидания кабины корабля после отвода нижней стрелы (что делается за 7 мин до старта) она может быть подведена вновь к люку кабины за 15 с.

Для организации своевременного покидания космонавтами кабины корабля на старте предусмотрены три специальных наблюдателя, снабженных телескопами с 40-кратным увеличением и своевременно оповещающих экипаж о появившейся опасности.

Катапультируемое кресло как средство спасения является наиболее распространенным и надежным средством аварийного покидания самолетов и обеспечивает спасение летчиков практически во всем диапазоне высот и скоростей полета современных самолетов, включая взлет и посадку. Сравнительная простота

и высокая отработанность катапультируемых кресел являются очевидным преимуществом этого метода аварийного спасения, однако для его эффективного применения в аварийных ситуациях на участке выведения требуется решение ряда сложных задач, в том числе:

увода катапультируемого кресла на большое расстояние от ракетно-космической системы (РКС) при авариях вблизи стартовой позиции из-за наличия зоны высокого избыточного давления и больших тепловых потоков при взрыве и пожаре ракеты-носителя;

защиты экипажа от теплового и акустического воздействия струй двигательной установки (ДУ) ракеты-носителя при катапультировании в зоне высоких аэродинамических нагрузок (время полета 40 ... 80 с);

обеспечения характеристик катапультируемых кресел по предельной максимальной высоте и скорости применения, превышающих аналогичные параметры авиационных кресел;

обеспечения катапультирования большого числа членов экипажа.

Катапультируемые кресла в качестве средств спасения применялись на космических кораблях «Восток» и «Джемини», на ККМИ «Спейс Шаттл» во время испытательных полетов, когда экипаж состоял из двух человек.

Катапультируемые кресла вместе с другими устройствами обеспечивают аварийное покидание орбитального корабля в диапазоне дозвуковых скоростей. В зависимости от высот различают два способа их функционирования:

1) более 4575 м снижение происходит на стабилизирующем парашюте до высоты 4575 м, где производится отделение этого парашюта и вводится основной парашют;

2) менее 4575 м — через 1,6 с после срабатывания катапультирования вводится основной парашют.

Система катапультируемых кресел обеспечивает также безопасное покидание орбитального корабля при катапультировании с нулевой высоты и при нулевой скорости. Это достигается за счет: большого импульса, обеспечивающего безопасную высоту подъема кресла над поверхностью Земли; большой энергии системы разделения; быстродействующей системы выработки временных команд; надежной пиротехнической системы ввода парашюта.

Порядок катапультирования в зависимости от характера аварийных ситуаций может быть различным. Так, в аварийной ситуации, вызванной отказом двух из трех ЖРД основной двигательной установки, возможно немедленное катапультирование после возникновения АС и с задержкой, т. е. после отделения твердотопливных блоков первой ступени (на высоте ~ 44 км). Если катапультироваться немедленно (с предварительным ава-

рийным отделением сбрасываемого топливного бака), то космонавт может попасть в истекающую струю твердотопливных блоков. Если же производить катапультирование на высоте ~ 45 км после прекращения работы и отделения этих блоков, то космонавт с начальной скоростью ~ 900 м/с будет продолжать подъем по баллистической траектории до высоты ~ 67 км, а затем спуск по этой траектории. При этом нагрев скафандра и шлема может достигнуть опасной величины (315°C).

В самой начальной фазе катапультирования существует опасность получения травмы одним из двух членов экипажа струей истекающих газов катапультируемого кресла при его несинхронном катапультировании.

Кроме этого, существует также опасность повреждения позвоночника при катапультировании. Процент летчиков, получивших повреждение позвоночника, из общего числа катапультировавшихся достигает 43,5. Одной из причин этого является нулевой установочный угол, т. е. угол, при котором направление действия перегрузок совпадает с продольной осью человека.

Схемы «спасение отсека экипажа», «спасение корабля» предусматривают в случае возникновения аварийных ситуаций отделение отсека ПКА или всего корабля с обеспечением их последующего автономного полета и возвращения на Землю. В частности, для схемы «спасение отсека экипажа» аварийное спасение заключается в том, что в аварийных ситуациях на участке выведения от ракетно-космической системы (РКС) отделяется и уводится на безопасное расстояние вначале его отделяемый головной блок (ОГБ), затем от него — спасаемая часть РКС (СА, носовая часть ПКА или отсек экипажа), которая совершает автономный баллистический полет, управляемый спуск и приземление. По этой схеме разработаны средства аварийного спасения экипажей РКС одноразового использования («Меркурий», «Союз», «Аполлон»). Схема «спасение корабля» реализована на РКС многоразового использования «Спейс Шаттл».

Во время подготовки РКС на стартовой позиции и при полете на участке выведения условия в момент аварии могут быть столь различны, что разработать единую схему аварийного спасения, применяемую во всех аварийных ситуациях, невозможно. Более рационально условно разбить всю траекторию выведения на несколько участков, на которых условия полета и развития аварийных ситуаций будут находиться в определенных пределах, позволяющих применить какую-либо одну из схем спасения и соответствующие средства. Для различных РКС из-за характерных особенностей траектории и конструктивной схемы число таких участков и расположение их границ может быть различным. Так, для РКС одноразового использования учитывают три наиболее характерных участка.

Первый — атмосферный — от момента приведения в готовность средств спасения РКС на стартовой позиции до выхода РКС за пределы плотных слоев атмосферы в процессе полета; верхняя граница участка, как правило, соответствует моменту полета, когда скоростные напоры становятся достаточно малы ($q=0 \dots 490$ Па); характерными особенностями аварийных ситуаций на этом участке являются:

быстротечность аварийных ситуаций, высокая вероятность их катастрофического протекания;

наиболее сильное проявление воздействия опасных факторов при взрыве РН;

необходимость при аварии на старте и в первые секунды полета обеспечения подъема корабля или его спасаемой части на высоту, достаточную для работы системы приземления;

воздействие при авариях в зоне максимальных скоростных напоров (время полета 40 ... 90 с) на отделяемую часть корабля значительных аэродинамических сил, препятствующих ее отделению, так как ее баллистический коэффициент значительно выше, чем для РН.

Второй — от момента выхода РКС за пределы плотных слоев атмосферы до момента, когда в случае прекращения работы РН с помощью двигательной установки (ДУ) корабля возможно его выведение на нерасчетную орбиту ИСЗ; особенностями этого участка являются:

некатастрофичность аварийных ситуаций;

возможность отделения ПКА или его спасаемой части после аварийного выключения ДУ РН с помощью штатных систем разделения;

сравнительно большие значения углов входа и скоростей полета при аварийном входе в атмосферу ПКА или его спасаемой части, что значительно увеличивает перегрузки на участке спуска (до 20 ... 23 единиц при баллистическом спуске).

Третий — когда после аварийного прекращения полета РН возможно выведение ПКА на орбиту с использованием собственной энергетики, однако в этом случае из-за ограниченных запасов топлива корабль будет функционировать по сокращенной программе.

На каждом из рассмотренных участков используются свои средства спасения, а также имеются наиболее трудные для реализации звенья процесса аварийного спасения: на первом — отделение и увод корабля или его спасаемой части; на втором — автономный спуск в атмосфере; на третьем — оперативная коррекция траектории ПКА.

Первый участок. Для аварийного отделения и увода отделяемого головного блока (ОГБ) на атмосферном участке полета необходимы специальные двигатели с тягой, достаточной для быстрого выхода ОГБ из опасной зоны и преодоления

аэродинамического сопротивления в случае аварии в зоне максимальных скоростных напоров.

После выхода ОГБ за пределы опасной зоны от него отделяется СА, после чего начинается этап его автономного полета, для осуществления которого необходимо обеспечить:

увод СА в условиях аварии на старте на высоту, большую, чем потери высоты во время введения парашютной системы и подготовки к посадке;

возможность разворота СА и последующей стабилизации;

функционирование бортовых систем СА и, в частности, комплекса средств посадки при авариях на малых высотах по одной или нескольким специальным, сжатым по времени аварийным программам, а при авариях на больших высотах — по основной (штатной) программе.

Таким образом, схема «спасение отсека экипажа» кроме применения специальных средств отделения и увода ОГБ требует создания специальных программ функционирования бортовых систем корабля (системы управления спуском, комплекса средств посадки, системы разделения и т. д.), обеспечивающих автономный полет и посадку СА в аварийных условиях.

Компоновка и состав ОГБ определяются схемой ПККА, расположением СА в его составе, наличием головного обтекателя (ГО) и т. д.

При верхнем расположении СА и отсутствии головного обтекателя ОГБ включает только СА и ДУ аварийного увода. (Подобная схема была использована на кораблях «Меркурий» и «Аполлон».)

Отделяемый головной блок корабля «Аполлон» (рис. 64) состоит из СА и отсека ДУ аварийного увода, соединенных фермой. Для защиты СА от воздействия струй предусмотрен теплозащитный экран. В отсеке ДУ размещены три твердотопливных двигателя (основной, разделительный и управляющий), приборы автоматики САС, раскрывающиеся дестабилизаторы и балансировочный груз, обеспечивающие необходимые аэродинамические характеристики ОГБ. После отделения от РКС ОГБ аэродинамически статически устойчив при работе двигателей и в автономном полете во всем диапазоне скоростей применения. После раскрытия дестабилизаторов обеспечивается разворот ОГБ на 180° , при этом СА разворачивается лобовым щитом вперед.

