


Д.И. ИВАНОВ, А.И. ХРОМУШКИН



СИСТЕМЫ
ЖИЗНЕОБЕСПЕЧЕНИЯ
ЧЕЛОВЕКА ПРИ ВЫСОТНЫХ
И КОСМИЧЕСКИХ
ПОЛЕТАХ

МАШИНОСТРОЕНИЕ 1991

В книге рассмотрено влияние на физиологию человека основных физических характеристик атмосферы Земли и космического пространства: газового состава, барометрического давления, высоких и низких температур, избыточной влажности, уровня космической радиации и изменения напряженности гравитационного поля.

Приведены методы расчета и физиолого-гигиенические нормативы для герметических кабин и скафандров по давлению, температуре и влажности воздуха для различных систем жизнеобеспечения. Описаны современные образцы кислородной аппаратуры для спасательных парашютных систем экипажей летательных аппаратов и скафандров. Последние представлены как образцами, уже существующими, так и образцами, проектируемыми для посадки человека на Луну. Описаны системы жизнеобеспечения космических кораблей, созданных в нашей стране и в США, а также системы для проектируемых в США постоянно действующих космических станций. Рассматривается проблема спасения экипажей самолетов и космических кораблей в аварийных ситуациях на различных высотах и ее техническое решение.

Книга предназначена для широкого круга специалистов, работающих в области авиации и космонавтики. Она может быть также полезна для студентов авиационных вузов. Табл. 40. Иллюстр. 113. Библ. 56 назв.

Рецензенты

докт. мед. наук, проф. **П. К. Исаков** и канд. техн. наук **А. И. Шапошников**
Научный редактор **И. П. Вечканов**

ПРЕДИСЛОВИЕ

Жизнеобеспечение экипажей летательных аппаратов — одна из важнейших проблем, возникших на пути развития сначала авиационной, а затем и космической техники. Эта проблема разрешается специальной системой жизнеобеспечения, под которой обычно понимают комплекс средств, применяемых на летательных аппаратах для обеспечения в полете жизненных функций человека и поддержания его работоспособности.

Поскольку техническая сторона проблемы жизнеобеспечения тесно связана с физиологией человека, то рассмотрению уже осуществленных и проектируемых систем жизнеобеспечения, которым посвящена книга, предшествуют сведения, знакомящие читателя с физическими характеристиками среды, в которой происходит полет, и с особенностями физиологии человека, находящегося в этой среде. Эти сведения были накоплены и проверены во время исследовательских полетов ракет и искусственных спутников Земли (ИСЗ) сначала с животными, а затем с человеком на борту.

Так, на советском ИСЗ, запущенном 3 ноября 1957 г. с собакой Лайкой на борту, была проверена герметическая кабина с системой кондиционирования воздуха, система питания, аппаратура регистрации и передачи на Землю информации об изменении давления, температуры и влажности воздуха в кабине и функциональном состоянии важнейших систем организма животного.

В этом полете получены достаточно достоверные данные о переносимости животным перегрузок при старте ракеты-носителя и переходе к состоянию невесомости и, наконец, что весьма важно, об общем состоянии организма и отдельных жизненно важных его функциональных систем. Все это были новые, впервые полученные в мировой науке экспериментальные данные.

Искусственный спутник Земли с собакой Лайкой — первый обитаемый космический корабль, проложивший человеку дорогу в космос.

Следующим шагом перед полетом в космос человека был запуск 19 августа 1960 г. ИСЗ с собаками Белкой и Стрелкой. Система жизнеобеспечения этого космического корабля копировала систему жизнеобеспечения будущего корабля с человеком на борту.

Необходимо заметить, что система жизнеобеспечения для животных технически более сложна, чем для человека, так как для питания животных, обеспечения их водой и кислородом необходимы различные автоматические устройства, действующие по заранее заданной программе. Большим достижением явилось применение в этом полете аппаратуры телевидения для визуального наблюдения за поведением животных на всех этапах космического полета.