Система аварийного спасения корабля «Аполлон» обеспечивает возможность прекращения полета и спасения экипажа с момента включения первой ступени ракеты-носителя до момента ее отделения на высоте 92 км. Во время штатного полета по траектории производится запуск двигателя сбрасывания фермы и двигателя управления по тангажу для отделения ДУ аварийного увода и фермы от космического корабля после запуска

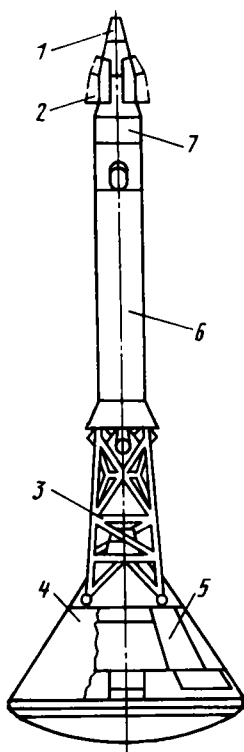


Рис. 64. Отделяемый головной блок КК «Аполлон»:

1 — балансировочный груз; 2 — дестабилизаторы; 3 — ферма; 4 — теплозащитный экран; 5 — СА; 6 — двигательная установка аварийного увода; 7 — приборы автоматики средств аварийного спасения

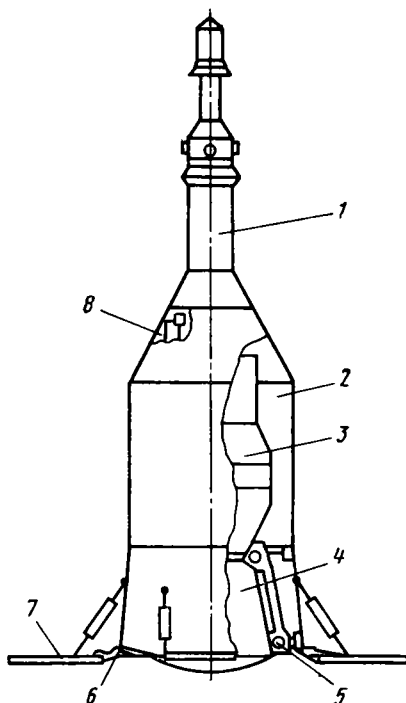


Рис. 65. Отделяемый головной блок КК «Союз»:

1 — ДУ САС; 2 — ГО; 3 — орбитальный отсек; 4 — СА; 5 — ложемент; 6 — пиромеханизмы аварийного стыка ГО; 7 — решетчатые стабилизаторы; 8 — приборы автоматики средств САС

двигателя второй ступени ракеты-носителя. На последующих этапах для прекращения полета используется штатная ДУ корабля. Имеется система обнаружения неисправностей, с помощью которой экипаж может контролировать наиболее важные параметры РН (превышение угловой скорости, полный угол атаки, отказ системы управления, давление в топливном баке, параметры работы двигателя, отделение второй ступени, аварийное прекращение полета по команде с Земли). Тяговая мощность основного ракетного двигателя САС равна 686 кН, время работы 3,6 с. Так как масса спасаемого аппарата 8,5 т, тяговооруженность равна 8,2 и сообщаемое двигателем ускорение составляет около 80 м/с^2 . Относительная масса системы аварийного спасения в спасаемом аппарате составляет 30 ... 35%.

Компоновочная схема ОГБ усложняется, если выше СА расположены другие отсеки ПКА, а сам ПКА защищен головным обтекателем. Такая компоновочная схема применена на кораблях «Союз» и «Союз-Т».

Отделяемый головной блок космического корабля (КК) «Союз» (рис. 65) включает СА, орбитальный отсек, часть ГО и ДУ САС. ГО является несущим корпусом ОГБ и служит для размещения основных агрегатов средств аварийного спасения. Силовая связь между ГО и отсеками ПКА обеспечивается с помощью трех ложементов, опорные площадки которых размещены в двух поясах: верхний расположен в районе стыка между СА и орбитальным отсеком и передает осевые и боковые усилия, нижний находится в районе лобового щита СА и передает только боковые усилия. Конструкция опорных площадок обеспечивает возможность сброса створок ГО после нормального прохождения атмосферного участка траектории или отделения СА от ОГБ в процессе аварийного спасения. На верхнем конусе ГО размещены приборы автоматики средств аварийного спасения, а на нижнем, торцевом, шпангоуте — четыре раскрываемых решетчатых стабилизатора, уложенные при нормальном полете вдоль образующей ГО (в случае аварии они раскрываются и фиксируются в раскрытом положении). Уводимая часть ГО связана с нижней (остающейся в случае аварии на РН) частью обтекателя с помощью пиромеханизмов.

Двигательная установка системы аварийного спасения корабля «Союз» состоит из основного двигателя отделения и увода ОГБ, разделительного двигателя сброса ДУ после нормального прохождения атмосферного участка или отделения СА от ОГБ в процессе аварийного спасения и управляющих двигателей формирования заданной траектории движения ОГБ.

На современных РКС параметры двигателей (P — тяговая мощность, τ — время работы двигателей), входящих в состав ДУ САС, в основном зависят от массовых характеристик ОГБ и составляют:

для основного	$P=490 \dots 1470$ кН, $\tau=2-6$ с
для разделительного	$P=59 \dots 176$ кН, $\tau \leq 1$ с
для управляющего	$P=4,9 \dots 19,6$ кН, $\tau=0,5 \dots 1$ с

Отделяемый головной блок — это своеобразный летательный аппарат, рассчитанный на использование в широком диапазоне скоростей (от дозвуковых до гиперзвуковых), поэтому существуют вполне определенные требования к его аэродинамической схеме, в том числе:

обеспечение аэродинамической статической устойчивости для ограничения боковых перегрузок при полете и уменьшения потребной энергии для увода ОГБ;

уменьшение коэффициента аэродинамического сопротивления для снижения энергетических потерь при уводе ОГБ;

сохранение аэродинамических характеристик РН при сопряжении с ней ОГБ за счет его оптимальной формы.

При выборе аэродинамической схемы ОГБ требуется увязка аэродинамических характеристик СА (основного элемента ОГБ) и ОГБ в целом. Эта задача имеет два решения: 1) при выборе обводов СА принимают компромиссное решение, в равной степени удовлетворяющее как требованиям автономного полета СА, так и полета СА в составе ОГБ. По этому пути пошли американские специалисты при разработке РКС «Меркурий» и «Аполлон», приняв относительно большое значение угла обратного конуса СА, которое, с одной стороны, ухудшает соотношение поверхности и объема СА (что приводит к увеличению массы конструкции и теплозащиты), но, с другой — улучшает положение центра давления ОГБ и позволяет без применения специальных стабилизаторов обеспечить его аэродинамическую статическую устойчивость; 2) оптимизация аэродинамических характеристик ОГБ за счет соответствующего выбора обводов ГО, используемого в качестве корпуса ОГБ, с применением аэродинамических стабилизаторов. Этот путь, использованный в РКС «Союз», позволяет практически независимо друг от друга выбирать обводы СА и ОГБ.

Функционирование системы аварийного спасения осуществляется в соответствии с выбранными расчетными случаями и их характеристиками. На участке выведения основные параметры движения РКС (высота, скорость, скоростной напор, угловые отклонения, угловые скорости и т. д.) изменяются в широком диапазоне, что приводит к большому многообразию проявлений аварийных ситуаций. Полный анализ всех аварийных ситуаций с использованием баллистических расчетов, даже при условии использования ЭВМ, провести практически невозможно, поэтому выбирают несколько предельных расчетных случаев, которые в совокупности определяли бы работу средств аварийного спасения. Число расчетных случаев и их параметры зависят не только от условий полета на участке выведения, но и от программы работы и характеристик средств спасения. Основными расчетными случаями являются аварии:

на старте; она характерна необходимостью увода ОГБ на высоту, достаточную для срабатывания средств приземления, на безопасное расстояние по дальности от места аварии;

при максимальном скоростном напоре на участке выведения; она вызывает наибольшие трудности отделения и увода ОГБ на безопасное расстояние от РН вследствие больших аэродинамических сил; в процессе аварийного увода в этом случае на ОГБ воздействуют максимальные боковые (n_y , n_x) и продольная отрицательная ($-n_x$) перегрузки;

на границе плотных слоев атмосферы перед сбросом ДУ САС; она характерна максимальной продольной продолжительной перегрузкой (n_x).

Для каждого из рассмотренных случаев разрабатывается расчетная модель аварийной ситуации, учитывающая параметры движения РКС в момент аварии, внешние условия полета (плотность воздуха, параметры воздуха, параметры ветра, факторы взрыва РН и т. д.), а также методика расчета траекторий движения ОГБ или СА.

Условиями успешного выполнения процесса спасения, одновременно являющимися основными баллистическими критериями для определенного участка полета, являются:

отсутствие соударений и зацеплений элементов конструкции ОГБ и РН в процессе отделения;

увод ОГБ на безопасное расстояние от места аварии и высоту, достаточную для срабатывания системы приземления;

обеспечение достаточного относительного расстояния между ОГБ и РН;

выполнение ограничений по величинам продольных и боковых перегрузок исходя из их переносимости экипажем и сохранения несущей способности конструкций;

обеспечение условий ввода системы приземления;

приземление отсека экипажа вне пределов опасной зоны.

Основные положения, определяющие выбор энергетики средств спасения:

суммарный импульс основного двигателя ДУ САС определяется потребной высотой и дальностью увода отсека экипажа при аварии на старте (авария при максимальном скоростном напоре не является определяющей при выборе этого параметра), а его тяга — в основном условиями спасения в случае аварии при максимальных скоростных напорах и в меньшей степени условиями спасения при аварии на старте;

тяговооруженность (отношение тяги ДУ САС к весу ОГБ) для получения максимальных относительных расстояний между ОГБ и РН должна не менее чем в два раза превышать значение начальной максимальной аэродинамической перегрузки (тем больше, чем больше суммарный импульс ДУ САС) и при этом во всех случаях быть не менее 6 ... 8 ед.

При тяговооруженности 6 ... 8 ед. высота и дальность увода ОГБ при аварии на старте практически не зависят от тяговооруженности. Увеличение тяговооруженности нерационально, так как приводит к неоправданному возрастанию продольных и поперечных перегрузок и, следовательно, к увеличению массы конструкции. При тяговооруженности до 10 ед. возможно вполне допустимое снижение быстродействия системы спасения (в отношении скорости отхода ОГБ от места аварии).

Второй и третий участки. Нижняя граница этого участка достаточно условна и зависит от конструктивных особенностей ПКА и РН. Обычно за нее принимают момент выхода РКС из плотных слоев атмосферы, когда исчезают аэродинамические нагрузки (скоростной напор составляет несколько единиц), что происходит на высоте 70 ... 90 км при скорости полета около 2500 ... 3000 м/с.

Верхняя граница участка — это окончание активного участка траектории выведения и выход ПКА на орбиту ИСЗ.

В связи с малой плотностью воздуха на внеатмосферном участке полета воздействия ударной волны и огненного шара даже при опасном течении аварии проявляются очень слабо. Поэтому из трех поражающих факторов, характерных для атмосферного участка, остается только один — поражение разлетающимися при взрыве осколками. Кроме того, вероятность катастрофического и быстротечного развития аварии на внеатмосферном участке достаточно мала из-за отсутствия аэродинамических нагрузок, которые, как правило, способствуют разрушению РКС.

Названные особенности протекания аварийных ситуаций на внеатмосферном участке полета позволяют использовать для аварийного отделения ПКА или СА штатные средства разделения, необходимыми условиями применения которых являются аварийное выключение ДУ РН и устранение влияния импульса последствия остаточной тяги при выключении ДУ, что достигается либо включением сравнительно небольших активных средств (тормозных твердотопливных двигателей на РН или двигателей увода на ПКА), либо введением определенной временной задержки на срабатывание средств разделения. Средства отделения ПКА от РН представляют собой механические или пиротехнические замки, обеспечивающие разделение стыковочных шпангоутов, и толкатели, срабатывание которых приводит к расхождению разделившихся частей.