Первый в мире полет человека в космос был совершен 12 апреля 1961 г. на советском космическом корабле «Восток». Первый космонавт — гражданин Советского Союза Ю. А. Гагарин.

В этом полете решались технические, биологические и медицинские проблемы, многие из которых были поставлены впервые.

Результаты этого первого эксперимента в условиях реального космического полета трудно переоценить. Исключительно велико его значение в оценке роли для человека фактора невесомости.

Первым космонавтом, покинувшим кабину космического корабля, также был наш соотечественник А. А. Леонов. Выход человека в космическое пространство знаменует собой дальнейший прогресс советской науки.

Многообразие и различный характер научных проблем, возникших в связи с освоением высотных и космических полетов, обусловили появление у нас и за рубежом большого количества специальной литературы. Систематическое знакомство по ней с последними достижениями в области систем жизнеобеспечения и космической медицины представляет известные трудности из-за разбросанности нужных материалов в различных источниках. Именно это и побудило авторов сделать попытку в доступной форме познакомить широкий круг читателей с некоторыми наиболее интересными результатами исследований по обеспечению жизнедеятельности человека на больших высотах и в космосе.

Наибольшее внимание уделено индивидуальным автономным средствам, поскольку они входят как составные элементы в известные общие системы жизнеобеспечения. В книге в основном использованы материалы, опубликованные в зарубежной печати.

Гл. I, II, III и § 8 гл. VII написаны Д. И. Ивановым, гл. IV, V, VI, VII, VIII — А. И. Хромушкиным.

Авторы выражают глубокую признательность и благодарность всем лицам, оказавшим помощь при подготовке рукописи к печати, и прежде всего кандидату технических наук, летчику-испытателю И. И. Шунейко и Героям Советского Союза, заслуженным летчикам-испытателям СССР С. Н. Анохину и В. П. Васину.

Все замечания и пожелания по этой книге авторы просят направлять по адресу: Москва, К-51, Петровка, 24, издательство «Машиностроение».

Глава I

ФИЗИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ АТМОСФЕРЫ ЗЕМЛИ И КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

1.1. АТМОСФЕРА ЗЕМЛИ

Атмосфера окружает Землю в виде газовой оболочки, которая защищает живую материю от губительного действия космической радиации, идущей из глубин космоса и от Солнца, ультрафиолетовых его лучей и мощного теплового потока. Жизнь на Земле проявляется в широкой зоне, названной акад. В. И. Вернадским биосферой. Она простирается над поверхностью Земли и под нею. Верхняя граница биосферы для высокоорганизованных существ проходит на высоте 7—8 км, более простые формы жизни наблюдаются на высотах до 25—30 км, т. е. не выходят за пределы так называемого «озонного экрана», который защищает живую материю Земли от наиболее активной вредно действующей части ультрафиолетовых лучей солнца.

Таблица 1.1

Распределение озона в атмосфере

| Слой атмосферы км | Количество озона в % от его общего количества в атмо- сфере Земли |
|----------------------|---|
| 0—8,5 | 4 |
| 8,5—16,2 | 15 |
| 16,2—23,7 | 21 |
| 23,7—31,2 | 28 |
| 31,2—39,2 | 18 |
| 39,2—50,5 | 3 |

В табл. 1.1. приведены данные о содержании озона на различных высотах [21].

Образование озона в атмосфере обусловлено действием космической радиации и корпускулярного излучения Солнца на атмосферный кислород. В кабину самолета озон может поступать с воздухом, подаваемым компрессором (турбиной) двигателя.

По своим свойствам (плотность, температура, влажность, направленность воздушных течений, спектральный состав светового потока, радиоактивная компонента) на разных уровнях от поверхности Земли атмосфера не однородна.

Молекулы газов, составляющих атмосферу, находятся под действием гравитационного поля Земли. Вследствие этого, а также

вследствие способности газов сжиматься плотность атмосферы по мере приближения к Земле возрастает. Изменение плотности воздуха в зависимости от высоты имеет весьма важное значение не только для полета летательных аппаратов, но и для обеспечения жизнедеятельности находящихся в них людей. Установлено, что давление, как и плотность воздуха, убывают с увеличением высоты по экспоненциальному закону, а температура, влажность и движение масс воздуха изменяются по более сложному закону.