После отделения от РН ПКА (или СА) совершает автономный полет вне пределов атмосферы по баллистической траектории, в процессе которого осуществляются ориентация и программные развороты СА в целях обеспечения входа в атмосферу с малыми расчетными углами атаки. При необходимости для обеспечения посадки в заданном районе возможно включение ДУ ПКА для проведения коррекции траектории, хотя с учетом довольно ограниченных запасов топлива влияние этой коррекции на параметры траектории относительно мало.

Углы входа ПКА или СА в атмосферу при аварийном спуске определяются углом наклона траектории в момент аварии (возможности коррекции ограничены) и вследствие этого имеют довольно большую величину. В случае сочетания больших значений углов входа с большими скоростями входа в атмосферу

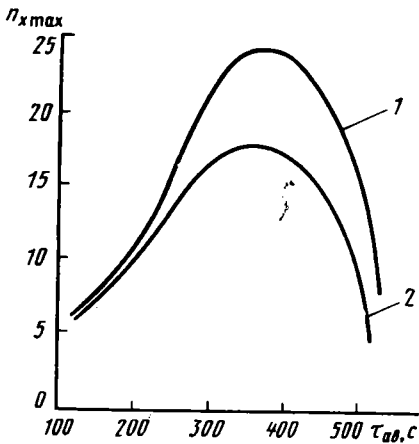


Рис. 66. Характер изменения максимальной перегрузки $n_{x max}$ при спуске СА на участке выведения по времени аварии $\tau_{ав}$:

1 — аэродинамическое качество равно нулю; 2 — аэродинамическое качество максимальное

при спуске возникают перегрузки, намного превышающие перегрузки при спуске с орбиты ИСЗ.

Значения максимальной перегрузки при аварийном спуске СА корабля «Союз» для различных моментов аварии на участке выведения показаны на рис. 66.

Другая характерная особенность аварийного спасения на внеатмосферном участке заключается в том, что удаление точки приземления СА значительно зависит от момента аварии и находится в диапазоне от сотен до десятков тысяч километров; это сильно затрудняет поиск и эвакуацию экипажа, СА или ПКА, совершившего аварийную посадку.

В конце участка выведения наступает момент полета, когда запасы топлива ДУ ПКА становятся достаточными для выведения его на орбиту ИСЗ в случае прекращения работы РН, при этом орбита ПКА может быть нерасчетной с малым временем существования, обеспечивающим кратковременный полет и посадку в штатном посадочном районе.

Способы и средства аварийного спасения экипажей кораблей многоразового использования целесообразно рассмотреть на примере ККМИ «Спейс Шаттл».

Возможности возвращения орбитального корабля (ОК) с экипажем на Землю в случае возникновения аварийной ситуации обеспечиваются:

запасами баллистических возможностей и летных характеристик;

высокой надежностью оборудования, наличием резервных средств и запасных режимов работы;

эффективными средствами контроля, аварийного оповещения и локализации очагов аварий.

В случае возникновения аварийной ситуации на участке выведения возможны четыре способа аварийного прекращения полета.

Способ катапультирования, описанный выше, используется в случае возникновения АС до достижения высоты 21 км. Этот способ предполагает спасение только экипажа. Остальные три

способа предполагают возвращение на Землю неповрежденного корабля вместе с экипажем.

Способ возвращения на стартовый комплекс используется в том случае, если вышел из строя один из трех ЖРД основной ДУ на первом этапе участка выведения (до 244 с полета). К этому моменту от ККМИ уже отделяются твердотопливные блоки первой ступени (на 112-й секунде полета, высота 43,3 км), и он достигает высоты 109 км, а скорость полета составляет 2,48 км/с. Аварийное спасение по этому способу возможно даже в том случае, если один из ЖРД основной ДУ выйдет из строя через две секунды после отрыва корабля от стартовой платформы, т. е. в момент наиболее неблагоприятного соотношения тяги ДУ и массы ККМИ. При осуществлении данного способа спасения два исправных ЖРД основной ДУ, которые используют запас топлива, предназначенный для всех трех ЖРД, обеспечат подъем второй ступени с подвесным топливным баком до высоты не менее 107 км, разворот в направлении стартового комплекса и вывод в точку, откуда возможно планирование на посадочную полосу близ стартового комплекса. Заход на посадку и посадку космонавты обеспечивают вручную. В самых неблагоприятных условиях при использовании способа возвращения на стартовый комплекс посадка осуществляется через 20 мин после старта.

Способ прекращения полета после одного витка предусматривает полет второй ступени ККМИ по баллистической траектории с возвращением на взлетно-посадочную полосу (ВПП) близ стартового комплекса. Этот способ используется в случае выхода из строя одного из трех ЖРД основной ДУ на второй половине участка выведения. При осуществлении аварийного спасения по данному способу в дополнение к двум исправным ЖРД используются ЖРД маневрирования и ориентации, а тяга ЖРД основной ДУ несколько снижается. Если, например, выход из строя одного из трех ЖРД основной ДУ произошел на 244-й секунде полета, то два исправных ЖРД и включенные сразу после аварии ЖРД маневрирования и ориентации в течение 151 с (до 395-й секунды полета) обеспечивают общую тягу 471 т. В начале этого 141-секундного периода перегрузки составляют 1,46, затем падают до 0,99, а к концу периода возрастают до 1,48. На 395-й секунде полета выключаются ЖРД ориентации и общая тяга работающих ЖРД основной ДУ и ЖРД маневрирования падает до 470 т. На 555-й секунде полета выключаются ЖРД маневрирования для того, чтобы перегрузки не превысили 3. Два исправных ЖРД основной ДУ продолжают работать до выработки топлива на 560-й секунде полета (на 79 с больше, чем работали бы три ЖРД основной ДУ при нормальных условиях полета), причем в этот период тяга их продолжает постепенно уменьшаться с тем, чтобы перегрузки удерживались на уровне 3. В момент выключения ЖРД основной ДУ вторая

ступень ККМИ с подвесным топливным баком находится на высоте 106,2 км приблизительно в 1630 км от места старта, а скорость полета составляет 7,414 км/с. Примерно через 30 с после выключения ЖРД основной ДУ отделяется подвесной топливный бак, а примерно на 590-й секунде полета снова включаются ЖРД маневрирования, которые работают в течение 155 с. В момент их выключения на 745-й секунде полета вторая ступень находится на высоте 125,7 км в 2980 км от места старта, а скорость полета составляет 7,467 км/с. В дальнейшем ступень продолжает движение по восходящей ветви баллистической траектории, достигает ее верхней точки и на нисходящей ветви совершает вход в атмосферу примерно так же, как при штатном возвращении с орбиты. При этом способе аварийного спасения до захода на посадку действует автоматическая система управления. Посадка осуществляется примерно через 90 мин после старта.

Способ прекращения полета после выхода на орбиту предусматривает вывод второй ступени ККМИ на орбиту с последующей посадкой на любую из 15 основных и запасных ВПП, когда они оказываются в пределах досягаемости. Этот способ используется в тех случаях, когда характер аварии не требует немедленного возвращения на Землю и не препятствует выходу на орбиту, где может быть проведен тщательный анализ аварии и принято решение о дальнейшем ходе полета. Для доведения скорости второй ступени до орбитальной и для схода с орбиты используются ЖРД маневрирования, причем если запас топлива для этих двигателей будет израсходован, то они могут использовать топливо, предусмотренное для ЖРД ориентации. Для обеспечения схода с орбиты могут служить и ЖРД ориентации, но для этого ступень в результате длительных маневров с помощью ЖРД маневрирования должна быть переведена на минимальную высоту.

Помимо бортовых средств спасения экипажа в случае возникновения аварийной ситуации на активном участке необходимо привлекать наземные средства поиска и спасения, если авария произошла на заключительных этапах выведения. С этой целью, как правило, создаются специальные районы аварийной посадки, расположенные на трассах выведения. В этих районах предусматриваются соответствующие поисковые и транспортные средства (самолеты, вертолеты, корабли и т. п.), составляющие примерно 15 ... 20% от всех наземных сил и средств поиска и спасения экипажей при нормальных условиях посадки.

Средства спасения в орбитальном полете. Все аварийно-спасательные средства, предназначенные для спасения космонавтов на орбите, могут быть разделены на два типа: 1) автономные средства, находящиеся на борту корабля; 2) корабли-спасатели, заблаговременно выводимые на орбиту или запускаемые с

Земли после возникновения аварийной ситуации на пилотируемом корабле.

Автономные аварийно-спасательные средства включают: средства возвращения с орбиты, выживания на борту корабля, эвакуации экипажа и маневрирования на орбите, выживания на орбите.

К средствам возвращения с орбиты относятся различные бортовые спасательные аппараты (капсулы). Центром MSC в США разработан проект аппарата OES (Orbital Escape System — орбитальная аварийная система), предназначенного для возвращения космонавтов на Землю в случае аварии с орбит высотой до 650 км. Аппарат рассчитан на одного человека. Количество таких аппаратов на борту космического корабля соответствует числу членов экипажа. Масса аппарата 113 кг. Он представляет собой надувную оболочку диаметром 1,37 м из нейлона или стеклоткани с внешним абляционным покрытием (толщиной 0,25 ... 7,6 мм) и внутренним — из полиуретана (12,7 мм). В оболочке размещаются баллон со сжатым кислородом для дыхания и охлаждения, баллон со сжатым азотом для наполнения оболочки, надувной спасательный жилет на случай посадки на воду, радиомаяк и другие средства, облегчающие поиск и спасение космонавта. Запас кислорода рассчитан на 2,5 ч. С внешней стороны к оболочке присоединен тормозной ракетный двигатель на твердом топливе тягой 880 Н с продолжительностью работы ~38 с. Четыре сопла двигателя скошены для того, чтобы истекающая струя не попала на оболочку. К заднему днищу двигателя крепится хвостовик, который входит в специальную рукоятку, смонтированную в оболочке. Космонавт, держась за рукоятку, может придавать двигателю нужное направление. Около рукоятки в оболочке предусмотрено окно для наблюдения.

В случае возникновения аварийной ситуации на космическом корабле космонавт в скафандре с ранцем системы жизнеобеспечения, предназначенном для выхода в космическое пространство, надевает ненадутую еще оболочку, переключает шланг кислородного питания от ранца к баллону аппарата и оставляет ранец на борту космического корабля. Затем оболочка затягивается застежкой типа «молния», космонавт отделяется от космического корабля и готовится к включению тормозного двигателя. Нужная ориентация осуществляется путем вывода за борт через специальные сопла сжатого кислорода.