Характерные изменения параметров атмосферы позволяют условно разделить ее на следующие зоны или слои. *Тропосфера* — ближайший слой к Земле, верхняя граница которой называется тропопаузой, простирается на экваторе до 15—17 км и понижается к полюсам до 8—10 км. Характерным для тропосферы является постепенное понижение температуры с увеличением высоты (в среднем от +15° С у Земли до —56,5° С у тропопаузы). Вертикальный температурный градиент тропосферы средней полосы территории СССР составляет 0,65° С на каждые 100 м высоты. Он подвержен сезонным и суточным колебаниям, величины которых приведены в табл. 1.2.

Таблица 1.2

Изменение вертикального градиента температуры над средней полосой территории СССР в течение года
(средние данные)

| Месяц | I | II | III | IV | V | VI | VII | VIII | IX | X | XI | XII |
|---------------------|-----|------|------|------|------|------|------|------|------|------|------|-----|
| Градиент °/100 м | 0,3 | 0,53 | 0,57 | 0,62 | 0,71 | 0,75 | 0,75 | 0,66 | 0,57 | 0,54 | 0,52 | 0,3 |

Для тропосферы характерны также горизонтальные и вертикальные перемещения воздушных масс, значительные изменения влажности воздуха.

Стратосфера располагается выше тропосферы (от 20 до 50 км). Она имеет относительно постоянную температуру. Стратосфера отличается более устойчивой направленностью движения воздушных масс и незначительной влажностью.

Различают еще один слой — *мезосферу*, которая характеризуется понижением температуры к высоте 80 км до значений — 80; —100° С.

Выше этого уровня расположена зона постепенного повышения температуры (*термосфера* и *экзосфера*). Воздушные массы находятся в состоянии высокой степени разрежения, газы ионизированы и начинается происходить диссоциация кислорода, а затем азота. Эту зону называют *ионосферой*; верхняя и нижняя границы ее непостоянны.

Существенные различия в температуре воздуха у Земли и на высотах обусловили необходимость применения специальных тех-

мических средств для обеспечения теплового равновесия между организмом человека и внешней средой при различных условиях полета.

Наиболее сложно решение этой задачи в аварийной ситуации, когда нарушена герметичность кабины самолета на больших высотах и возникает необходимость для человека покинуть ее, особенно при полетах на реактивных самолетах, где температурный режим кабин исключает возможность применения теплой одежды.

Температурные изменения атмосферы связаны с поглощением воздушными массами тепловой энергии Солнца — прямой и отраженной. Величины солнечной радиации (без учета радиоактивной составляющей) постоянны. На границе атмосферы энергия солнечной радиации составляет $1,94 \text{ кал/см}^2$ в 1 мин, а на поверхности Земли максимум ее для разных географических мест при наивысшем стоянии Солнца колеблется в пределах $0,7—1,52 \text{ кал/см}^2$ в 1 мин. Спектральный состав солнечной радиации охватывает диапазон частот от $0,29$ до $2,30 \mu$. В табл. 1.3 представлены частоты спектра солнечной радиации и их процентное соотношение на границе атмосферы и у поверхности Земли.

Таблица 1.3

Спектральный состав солнечной радиации в процентном соотношении по основным видам излучений

| Частоты спектра | Процентное соотношение частот | |
|--|-------------------------------|---------------------|
| | на границе атмосферы | у поверхности Земли |
| Ультрафиолетовая область (0,290—0,390) | 5 | 1 |
| Видимая область (0,39—1,76) | 52 | 40 |
| Инфракрасная область (1,76—2,30) | 43 | 59 |