Основными ориентирами являются горизонт и «бег» Земли, наблюдаемые космонавтом через иллюминатор. Оценив по земным ориентирам благоприятный момент для схода с орбиты, космонавт разворачивает аппарат в положение для торможения и одной рукой вытягивает шнур запального устройства. Другой рукой космонавт удерживает в нужном положении рукоятку,

жестко связанную с продольной осью тормозного двигателя. По истечении расчетного времени космонавт отпускает рукоятку и двигатель под действием истекающей струи отбрасывается. Время работы двигателя космонавт определяет по часовому механизму, смонтированному на корпусе двигателя. После отделения двигателя космонавт в течение 8 мин производит подготовку к входу в атмосферу. За это время он открывает баллон со сжатым азотом и наполняет внутреннюю сферическую оболочку до давления 20 кПа, а пространство между внутренней и внешней оболочками — до давления 11,8 кПа. В результате внешняя оболочка приобретает форму шара. Вес тела космонавта и другого оборудования распределен так, чтобы обеспечить определенное смещение центра тяжести аппарата относительно его геометрического центра. Таким образом, аппарат при входе ориентируется утолщенной частью абляционного покрытия вперед. Нарастающее внешнее давление постепенно сминает оболочку, и на определенной высоте ($\sim 4,5$ км) космонавт расстегивает оболочку, сбрасывает ее, и дальнейший спуск осуществляется на парашюте.

Аналогичный проект разработан в США фирмой «Дженерал-Электрик» (проект MOOSE). Аппарат представляется в виде пластикового мешка с застежкой «молния». Тепловой экран представляет собой заднюю часть этого мешка, выполненную в форме полого конуса. Как только спасательный аппарат с космонавтом отделится от космического корабля, активируются два пенопластовых контейнера и в течение 2 мин пена образует твердые стенки вокруг космонавта, изолируя его от теплового экрана. Далее космонавт действует, как и в предыдущем случае, за исключением того, что теперь нет необходимости осуществлять наддув аппарата и парашютная система вводится не на высоте 4,5 км и менее, а на высоте $\sim 9,0$ км. Время спуска с орбиты занимает примерно половину одного витка вокруг Земли. В воде пластиковый аппарат MOOSE плавает, как плот. Его масса при входе в атмосферу равна примерно 86 кг. В дополнение к радиомаяку с антенной и батареями имеются дымовые шашки, маркеры для дневного обнаружения и аварийный комплект средств жизнеобеспечения.

Известны аппараты аналогичного типа, разрабатываемые и другими фирмами США. Фирмой «Дуглас» (США) предложен проект надувного конуса, или космического парашюта, который вместе с космонавтом выбрасывается из поврежденного космического корабля, ориентируется посредством реактивной системы управления и после входа в плотные слои атмосферы опускается на Землю. Скорость снижения аппарата настолько мала, что можно обойтись без специального теплозащитного экрана. В вершине конуса предусматривается разрушающая конструкция, благодаря чему обеспечивается безопасность посадки на

сушу и воду. Вертикальная скорость приземления составляет ~ 11 м/с.

К средствам возвращения могут быть отнесены также модернизированные отсеки существующих или разработанных ранее космических кораблей (например, командный отсек КК «Аполлон») и некоторые другие средства.

Средства выживания на борту корабля служат для сохранения и поддержания жизни космонавтов во время ожидания помощи извне или во время самостоятельного проведения аварийно-восстановительной операции. К этим средствам относятся аварийные запасы системы жизнеобеспечения, изолирующие противогазы, космические скафандры и другое вспомогательное оборудование. Так, резервные запасы кислорода корабля «Спейс Шаттл» в случае аварии могут обеспечить однократный наддув кабины, семикратный наддув шлюзовой камеры и четырехсуточную работу экипажа при аварии. Эти запасы хранятся в двух баллонах под давлением $210 \cdot 10^5$ Па. Каждый баллон вмещает 17 кг газообразного кислорода. В кабине предусмотрено размещение четырех масок, подключенных к кислородному баллону. Запас кислорода маски достаточен для работы в течение 10 мин. Изолирующий противогаз и скафандры рассмотрены в Приложении 2.

Средства эвакуации экипажа и маневрирования на орбите предназначены для обеспечения перехода космонавтов из аварийного корабля на корабль-спасатель. К ним относятся различные манипуляторы, тросы, стыковочные модули, индивидуальные средства спасения (эвакуации), индивидуальные аппараты перемещения в космосе.

С помощью манипуляторов, управляемых с корабля-спасателя, можно осуществить либо захват и передачу спасаемого непосредственно к люку корабля-спасателя, либо осуществить захват аварийного корабля и обеспечить прямой путь перехода на корабль-спасатель. При работе с манипуляторами большую опасность представляет столкновение манипулятора и корабля. Причинами столкновения могут быть: поломка конструкции или механический отказ; отказы средств математического обеспечения или бортового оборудования, которые вызывают неуправляемое движение манипулятора; ошибка оператора.

Для предотвращения столкновения манипуляторов с кораблем предусматривается система и средства аварийной сигнализации, а также средства аварийной защиты.

Существует достаточно много вариантов индивидуальных средств спасения. Лучшим признано средство, представляющее собой простейшую надувную герметичную капсулу на одного человека, в которой космонавт (после входа в капсулу) играет пассивную роль. Спасение космонавтов, находящихся в капсулах без скафандров, осуществляется через открытое космическое

пространство другими космонавтами с использованием манипуляторов, тросовой связи между аварийным кораблем и кораблем-спасателем, а также с использованием индивидуальных аппаратов перемещения в космосе.

Индивидуальное средство спасения состоит из сферической герметичной капсулы диаметром 0,86 м, переносной регенеративной системы полужамкнутого типа, костюма-жилета с жидкостным охлаждением, средств охлаждения, наддува и связи, привязных устройств.

Оболочка сферической капсулы выполнена многослойной. Наружный слой состоит из белой материи с оптическими свойствами, определяющими температурный режим внешней поверхности капсулы. Многослойная теплоизоляция из алюминизированной майларовой пленки и «распущенной» дакроновой прокладки обеспечивает терморегулирование внутри капсулы. Внутренний износостойкий слой защищает герметичную оболочку от случайных повреждений (проколов). В капсуле имеются застежка «молния» для входа и выхода, окно для создания психологического комфорта и разъемная колодка для подачи кислорода, охлаждающей жидкости и подсоединения проводов средств связи.

При проведении аварийно-спасательной операции на орбите предполагается использование индивидуальных аппаратов перемещения в космосе. Применительно к программе полетов ККМИ «Спейс Шаттл» разработана установка ММУ, позволяющая, наряду с другими задачами, осуществлять эвакуацию космонавтов, помещенных в индивидуальные капсулы, с корабля, потерпевшего аварию, на корабль-спасатель.

К установке ММУ предъявляются следующие требования: установка должна быть рассчитана на одного космонавта, надеваться и сниматься в космосе и быть автономной;

продолжительность работы 6 ч;

суммарный импульс скорости 16 м/с;

время подготовки к повторному использованию 10 ... 12 ч;

масса индивидуального аппарата не более 75 кг;

должны быть предусмотрены средства фиксации космонавта;

установка должна обеспечивать транспортировку грузов;

рабочее тело — газообразный азот при давлении 40 МПа;

система управления установкой должна обеспечивать: управление по шести степеням свободы, в соответствии с логикой пилотирования космических аппаратов; автоматическое поддержание пространственного положения с использованием скоростных гироскопов, обладающих зоной чувствительности ± 2 град/с и уходом 0,05 град/с; возможность ручной ориентации (в качестве резерва);

двигательная установка должна обеспечивать поступательное ускорение $0,1 \pm 0,01$ м/с² и вращательное — 10 ± 3 град/с.

Конструкция установки ММУ выполнена из алюминиевой оболочки, содержащей в себе два блока азота, запас которого обеспечивает работу 24 микродвигателей. Управление установкой осуществляется с помощью двух ручек (одна — для поступательного, другая — для вращательного перемещения), расположенных у кисти каждой руки. Сигналы от ручек управления поступают в мини-ЭВМ, которая управляет работой микродвигателей. На установке предусмотрен автопилот, способный поддерживать заданное положение в пространстве, несмотря на возмущения, возникающие при выполнении работ в космосе. Энергопитание ММУ осуществляется от серебряноцинкового аккумулятора напряжением 16,8 В. Размеры ММУ: $1,24 \times 0,81 \times 0,66$ м. Общая масса с топливом — 118 кг. Тяга одного микродвигателя — 5,9 Н. Для обеспечения безопасности в процессе сближения с объектами на установке ММУ предусмотрены радиолокационные средства, обеспечивающие точное измерение расстояния до объекта и определение оптимальной скорости сближения. Сверху и снизу установки размещены мигающие сигнальные огни для обозначения местонахождения космонавта.

Средства выживания на орбите предназначены для безопасного пребывания экипажа поврежденного корабля на орбите до прибытия корабля-спасателя.

Возможными средствами выживания на орбите являются: «кокон», автономный модуль, модуль орбитальной станции, командный отсек КК «Аполлон» (доработанный для обеспечения выживания), корабль модульной схемы.

При использовании системы «кокон» космонавт, одетый в скафандр, находится в капсуле из вспененного пластика, который обеспечивает тепловую и другие виды защиты до осуществления спасения.

Автономный модуль отделяется от поврежденного орбитального корабля и обеспечивает выживание экипажа.

Специальный корабль модульной схемы для выживания рассчитан на выживание 12 человек в течение 2 ... 3 дней.

Доработанный для использования в качестве средства выживания командный отсек КК «Аполлон» обеспечивает спасение 8 ... 10 человек, причем все лишние элементы конструкции с него могут быть сняты.

Корабли-спасатели. Для возвращения экипажа на Землю из поврежденного корабля (например, по программе «Спейс Шаттл») рассматривалась возможность использования командно-двигательного отсека КК «Аполлон» с носителями «Сатурн-1В» или РН «Титан» и однотипного спасательного ККМИ.

Командно-двигательный отсек КК «Аполлон» может быть использован при спасении экипажа с орбитального корабля по той же схеме, что и в программе «Скайлэб». Для программы

«Спейс Шаттл» командный отсек должен быть доработан (запуск с двумя членами экипажа и спасение с орбиты 4 человек).

ККМИ используется в качестве спасателя без каких-либо доработок. При этом в отсек полезного груза корабля-спасателя укладывается специальный набор оборудования и инструментов для осуществления спасательных работ.

Рассматриваются следующие способы баллистических возможностей корабля-спасателя: увеличение начального запаса топлива (путем использования подвесных топливных баков); повторная заправка орбитального корабля на околоземной орбите; выведение с помощью космического аппарата одиночного или тандемного спасательного космического буксира.

Первый способ целесообразно использовать при спасении с низких околоземных орбит. При этом удается обеспечить спасение с орбит высотой до 1500 км.

Второй способ является весьма дорогостоящим, поскольку требует около 30 запусков кораблей.

Третий способ предусматривает наличие в отсеке полезного груза спасательного буксира в заправленном состоянии, в состав которого входит спасательная капсула. Спасательный буксир, обеспечивающий приращение скорости 6,7 км/с и стартующий с орбиты высотой 185 км, может обеспечить спасательные операции на круговых орбитах высотой до 22 000 км.