Таблица 1.4

Состав атмосферного воздуха

| Газ | Процентное содержание % объема | Примечание |
|---------------------------------------|--------------------------------|-------------------------|
| Азот N | 78,09 | Без учета водяных паров |
| Кислород O ₂ | 20,93 | |
| Аргон Ar | 0,94 | |
| Углекислота CO ₂ | 0,03 | |
| Водород H ₂ | 0,01 | |
| Неон Ne | 0,0012 | |
| Гелий He | 0,0004 | |
| Криптон Kr | 0,0001 | |
| Озон Oz | 0,000002 | |
| Ксенон X | 0,000008 | |

Атмосфера состоит из смеси различных газов, основными из которых являются азот, кислород, углекислота и некоторые «инертные» в биологическом отношении газы *. Газовый состав атмосферы приведен в табл. 1.4.

Состав атмосферного воздуха до высот 25 000—30 000 м практически не изменяется.

1.2. КОСМИЧЕСКОЕ ПРОСТРАНСТВО

Общие сведения

Космическое пространство бесконечно и привычные для Земли масштабы измерения расстояний в нем практически неприменимы. Из данных, приведенных в табл. 1.5 и 1.6, видно, что более приемлемой для измерения расстояний в космосе является такая единица измерения, как световой год, т. е. расстояние, пробегаемое лучом света в течение одного года. Это расстояние составляет $9,5 \times 10^{12}$ км.

Таблица 1.5

Средние расстояния между Землей и планетами солнечной системы

| Планета | Расстояние, км | Время пробега светового луча |
|--------------------|----------------|------------------------------|
| Венера | 40 000 000* | > 2 мин |
| Марс | 55 000 000 | Около 3 мин |
| Меркурий | 93 000 000 | 5 мин |
| Юпитер | 628 000 000 | Более 30 мин |
| Сатурн | 1 367 600 000 | 72 мин |
| Уран | 2 852 800 000 | 2 час 30 мин |
| Нептун | 4 318 000 000 | 3 часа 47 мин |
| Плутон | 5 722 000 000 | 5 час |

* При максимальном приближении к Земле в период противостояния.

Солнечная система — лишь ничтожно малая часть более сложной системы, называемой Галактикой, состоящей из 150 млрд. звезд. Ближайшие звезды находятся от нас на громадных расстояниях, измеряемых уже «световыми годами».

В ближайшем космическом пространстве человек уже сейчас совершает свои первые полеты.

На пути дальнейшего проникновения человека в глубины космоса в настоящее время стоят два ограничения: недостаточная продолжительность жизни человека и малые по сравнению со скоростью света скорости полета. Если принять продолжительность «летной» жизни человека равной 20 годам, то окажется, что при современном уровне развития ракетной техники он сможет достичь

* Газы, не участвующие в процессах газообмена организма с внешней средой и не вступающие в химические реакции в организме.

Среднее расстояние между Солнцем и планетами солнечной системы

| Планета | Расстояние до Солнца | |
|--------------------|----------------------|---|
| | млн. км | в единицах, кратных расстоянию Солн- це — Земля |
| Меркурий | 58,0 | 0,4 |
| Венера | 108,0 | 0,7 |
| Земля | 149,5 | 1,0 |
| Марс | 228,0 | 1,5 |
| Юпитер | 778,0 | 5,2 |
| Сатурн | 1426,0 | 9,5 |
| Уран | 2869,0 | 19,2 |
| Нептун | 4495,0 | 30,0 |
| Плутон | 5929,0 | 39,6 |

лишь немногих, наиболее близко расположенных звезд нашей Галактики. Если принять скорость ракеты равной скорости света, то для полета с возвращением до ближайшей к нам звезды Альфа-Центавра потребуется не менее 9 лет, до Сириуса — 18 лет.

Естественно, что полеты за пределы Солнечной системы — дело еще далекого будущего. В ближайшее время вполне реальны полеты в пределах солнечной системы, подтверждением чего служат советские и американские космические обитаемые ракеты, запускаемые в сторону Луны и на планеты Венера и Марс, а также осуществление мягкой посадки советских и американских автоматических станций на поверхность Луны.