Средства спасения на спуске и посадке. К ним могут быть отнесены: катапультируемые кресла (при их наличии на борту ПКА), средства торможения и поисково-спасательные.

В случае отказа тормозного двигателя экипаж может воспользоваться другими двигателями космического корабля, если они имеются и если есть еще соответствующий запас топлива.

При отказе средств торможения в атмосфере единственными способами спасения экипажа служат катапультирование и включение запасной тормозной (в частности, парашютной) системы. Обеспечение возможности катапультирования сильно усложняет схему корабля и резко уменьшает массу полезной нагрузки. Поэтому наиболее эффективный способ обеспечения безопасности экипажа на этапе торможения в атмосфере — всемерное повышение надежности средств торможения, особенно при вводе их в действие.

Для осуществления посадки кораблей многоразового использования, совершающих посадку по-самолетному, предусматриваются основные, запасные полосы, а также аэродромы вынужденной посадки.

Для поиска и спасения экипажей и спускаемых аппаратов космических кораблей обычно создается комплекс поисково-спасательных средств, включающих специальные или привлекаемые временно транспортные самолеты, вертолеты, морские корабли, пеленгаторы, радиолокационные станции, транспортные средства

(вездеходы-амфибии) и т. п. В состав поисково-спасательного комплекса входят десятки кораблей и самолетов в основных районах посадки и несколько меньше — в запасных.

Приложение 4

МЕТОДЫ ОЦЕНКИ БЕЗОПАСНОСТИ КОСМИЧЕСКИХ ПОЛЕТОВ

Метод анализа структурных схем функционирования ПКА (логико-вероятностный метод)

Метод основывается на составлении логической функции условия благоприятного продолжения полета или его аварийного прекращения.

Основными допущениями, принятыми при использовании этого метода, являются: мгновенное развитие отказа, независимость отказов отдельных систем, постоянство структуры объекта в пределах расчетного интервала и режимов работы бортовых систем, приведение момента отказа всех бортовых систем к одному времени в пределах расчетного интервала.

Последовательность работ по данному методу следующая.

1. Совокупная система (РКК, люди, внешняя среда) расчленяется на составляющие (функциональные системы, экипаж, условия функционирования и т. п.), имеющие самостоятельное значение.

2. Полет ПКА разбивается на характерные этапы (например, предстартовый участок, выведение, орбитальный полет, сход с орбиты и посадка). Каждый этап полета разбивается на некоторое число характерных подэтапов (например, этап выведения может быть разбит на подэтапы работы первой, второй и третьей ступеней РН).

Расчленение процесса функционирования ПКА на этапы (подэтапы) проводится таким образом, чтобы на каждом из них можно было принимать при анализе постоянными структуру, режим функционирования и законы изменения основных характеристик рассматриваемой совокупной системы, существо реальных связей и взаимодействий элементов этих объектов, а также возможные состояния элементов и их исходы.

3. Осуществляется привязка участия составляющих совокупной системы к процессу функционирования ПКА в полете.

4. Проводится анализ возможных НшС на каждом этапе (подэтапе) полета, связанных с воздействием составляющих совокупной системы.

5. Рассматриваются способы выхода из проанализированных НшС.

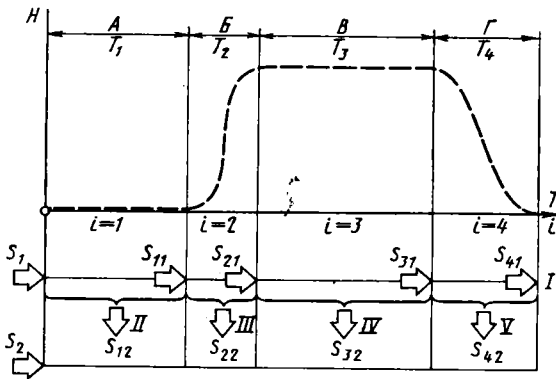


Рис. 67. Схема изменений благоприятных состояний ПКА в процессе полета:
 $I-V$ — конечные состояния;
 H — высота полета; S — состояния; i — этапы полета;
 T — время; A — предстартовая подготовка; B — выведение; B — орбитальный полет;
 Γ — спуск и посадка

6. Применительно к каждому этапу (подэтапу) полета определяются основные события штатного и нештатного хода полета в предположении, что может реализовываться благоприятный (событие S) и неблагоприятный исход (событие F). Например, могут рассматриваться следующие состояния (исходы):

S_1 — штатное состояние ПКА при безопасных НшС, не приводящих к ухудшению работы его жизненноважных систем;

S_2 — нештатное состояние ПКА, требующее использования сокращенных программ полета, но не вызывающее потребности в использовании аварийных программ;

F_1 — аварийное состояние ПКА, требующее использования аварийных программ полета;

F_2 — катастрофическое состояние ПКА.

7. С учетом этапов (подэтапов) полета и распределения по ним событий штатного и нештатного полетов строятся схемы изменения благоприятных и неблагоприятных состояний ПКА в процессе полета (пример показан на рис. 67 и 68).

8. На основании анализа моментов наступления событий с привязкой к этапам полета, их последовательности и вероятно-

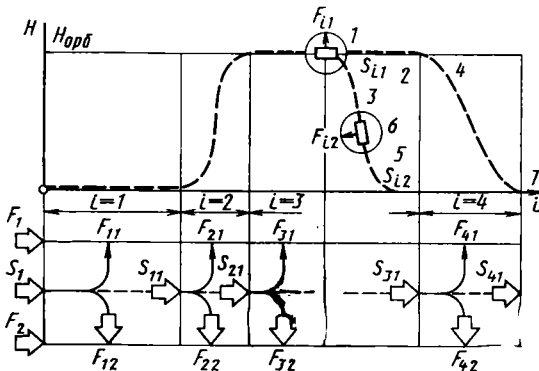


Рис. 68. Схема изменений неблагоприятных состояний ПКА в процессе полета:

H — высота полета; i — этапы полета; T — время; 1 — опасная ситуация; 2 — продолжение полета; 3 — аварийный спуск; 4 — штатный спуск; 5 — благополучная посадка; 6 — катастрофа

сти наступления вычисляются вероятности соответствующих исходов полета.

Так, например, применительно к рис. 67 вероятности благоприятных исходов полета в целом (в варианте S_1) и его отдельных участков (в варианте S_2) соответственно равны:

$$P(S_1) = P(S_{11})P(S_{21}/S_{11})P(S_{31}/S_{21} \wedge S_{11})P(S_{41}/S_{31} \wedge S_{21} \wedge S_{11});$$

$$P(S_{11}) = P(S_{12});$$

$$P(S_{111}) = P(S_{11})P(S_{22}/S_{11});$$

$$P(S_{11V}) = P(S_{21} \wedge S_{11})P(S_{32}/S_{21} \wedge S_{11});$$

$$P(S_V) = P(S_{31} \wedge S_{21} \wedge S_{11})P(S_{42}/S_{31} \wedge S_{21} \wedge S_{11}),$$

где $P(S_{ij})$ — вероятность события S_j (см. п. 6) на этапе полета i ; \wedge — знак конъюнкции.

Вероятность неблагоприятного исхода полета применительно к рис. 68 равна

$$P(F) = P(F_{l-1}) + P(F_{l-2}/S_{11}) + P(F_{l-3}/S_{21} \wedge S_{11}) +$$

$$+ P(F_{l-4}/S_{31} \wedge S_{21} \wedge S_{11}),$$

где $F_{i=...}$ — событие неблагоприятного исхода на этапе полета i .

9. Осуществляется поиск путей повышения безопасности космического полета при выполнении следующей последовательности операций:

изыскиваются новые способы выхода из НшС и в соответствии с ними строятся новые схемы изменения благоприятных и неблагоприятных состояний ПКА в процессе полета;

вычисляются вероятности соответствующих исходов полета; выбирается в качестве приоритетного тот способ (комплекс способов) выхода из НшС, который обеспечивает наименьшее отношение затрат на его реализацию к эффекту от реализации данного способа.

Метод «дерева отказов».

В основе построения «дерева отказов» лежит логико-аналитический метод, опирающийся на установление причинно-следственных связей между отдельными событиями и возможными состояниями рассматриваемой системы. Процесс построения «дерева отказов» носит, в известной мере, эвристический характер и требует глубокого знания процесса функционирования рассматриваемой системы и характера основных влияющих факторов, а также использования опыта разработки и эксплуатации аналогов и прототипов системы.

Суть метода заключается в следующем.

1. Каждый конкретный вид отказа системы, рассматриваемый при анализе как сложное событие (его называют головным), расчленяется на более простые события, вызывающие появление анализируемого вида отказа (причины отказа).

2. Определяются отношения между причинами и головным событием с использованием логических операторов типа «И» и «ИЛИ».

3. Из выявленных причин появления головного события выделяются те, которые должны исследоваться более детально. При этом каждая такая причина рассматривается как головное событие для последующего анализа по принципам, описанным в пп. 1 и 2.

4. Рассмотренные события и их взаимоотношения последовательно изображаются с помощью принятой символики графического представления событий, логических операторов и связей между ними в виде логического «дерева» анализируемого отказа.

5. Весь описанный процесс итеративно повторяется до тех пор, пока не будут рассмотрены все события, которые в рамках проводимого анализа необходимо анализировать подробно, и не останутся только основные (исходные) события, которые при анализе далее не рассматриваются. Признаками останова процесса анализа событий являются:

событие не требует дальнейшего анализа, так как по нему имеется вся необходимая информация;

событие оказывает незначительное влияние на анализируемое, головное по отношению к нему событие;

по событию полностью отсутствует какая бы то ни было информация.

6. Проводится качественный анализ полученного «дерева отказов» на предмет выявления причин отказов, определения опасных и неопасных отказов элементов системы, выяснения области значений контролируемых параметров системы, установления множества опасных и неопасных видов отказов системы.

7. Определяются вероятностные показатели рассматриваемого вида отказа. При этом используются формулы, связывающие соответствующие вероятностные показатели головного события «дерева отказов» и основных событий, которые рассматриваются в качестве исходных данных для расчета. Эти формулы имеют в общем случае вид сумм произведений и произведений сумм и получаются путем выражения вероятностных показателей выходных событий логических операторов через аналогичные показатели входных событий последовательно, начиная с логических операторов, наиболее удаленных от головного события. Вычисления проводятся с учетом следующих вероятностных соотношений, связывающих выходные события с входными в соответствии со спецификой рассматриваемых операторов:

для оператора «ИЛИ»

$$q_0 = 1 - \prod_{i=1}^m (1 - q_i);$$

для оператора «И»

$$q_0 = \prod_{i=1}^m q_i,$$

где q_0 — вероятность появления выходного события оператора; q_i — вероятность появления i -го входного события оператора; m — число входных событий оператора.

8. Осуществляется поиск путей устранения или уменьшения вероятности возникновения рассматриваемого отказа путем проведения следующей последовательности операций:

а) составляется новое «дерево отказов», отвечающее предлагаемому пути, если он изменяет причинно-следственные связи рассматриваемого головного события;

б) вводятся измененные вероятностные показатели основных событий при неизменном «дереве отказов», если реализация предлагаемого пути изменяет лишь вероятностные показатели и характеристики всех или некоторых основных событий;

в) определяются новые значения вероятностных показателей рассматриваемого отказа для всех предлагаемых путей;

г) выбирается в качестве приоритетного тот путь устранения или уменьшения вероятности возникновения рассматриваемого отказа, который отвечает наименьшему отношению затрат на его реализацию к эффекту от реализации этого пути.

Метод анализа структурных схем надежности.

Указанный метод позволяет определять возможные отказы системы как последствия различных состояний ее элементов. Он особенно эффективен при анализе систем, отказы которых являются следствиями только отказов составляющих элементов и для которых не учитываются отказы, связанные с нарушениями физико-химических и других процессов.

Работы по данному методу проводятся следующим образом:

1. Строятся структурные схемы надежности рассматриваемой системы в условиях различных отказов составляющих элементов.

2. Последовательно оценивается влияние различных видов отказов отдельных элементов и их групп на функционирование системы и выявляются подмножества опасных и неопасных ее отказов, а также области значений вектора состояний ее элементов применительно к конкретным видам отказов системы.

3. Методом последовательного свертывания структурной схемы надежности (сведения ее к сочетанию основных видов соединений элементов и использования для этих соединений соответствующих математических соотношений) определяются вероятностные показатели и характеристики системы.

4. Разрабатываются пути уменьшения вероятности отказов системы путем реализации следующих мероприятий:

а) разрабатываются пути повышения надежности рассматри-

ваемой системы и применительно к ним строятся новые структурные схемы надежности;

б) определяются новые значения вероятностных показателей и характеристик работы системы;

в) осуществляется выбор того пути повышения надежности системы, который дает наименьшее значение отношения затрат на его реализацию к эффекту от реализации этого пути.

Метод имитационного моделирования.

В основе метода лежит процедура розыгрыша случайных чисел по методу Монте-Карло. Применительно к оценке БКП он отличается возможностью его реализации для самых сложных систем и их функциональных связей, имеющих к тому же сложные программы функционирования как в штатных режимах, так и в нештатных ситуациях. К недостаткам метода следует отнести трудности, связанные с получением точных результатов, имеющих необходимую доверительную вероятность; исследованием чувствительности модели к воздействию значительного числа факторов; наличием неявной зависимости конечного результата от входных данных; необходимостью наличия большого объема исходных данных для моделирования.

При использовании данного метода работы выполняются в следующем порядке:

1. Строится модель появления НшС, учитывающая: состав, лямбда-характеристики отказов и циклограмму функционирования систем ПКА и РН в исследуемом полете; состав экипажа, циклограмму работы его членов, лямбда-характеристики их ошибочной деятельности при работе с каждой из систем ПКА, лямбда-характеристики заболеваемости членов экипажа с учетом влияния на этот процесс систем ПКА; циклограмму сеансов связи ПКА с Землей, лямбда-характеристики ошибочной деятельности персонала наземного комплекса и отказов средств НКУ с учетом их влияния на конкретные системы ПКА; состав внешних факторов, циклограмму их воздействия на ПКА в полете, лямбда-характеристики вызываемых ими отказов в каждой из систем ПКА; динамику изменения интенсивности потоков НшС в исследуемом полете; причины, источники появления, время развития, неблагоприятные факторы, категорию НшС с учетом взаимосвязей и взаимозависимостей всех указанных факторов.

2. Строится модель процесса выхода из НшС, учитывающая: программу полета ПКА; возможности автоматики ПКА, экипажа и НКУ по обнаружению НшС с учетом влияния на этот процесс сеансов связи и режимов труда и отдыха экипажа; функции распределения времени обнаружения НшС каждым из указанных элементов АСУ ПКА; возможности автоматики ПКА, экипажа и НКУ по распознаванию НшС как в автономном режиме работы, так и при их взаимодействии с учетом сеансов связи

ПКА с Землей; функции распределения времени распознавания НшС каждым из указанных элементов АСУ ПКА; возможности и функции распределения времени принятия решений экипажем и НКУ с учетом возможности их взаимодействия в сеансах связи; возможности, варианты и функции распределения времени реализации способов выхода из НшС; различие обобщенных алгоритмов деятельности экипажа и персонала НКУ в условиях безаварийных и аварийных НшС, наложения НшС друг на друга, наличия дефицита времени и различной значимости НшС.

3. Обеспечивается ввод данных из модели появления НшС в модель процесса выхода из НшС и синхронизация работы обеих моделей.

4. Разрабатывается блок обработки данных, получаемых при функционировании указанных моделей, учитывающий накопление полезного эффекта в процессе штатного выполнения полета и наносимый нештатными ситуациями ущерб, факт выхода из НшС с учетом времени развития НшС и затрат времени на выход из нее, временные и вероятностные показатели БКП.

5. Вводятся в модель исходные данные для исследуемого полета и определяются уровень безопасности, достигаемой в нем, и значение эффективности полета.

6. Исследуется влияние различных технических и организационных мероприятий на эффективность и безопасность полета, для чего в модель вводятся соответствующие исходные данные (например, изменяются возможности и функция распределения времени распознавания НшС за счет введения автоматической системы для решения указанных задач или изменяется структура сеансов связи за счет введения связи через спутник-ретранслятор и т. п.), осуществляется необходимое количество прогонов модели и фиксируются достигаемые результаты. Осуществляется выбор наиболее эффективных мероприятий с учетом достигаемых значений эффективности и безопасности, а также затрат на их осуществление.

Метод анализа структурных схем функционирования системы.

Метод применяется для оценки безопасности систем ПКА с переменной структурой в процессе функционирования. Порядок работы по данному методу следующий.

1. Составляется структурная схема функционирования системы, для чего:

а) штатная программа функционирования системы разбивается на последовательность непересекающихся участков, на каждом из которых система сохраняет неизменной структуру, а также осуществляет определенный неизменный переход к новой структуре при отказе на рассматриваемом участке соответствующего элемента;

б) составляется основная (номинальная) часть структурной схемы функционирования в виде последовательности звеньев,

отвечающих номинальной структуре системы на каждом из участков программы ее функционирования. На каждом звене схемы указываются все элементы, функционирующие (находящиеся в нагруженном состоянии) на соответствующем участке программы в последовательности их задействования в рабочее (нагруженное) состояние, определяемое циклограммой;

в) составляется неноминальная часть структурной схемы функционирования, представляющая собой совокупность ответвлений от каждого элемента системы на каждом звене основной части схемы. Каждое такое ответвление отвечает предпосылке к отказу (связанной с соответствующим видом отказа элемента на рассматриваемом участке, при котором система может незапланированно изменить структуру, чтобы обеспечить выполнение штатной программы функционирования) и представляет собой последовательность звеньев выполнения оставшейся части штатной программы системой с соответствующим образом измененной структурой. При наличии вторичных отказов элементов системы на неноминальной части схемы и возможностей последующих изменений структуры процесс ветвления продолжается вышеописанным образом, и так до выявления всех возможных путей выполнения штатной программы или до достижения полного учета всех возможных предпосылок к отказному состоянию системы.

2. Проводится расчет локальных значений показателей безотказности системы на отдельных участках программы функционирования. Формулы для расчета локальных показателей определяются на основе схемы состояний системы на этих участках. Они могут быть также рассчитаны как соответствующие показатели аналогичной системы с неизменяемой структурой, определенные при условии, что система находится в работоспособном состоянии в момент начала рассматриваемого участка.

3. Проводится расчет показателей безотказности системы при выполнении всей штатной программы функционирования.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Автоматизированные обучающие системы профессиональной подготовки операторов летательных аппаратов/Л. С. Демин, Ю. Г. Жуковский, А. П. Семенин и др.; Под ред. В. Е. Шукушунова. М.: Машиностроение, 1986. 240 с.
2. Александров М. Н. Безопасность человека на море. Л.: Судостроение, 1983. 208 с.
3. Безопасность космических полетов/Г. Т. Береговой, А. А. Тищенко, Г. П. Шибанов и др. М.: Машиностроение, 1977. 264 с.
4. Браун Дэвид Б. Анализ и разработка систем обеспечения техники безопасности: Системный подход в технике безопасности/Пер. с англ. А. Н. Жовинского. М.: Машиностроение, 1979. 360 с.
5. Вентцель Е. С. Теория вероятностей. М.: Наука, 1964. 576 с.
6. Волович В. Г. Человек в экстремальных условиях природной среды. М.: Мысль, 1980. 189 с.

7. **Воробьев Е. И., Ковалев Е. Е.** Радиационная безопасность экипажей летательных аппаратов. М.: Энергоатомиздат, 1983. 150 с.
8. **Газенко О. Г., Егоров А. Д.** Основные результаты медицинских исследований, выполненных во время длительных пилотируемых полетов на орбитальном комплексе «Салют-6» — «Союз» — «Прогресс»: Научные чтения по авиации и космонавтике. М.: Наука, 1981. С. 122—136.
9. **ГОСТ 25645.203683.** Безопасность радиационная экипажа космического аппарата в космическом полете. Модель тела человека для расчета тканевой дозы.
10. **ГОСТ 25645.204—83.** Безопасность радиационная экипажа космического аппарата в космическом полете. Методика расчета экранированности точек внутри фантома.
11. **ГОСТ 25645.117—84.** Излучение рентгеновское и гамма-излучение диффузные внегалактические. Характеристики углового и энергетического распределения.
12. **ГОСТ 25645.118—84.** Излучение космическое рентгеновское дискретных источников. Энергетические спектры и угловые координаты.
13. **ГОСТ 25645.121—85.** Проникновение космических лучей в магнитосферу Земли. Граница проникновения протонов.
14. **ГОСТ 25645.122—85.** Протоны галактических космических лучей. Энергетические спектры.
15. **ГОСТ 25645.123—85.** Ядра гелия галактических космических лучей. Энергетические спектры.
16. **ГОСТ 25645.124—85.** Группа средних ядер галактических космических лучей. Энергетические спектры.
17. **ГОСТ 25645.125—85.** Электроны галактических космических лучей. Энергетические спектры.
18. **ГОСТ 25645.214—85.** Безопасность радиационная экипажа космического аппарата в космическом полете. Модель обобщенного радиобиологического эффекта.
19. **ГОСТ 25645.215—85.** Безопасность радиационная экипажа космического аппарата в космическом полете. Нормы безопасности при продолжительности полетов до 3 лет.
20. **ГОСТ 25645.129—86.** Излучение рентгеновское солнечное. Временные характеристики.
21. **ГОСТ 25645.130—86.** Излучение рентгеновское солнечное. Амплитудные характеристики.
22. **ГОСТ 25645.131—86.** Излучение рентгеновское и гамма-излучение диффузные галактические. Характеристики углового и энергетического распределения.
23. **ГОСТ 25645.132—86.** Гамма-излучение космическое дискретных источников. Энергетические спектры и угловые координаты.
24. **ГОСТ 25645.134—86.** Лучи космические солнечные. Модель потоков протонов.
25. **ГОСТ 25645.136—86.** Ветер солнечный. Состав, концентрация частиц и скорость.
26. **Григорьев Ю. Г.** Радиационная безопасность космических полетов. М.: Атомиздат, 1975. 256 с.
27. **Жулев В. И., Иванов В. С.** Безопасность полетов летательных аппаратов: Теория и анализ. М.: Транспорт, 1986. 224 с.
28. **Инструкция № 1907—2670** летным экипажем о действиях в безлюдной местности и на море при вынужденной посадке или покидании самолета. 1977. 58 с.
29. **Космическая академия/Г. Т. Береговой, В. Н. Григоренко, Р. Б. Богдашевский, И. Н. Почкаев.** М.: Машиностроение, 1987. 152 с.
30. **Космические аппараты.** Под общ. ред. проф. К. П. Феоктистова. М.: Воениздат, 1983. 320 с.
31. **Космические аппараты: Сб. статей.** М.: Мир, 1975. 199 с.