Скорости, уже достигнутые в ракетной технике, позволяют в течение «летной» жизни человека осуществить полет на планеты солнечной системы. Так, возможная продолжительность полета на Марс в зависимости от его положения относительно Земли, по расчетам В. И. Левантовского, составляет от 259 до 70 дней, на Венеру 146 дней, на Юпитер 1—3 года, на Плутон — от 19 до 45 лет [25].

Не менее важным для освоения полетов в ближайшей Галактике является изучение радиационного излучения и обеспечение радиационной безопасности обитаемого космического корабля. Прежде чем послать человека в такой полет, необходимо исследовать уровень космической радиации на разных высотах, составляющие ее компоненты, вероятность и степень опасности для человека радиационного излучения.

Космическая радиация и ее зависимость от солнечной активности

Источники радиоактивных излучений

Из далеких космических просторов нашей Галактики и от Солнца, помимо других видов лучистой энергии, на Землю устремляется

мощный поток особых космических лучей, или, как принято называть, космической радиации.

По своему происхождению космическое излучение можно разделить на три вида:

— первичное космическое излучение (иногда его называют галактическим);

— излучение радиационных поясов Земли;

— излучение, связанное с периодами активной деятельности Солнца, с его так называемыми хромосферными вспышками.

В зарубежной печати высказываются мнения, что источником радиоактивных излучений могут в дальнейшем явиться двигатели космических кораблей и другие установки специального назначения, работающие на ядерном горючем.

Особый интерес к космическим излучениям возник в связи с подготовкой полетов в космос. Результаты исследований показали, что при полетах на высотах до 300 км опасность космических излучений невелика. На этих высотах доза облучения в сутки составляет примерно 10—15 *мрад* (1 *мрад* = 0,001 *рад*, 1 *рад* ≈ 1 рентгену), что не превышает допустимой для человека суточной дозы при длительном воздействии радиации.

По-иному обстоит дело при космических полетах на орбитах, удаленных от Земли более 300 км. Так, при полетах на орбитах, охватывающих зону внутреннего радиационного пояса Земли, уровень радиации настолько высок, что уже в течение часа экипаж космического корабля получит смертельную дозу облучения. В период же высокой солнечной активности эта смертельная доза может возрасти еще в 10 раз.

Космическая радиация по составляющим ее компонентам не однородна, так же как и неодинаково ее воздействие на организм. Кроме того, главные составляющие ее компоненты зависят от природы источника. В табл. 1.7 приведены основные характеристики космической радиации [8].

Таблица 1.7

Характеристика источников космической радиации

| Источник космической радиации | Главная составляющая | Максимальная энергия частиц эв | Мощность дозы |
|--|----------------------|--------------------------------|--|
| Первичное космическое излучение | Протоны (85%) | 10^9 — 10^{10} | 10 <i>мрад/сутки</i> |
| Внутренний радиационный пояс Земли | Протоны Электроны | 10^8 10^4 | 100 <i>рад/час</i> |
| Внешний радиационный пояс Земли | Электроны Протоны | 10^5 10^8 — 10^{10} | 10^4 <i>рад/час</i> До $3 \cdot 10^4$ <i>рад</i> за время вспышки |

Из данных табл. 1.7 видно, что первичное космическое излучение состоит в основном из протонов (85% всего потока частиц). В этом виде излучений альфа-частицы составляют примерно 13—14%.

На долю тяжелых частиц (ядра атомов железа) приходится 1—2%. Биологический эффект воздействия космических излучений определяется, с одной стороны, уровнем энергии частиц, при котором они способны вызвать процесс ионизации в окружающей среде, с другой — потерями энергии при прохождении через ткани организма. Дело в том, что энергия космической частицы при прохождении через ткани организма частично теряется в результате ее ионизирующего действия, т. е. в результате ионизации среды, образования электронов, гамма-излучения и различных ядерных превращений.