32. **Космонавтика:** Энциклопедия/Гл. ред. В. П. Глушко; Редкол.: В. П. Бармин, К. Д. Бушуев, В. С. Верещетин и др. М.: Сов. энциклопедия, 1985. 528 с.
33. **Котик М. А.** Психология и безопасность. Таллин: Валгус, 1981. 408 с.
34. **Котик М. А., Емельянов А. М.** Ошибки управления. Психологические причины, метод автоматизированного анализа. Таллин: Валгус, 1985. 391 с.
35. **Кофман А.** Введение в теорию нечетких множеств/Пер. с франц. М.: Радио и связь, 1982. 432 с.
36. **Кравец В. Г., Любидский В. Е.** Основы управления космическими полетами. М.: Машиностроение, 1983. 224 с.
37. **Лебедев М. А.** Портативный дыхательный аппарат//Зарубежное военное обозрение. № 2. 1986. С. 71—72.
38. **Лебедев В. В., Крутов В. А.** Техническая эффективность пилотируемых космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1985. 256 с.
39. **Меньшов А. И.** Космическая эргономика. Л.: Наука, 1971. 296 с.
40. **Основы количественной оценки безопасности эксплуатации технических устройств.** Методическое пособие. МО СССР, 1978. 57 с.
41. **Основы космической биологии и медицины/Под общ. ред. О. Г. Газенко (СССР) и М. Кальвина (США).** Т. I, II, III. М.: Наука, 1975. 426 с., 428+ +450 с., 558 с.
42. **Пилотируемые космические корабли/Пер. с англ.** М.: Машиностроение, 1968. 476 с.
43. **Попович П. Р., Губинский А. И., Колесников Г. М.** Эргономическое обеспечение деятельности космонавтов. М.: Машиностроение, 1985. 272 с.
44. **Прибор ИПК-1.** Техническое описание и инструкция по эксплуатации. ВТ8-068.00.0000.ТО, 1979.
45. **Профессиональная подготовка космонавтов/В. Н. Кубасов, В. А. Таран, С. Н. Максимов.** М.: Машиностроение, 1985. 288 с.
46. **Распознавание образов: состояние и перспективы:** Пер. с англ./К. Верхаген, Р. Дейн, Ф. Грун и др.— М.: Радио и связь, 1985.— 104 с.
47. **РД 50-25645.205—83.** Безопасность радиационная экипажа космического аппарата в космическом полете. Методика расчета радиационного риска.
48. **РД 50-25645.205—85.** Безопасность радиационная экипажа космического аппарата в космическом полете. Методика расчета поглощенной и эквивалентной дозы от многозарядных ионов космических лучей.
49. **РД 50-25645.209—85.** Безопасность радиационная экипажа космического аппарата в космическом полете. Методика учета индивидуальных доз космонавтов в период их профессиональной деятельности.
50. **РД 50-25645.210—85.** Безопасность радиационная экипажа космического аппарата в космическом полете. Методика расчета энергетической плотности потока протонов и нейтронов в космическом аппарате.
51. **РД 50-25645.208—86.** Безопасность радиационная экипажа космического аппарата в космическом полете. Методика расчета поглощенной и эквивалентной доз от протонов космических лучей за защитой.
52. **Скафандры и системы для работы в открытом космосе/И. П. Абрамов, Г. И. Северин, А. Ю. Стоклицкий и др.** М.: Машиностроение, 1984. 256 с.
53. **Советский энциклопедический словарь.** Изд. 4-е, М.: Советская энциклопедия, 1987. 1599 с.
54. **Соломонов П. А.** Технические вопросы обеспечения безопасности полетов. М.: Воениздат, 1975. 120 с.
55. **Тезисы докладов научной конференции «Психологические и эргономические вопросы безопасности деятельности». Тарту: Тартуский Государственный университет, Эстонский республиканский Совет профсоюзов, Комитет Госгортехнадзора при СМ ЭССР, ГАИ МВД ЭССР, 1986. 298 с.**
56. **Тищенко А.А., Ярополов В. И.** Моделирование при обеспечении безопасности космических полетов. М.: Машиностроение, 1981. 189 с.
57. **Уманский С. П.** Снаряжение космонавта. М.: Машиностроение, 1982. 127 с.

58. Юсупов И. Ю. Автоматизированные системы принятия решений. М.: Наука, 1983. 88 с.
59. Журналы «Ракетная техника и космонавтика». М.: Мир, 1975—1987.
60. Журналы «Аэрокосмическая техника». М.: Мир, 1983—1987.
61. Реферативные журналы «Ракетостроение и космическая техника». М.: ВИНТИ, 1975—1987.
62. Chobotov V. A. Classification orbit with regard to collision hazard in space. «Spacecraft and Rockets», 1983, v. 20, N 5, pp. 484—490.
63. Reynolds R. C., Fisher N. H. Rice E. E. Man-made debris in low earth orbit — A threat to future space operations. «Spacecrafts and Rockets», 1983, v. 20, N 3, pp. 279—285.

ПРЕДМЕТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

- Авария 269
- Аварийная ситуация 57, 95, 126, 268
- Аварийная сигнализация 107, 108
- Аварийная ошибка 269
- Аварийно-восстановительная операция 103, 271
- Аварийное изменение окружающей среды 269
- программы полета 273
- Аварийно-спасательная операция 214, 272
- — — на орбите 216, 224
- — — на спуске и посадке 227
- — — на старте 223, 301
- — — на участке выведения 215, 223
- — — после посадки 103, 227
- Аварийно-спасательный космический аппарат 217, 221, 272, 319
- Аварийной ситуации анализ 269
- время выхода 57, 62, 63
- время развития 269
- источник 269
- ликвидация 271
- локализация 271
- обнаружение 182, 271
- параметр 269
- прогнозирование 192, 271
- распознавание 182, 271
- резерв времени 47, 53, 56, 57, 62, 63, 74, 269
- фактор 270
- Аварийные запасы 13, 111, 272
- Аварийный отказ 269
- Алгоритм действий экипажа и персонала НКУ в НшС 202
- Анализ безопасности 9, 10
- Анализ перечня НшС 123
- Аспект безопасности медицинский 14
- научно-теоретический 8
- организационный 11
- психологический 15
- технический 13
- экономический 15
- эксплуатационный 13
- — эргономический 12
- Аспекты безопасности 8
- Безаварийность 269
- Безопасности аспекты 8
- критерии 10
- нормы 10
- служба 11, 12, 271
- стандарты 9
- терминология 9, 268
- требования 9
- экспертиза 11, 271
- Безопасность 13
- инфекционная 270
- космических полетов 5, 6
- микрометеорная 270
- радиационная 270
- токсикологическая 271
- экипажа 268
- Биологическая угроза 6
- Бортовая документация по действиям экипажа в АС 111
- Вероятность безопасного полета 57, 129, 132, 137
- — — на участке выведения 135
- — — на орбитальном участке 136
- — — на участке спуска и посадки 136
- выхода из АС 57, 66, 62, 63
- обнаружения АС 66, 75
- появления АС 57, 59, 60, 68
- появления НшС 59
- появления катастрофической ситуации 60
- появления опасной ситуации 60
- принятия решения 67, 76
- распознавания АС 66
- реализации решения 67, 77
- спасения экипажа 69
- Взрывобезопасность 13, 270
- Время выхода из АС 57, 62, 63
- развития АС 269
- резервное 47, 53, 56, 57, 62, 63, 74, 269
- Выживание экипажа 228, 270

- Выживания экипажа способы** 238
 — — средства 251
 — — факторы 229
Галактическое космическое излучение
 16, 17, 88
Доза излучения 17, 19, 42
 — допустимая 42
 — критическая 43
 — оправданного риска 43, 83
 — предельно допустимая 88
 — среднесимптомная 86
 — эффективная остаточная 84
Заболевание экипажа 14, 32, 40
Индивидуальные средства защиты космонавта 272
 — — спасения космонавтов 111, 302, 303, 315
Ионизирующее излучение 16
 — — галактическое космическое 16, 17, 88
 — — искусственного радиационного пояса Земли 18, 19
 — — радиационных поясов Земли 17, 18, 88
 — — солнечных вспышек 18, 19, 88, 89
Источники опасности 40
Катапультируемое кресло 302
Катастрофа 269
Катастрофическая ситуация 95, 127
Качественное требование по безопасности 102
Классификация видов отказов 124
 — нештатных ситуаций 127
 — ошибок 80
Количественная оценка безопасности 57
Количественные показатели безопасности 102
Космический скафандр 110, 289
Коэффициент запаса времени в АС 65
Критерии безопасности общие 10
 — — относительные 10
 — — условные 10
 — — частные 10
Летно-космическое происшествие 257, 269
Медицинский отбор космонавтов 14
Мероприятия по обеспечению безопасности 103
Методы анализа безопасности 9
 — — — логико-вероятностные 10
 — — — «дерева отказов» 10
 — — — статистические 10
 — обнаружения и распознавания НшС 182
 — — — двухуровневого контроля 182
 — — — «дерева» поиска состояний 184
 — — — диагностических матриц 182
 — — — математического моделирования 184
 — — — распознавания образов 183
 — — — эталонной траектории 185
 — — — эталонных моделей 185
 — — — оценки безопасности 321
 — — — анализа структурных схем надежности 325
 — — — анализа структурных схем функционирования 327
 — — — «дерева отказов» 323
 — — — имитационного моделирования 326
 — — — логико-вероятностный 321
 — — — оценки уровня безопасности 10
 — — — аналитические 11
 — — — с использованием моделирования 11
 — — — экспериментальные 11
Модели безопасности 58
 — выхода из НшС 326
 — появления НшС 9, 326
 — развития НшС 9
Мощность дозы облучения 17, 18, 19
 — эффективной остаточной дозы 84
Нештатная ситуация 268
Нештатных ситуаций виды неопределенностей 163
 — — классификация 127
 — — подгруппы 121
 — — состав 165
 — — характеристика 123
Нормы безопасности 10
Нормирование показателей безопасности 119
 — уровня безопасности 94
 — — — качественное 100
 — — — количественное 96
Обеспечение безопасности экипажа 6, 58, 102, 271
 — — — оперативное 13, 208
Опасная ситуация 95, 127
Опасность взрыва 36
 — отказа 126
 — после посадки 30, 52, 53, 56
 — радиационная 16
 — столкновения 21
Определение степени опасности НшС 125, 127
Оценка уровня безопасности 121, 122
Параметр потока НшС 59
Переносимость неблагоприятных факторов 14, 15, 42
 — — — невесомости 50
 — — — недостатка воды 53