Плотность ионизации среды пропорциональна квадрату заряда частиц. Она резко возрастает с уменьшением ее скорости. Поэтому наибольшая плотность ионизации отмечается в конце пробега частицы. Так, например, плотность ионизации среды протонами кислорода в конце их пробега составит около 10 000 рад. Для характеристики ионизирующего воздействия какой-либо частицы первичного космического излучения наиболее существенным является ее способность вызывать ядерные превращения, т. е. создавать вторичные активные частицы, обладающие также ионизирующими свойствами. В результате этой особенности общая плотность ионизации среды на пути движения в ней первичной космической частицы возрастает во много раз, при этом расширяется сфера ее действия и, следовательно, сама площадь поражения. Кроме того, компоненты первичного космического излучения способны вызывать так называемую вторичную наведенную радиацию в жидких средах и тканях организма, против которой также необходимо создавать защиту. Естественно, что при выборе способа противорадиационной защиты должны прежде всего учитывать длительность планируемого полета и возможность возникновения вторично наведенной радиации, источником которой может явиться сам защитный слой корпуса кабины корабля. Экспериментальные исследования и расчеты показывают, что при определенных условиях, когда общий вес защитного слоя достигает 20—25 г/см², становится сомнительной целесообразность специальной физической защиты от первичной космической компоненты. Решение проблемы усложняется отсутствием достаточно достоверных данных об относительной биологической эффективности тяжелой компоненты, т. е. эффективности воздействия ее в сравнении с рентгеновским и гамма-излучением.

Кроме космического излучения, другим источником радиационной опасности для экипажа космического корабля являются обнаруженные в космосе радиационные пояса, представляющие собой скопления заряженных частиц (электронов и протонов), удерживаемых магнитным полем Земли в виде определенных зон (рис. 1.1). Считают, что заряженные частицы, составляющие радиационные

пояса, создаются излучениями Солнца и образуются вследствие вторичных ядерных превращений, вызываемых первичной космической компонентой. Исследованиями советских и американских ученых установлено наличие трех радиационных поясов: одного внутреннего и двух внешних.

Внутренний радиационный пояс Земли находится на высотах 400—6000 км от ее поверхности и расположен над геомагнитным экватором. В отличие от внешних радиационных поясов его пространственное положение, степень интенсивности излучения относительно постоянны. Средний энергетический уровень протонов в нем порядка 100 Мэв [34]. Центр массы его частиц и максимум радиации приходится на высоту 3600 км. Средняя мощность создава-

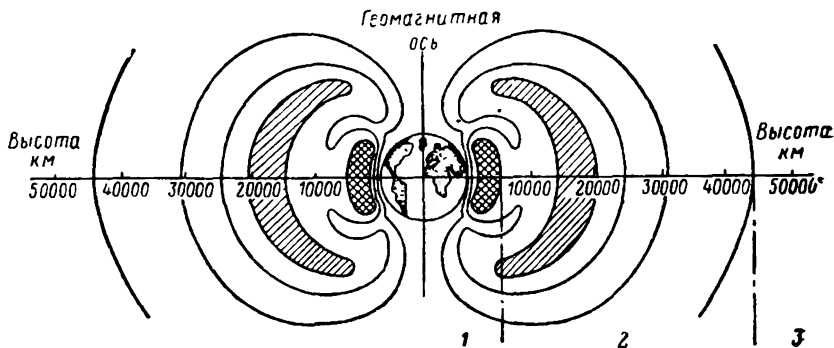


Рис. 1.1 Радиационные пояса Земли:
1 — внутренний; 2 — внешний; 3 — самый внешний

емой им дозы радиации 100 рад/час при весе защитного слоя 1—2 г/см² космического корабля. Эта доза колеблется, по данным разных авторов, от 10 до 120 рад/час, что объясняется многими причинами, среди которых первостепенное значение имеет состояние активности Солнца.

Второй, внешний, радиационный пояс занимает высоты от 12 000 до 50 000 км над поверхностью Земли, опускаясь на геомагнитных широтах 50—65° до 250—300 км. Интенсивность излучения в нем, как и его положение относительно Земли, постоянно изменяется. По данным советских исследований, этот слой состоит из электронов с энергией 20—100 Мэв [34]. Максимум излучений в нем был отмечен на высоте 16 000 км.