- — — недостатка пищи 53
- — — общего давления 46
- — — парциального давления газов 48
- — — перегрузок 49
- — — радиации 42
- — — температуры 43
- — — токсических веществ 53
- — — шумов и вибрации 51
- Перечня НшС анализ 123, 126
- — составление 123, 126
- План обеспечения безопасности 11
- Подтверждение требований по безопасности 129
- Подготовка космонавтов к действиям в АС 12, 154
- Подготовка космонавтов к действиям в АС методические приемы 168, 177
- — — — принципы 156, 167
- — — — планирования 170, 173, 174, 175, 176
- — — — способы 158, 164
- Пожаробезопасность 13, 270
- Поиск и спасение экипажа 13, 14
- Поисково-спасательная операция 14
- Поисково-спасательный комплекс 13
- Показатели безопасности 57
- — метеорной 90
- — радиационной 82
- — статистические 69
- ошибочной деятельности экипажа 79
- Поток НшС 58
- Принципы обеспечения безопасности 102
- Причины АС 35
- Предельно допустимая концентрация токсических веществ 55
- Программа обеспечения безопасности 11, 103, 138, 271
- — — комплексная 138, 139
- — — частная 138
- Профилактика заболеваний экипажа 14, 39
- Психологическая несовместимость членов экипажа 15, 33
- подготовка космонавтов 15
- поддержка экипажа 15
- Психологический конфликт 15, 33
- Расследование аварий и катастроф 13, 14, 257
- Расследование аварий и катастроф методические вопросы 261
- — — организация 262
- Расчет вероятностей появления НшС 125
- уровня безопасности 128
- Резерв времени 47, 53, 56, 57, 62, 63, 74, 269
- Риск экипажа 69
- Само- и взаимопомощь 14
- Система аварийного спасения 214, 272
- Ситуация аварийная 26, 57, 95, 127, 268
- катастрофическая 127
- нештатная 268
- опасная 127
- Скафандр аварийно-спасательный 110, 282
- космический 110, 289
- Спасение экипажа 103, 214, 216, 271, 272, 301, 304
- Способы ввода НшС 179
- выхода из АС 13
- Средства выживания 251
- защиты экипажа 13, 108, 273
- информационного обеспечения 111
- локализации и ликвидации АС 111, 272
- обеспечения безопасности 13, 272
- оказания медицинской помощи экипажу 110
- поиска и эвакуации 112
- проведения аварийно-восстановительных работ 13, 272
- радиационной безопасности 109
- спасения экипажа 13, 218, 272, 301, 314, 320
- Стандарты по безопасности 9
- Терминология по безопасности 9, 268
- Травмобезопасность 13
- Требования по безопасности 9, 102
- Уровень безопасности полетов 10, 268
- Условия космического полета расчетные 270
- — — усложненные 126
- — — чрезвычайные 270
- Факторы 270
- аварийные 270
- биологические 34
- механические 34
- неблагоприятные 40, 42, 270
- окружающей среды 7
- опасности для экипажа 16, 18
- психологические 34
- технические 6
- физические 34
- химические 34
- Экспертиза безопасности 11, 271
- Электробезопасность 270
- Эмоциональный стресс 15, 33, 34

ОГЛАВЛЕНИЕ

Условные обозначения	3
Предисловие	4
Глава 1. Общие положения	5
1.1. Основные аспекты безопасности космических полетов	8
1.2. Факторы опасности для экипажа	16
1.3. Причины появления аварийных ситуаций	35
1.4. Источники опасности	40
1.5. Способности человека переносить воздействие неблагоприятных факторов	42
Глава 2. Показатели безопасности космических полетов	57
2.1. Методология количественной оценки уровня безопасности экипажа ПКА в полете	57
2.2. Вероятностные показатели безопасности	68
2.3. Статистические показатели безопасности	69
2.4. Частные показатели безопасности	82
Глава 3. Задание требований по безопасности полетов	94
3.1. Количественное нормирование уровня безопасности полетов	94
3.2. Нормирование безопасности полетов заданием качественных требований	100
Глава 4. Требования по обеспечению безопасности экипажа ПКА	102
4.1. Общие положения	102
4.2. Требования по обеспечению безопасности экипажа на старте и участке выведения	105
4.3. Требования по обеспечению безопасности экипажа ПКА в орбитальном полете	106
4.4. Требования по обеспечению безопасности экипажа на участке спуска и после посадки	112
4.5. Требования к конструкции ПКА и его системам по обеспечению безопасности	114
4.6. Требования к выбору материалов	116
4.7. Требования, обусловленные неблагоприятным воздействием внешней среды	117
4.8. Требования к безопасности деятельности экипажа на борту ПКА	117
4.9. Требования к отбору и подготовке космонавтов	118
Глава 5. Порядок оценки и подтверждения требований безопасности полетов при проектировании, испытаниях и эксплуатации ПКА	119
5.1. Общий порядок подтверждения требований безопасности изделия в процессе его разработки	120

5.2. Особенности оценки и подтверждения требований безопасности в процессе проектирования	121
5.3. Порядок оценки значений показателей безопасности	122
5.4. Подтверждение требований безопасности при экспериментальной отработке и наземных испытаниях	129
5.5. Особенности оценки обеспечения безопасности экипажа ПКА по результатам выполненных космических полетов	130
5.6. Оценка РКК на соответствие качественным требованиям по обеспечению безопасности	131
5.7. Особенности оценки программы подготовки космонавтов к действиям в нештатных ситуациях	131
5.8. Методический подход к оценке вероятностных показателей безопасности полета	132
Глава 6. Программа обеспечения безопасности	138
6.1. Общие положения	138
6.2. Основные требования к программам обеспечения безопасности	138
6.3. Содержание основных разделов программы	141
6.4. Мероприятия по обеспечению безопасности, проводимые на всех этапах создания и эксплуатации комплекса	143
6.4.1. Мероприятия по обеспечению безопасности на этапе разработки	143
6.4.2. Мероприятия по обеспечению безопасности на этапе серийного производства	152
6.4.3. Мероприятия по обеспечению безопасности на этапе эксплуатации	152
Глава 7. Подготовка космонавтов к действиям в нештатных (аварийных) ситуациях	154
7.1. Цели, задачи, этапы и содержание подготовки	154
7.2. Формирование состава нештатных (аварийных) ситуаций для проведения подготовки космонавтов	165
7.3. Методические принципы проведения подготовки космонавтов	167
7.4. Методические принципы планирования программы подготовки на комплексных и специализированных тренажерах	170
7.5. Методические принципы планирования циклограммы тренировки	174
7.6. Способы ввода нештатных ситуаций в процессе тренировок	179
Глава 8. Методы обеспечения безопасности полетов в процессе летных испытаний и эксплуатации космической техники	182
8.1. Обнаружение и распознавание нештатных (аварийных) ситуаций	182
8.2. Прогнозирование появления нештатных (аварийных) ситуаций	192
8.3. Идентификация непредвиденных нештатных (аварийных) ситуаций	195
8.4. Обобщенный алгоритм действий экипажа и персонала наземного комплекса управления в нештатных (аварийных) ситуациях	202
8.5. Методы использования аналогов, тренажеров и имитаторов для оперативного обеспечения безопасности космического полета	208
Глава 9. Аварийно-спасательные операции	214
9.1. Применение системы аварийного спасения	214
9.2. Спасение экипажа на орбите	216
9.3. Требования к аварийно-спасательному космическому аппарату	221
9.4. Общая схема спасения экипажа многоразового космического корабля	222
	335

Глава 10. Обеспечение выживания экипажа ПКА в экстремальных условиях после вынужденной посадки	228
10.1. Особенности различных климатогеографических зон	228
10.2. Способы обеспечения выживания	238
10.3. Средства выживания	251
Глава 11. Расследование аварий и катастроф	257
11.1. Организация расследования аварий и катастроф	257
11.2. Методические вопросы расследования аварий и катастроф	261
Приложения	268
1. Термины и определения по безопасности космических полетов	268
2. Средства защиты экипажа	273
3. Средства спасения экипажа	301
4. Методы оценки безопасности космических полетов	321
Список литературы	328
Предметный указатель	331

СПРАВОЧНОЕ ИЗДАНИЕ

БЕРЕГОВОЙ Георгий Тимофеевич, **ЯРОПОЛОВ** Владимир Ильич,
БАРАНЕЦКИЙ Иван Иванович, **ШАТРОВ** Яков Тимофеевич,
ВЫСОКАНОВ Владимир Александрович

**СПРАВОЧНИК ПО БЕЗОПАСНОСТИ
КОСМИЧЕСКИХ ПОЛЕТОВ**

Редактор Н. А. Педченец
Переплет художника Е. Н. Волкова
Художественный редактор В. В. Лебедев
Технические редакторы И. Н. Раченкова, Н. М. Харитонова
Корректоры Л. Е. Соношкина, Л. А. Ягупьева

ИБ № 5517

Сдано в набор 31.01.89. Подписано в печать 27.06.89. Т-04804
Формат 60×88^{1/8}. Бумага офсетная № 2. Гарнитура литературная. Печать
офсетная. Усл. печ. л. 20,58. Усл. кр.-отт. 20,58. Уч.-изд. л. 21,95.
Тираж 2600 экз. Заказ № 1259. Цена 1 р. 40 к.

Ордена Трудового Красного Знамени издательство «Машиностроение»,
107076, Москва, Стромьинский пер., 4

Московская типография № 8
Государственного комитета СССР по печати,
101898, Москва, Центр, Хохловский пер., 7