Третий, самый внешний, радиационный пояс расположен от поверхности Земли на расстоянии 50 000—75 000 км. Плотность составляющих его частиц и энергетические уровни последних еще недостаточно изучены. Знание расположения радиационных поясов и уровней радиации в них позволяет выбирать наиболее безопасные орбиты.

Однако этих знаний недостаточно, так как наибольшую радиационную опасность для космонавтов представляет периодическое, далеко не всегда точно определяемое возрастание интенсивности радиационных излучений Солнца. При таких изменениях интенсивность излучений или яркости хромосферных вспышек на Солнце интенсивность радиационного излучения может возрастать до нескольких тысяч радиан, при этом энергетический уровень протонов достигает 700 и более Мэв.

В табл. 1.8 приведены данные о возникновении хромосферных вспышек за период 1956—1959 гг. Зная среднюю частоту хромосферных вспышек на Солнце по периодам, можно ориентировочно оценить вероятность попадания под их действие экипажа космического корабля при данной продолжительности полета.

Таблица 1.8

Характеристика вспышек на Солнце за 1956—1959 гг. и вероятность попадания под их воздействие в течение полета длительностью в 1 неделю

| Даты наблюдения хромосферных вспышек на Солнце | Энергетическая характеристика и интенсивность | Частота вспышек в год | Вероятность попадания под воздействие вспышки при длительности полета в 1 неделю, % |
|--|---|-----------------------|---|
| 23 февраля 1956 г. | Высокая энергия и высокая интенсивность | 1/4 | 16 |
| 22 августа 1958 г. | Малая энергия и высокая интенсивность | 9 | 5,8 |
| 10 мая 1959 г. | Низкая энергия и высокая интенсивность | 3 | 0,3 |

Радиационный режим кабины космического корабля

Противорадиационный слой, как и кабина космического корабля, ее оборудование в той или иной мере сами могут служить источником радиационных излучений вследствие эффекта вторичных ядерных превращений. Поэтому действительная безопасность для космонавтов может быть оценена лишь в результате тщательного изучения уровней ионизирующей радиации или, как говорят, радиационного режима внутри кабины корабля и непосредственно на рабочих местах его экипажа. Высказываются соображения, что внутри кабины корабля могут быть зоны с различным радиационным режимом. Особое внимание следует уделять рентгеновскому излучению, которое часто сопутствует ядерным превращениям. По-видимому, интересны изыскания путей индивидуальной защиты космонавта.

Результаты некоторых исследований радиационного режима в кабине космического корабля приведены в табл. 1.9.

Исключительно важной становится радиационная защита обитателей постоянно действующих космических станций.

Средние дозы радиации в кабине космического корабля при защитном слое $5g/cm^2$ и длительности полета до 10 суток

| Высота орбиты км | Угол наклона орбиты, к экватору град | Общая доза радиации в бэр* | | |
|------------------------|--------------------------------------|----------------------------|--------------|--|
| | | Продолжительность полета | | |
| | | 1 сутки | 3 суток | 10 суток |
| 200—400 | 45 | 0,02—0,1 | 0,03—0,3 | 0,2—1,0 |
| | 65 | | | |
| | 90 | | | |
| 600 | 45 | 0,15—0,4 | 0,45—1,2 | 1,5—4,0 |
| | 65 | 0,2—0,4 | 0,6—1,2 | 2,0—4,0 |
| | 90 | 0,1—0,25 | 0,3—0,75 | 1,0—2,5 |
| 1000 | 45 | 8,0—40,0 | 24,0—120,0 | 80,0—400,0 |
| | 65 | 6,0—30,0 | 18,0—90,0 | 60,0—300,0 |
| | 90 | 4,0—20,0 | 12,0—60,0 | 40,0—200,0 |
| 3000 | 45 | 80,0—400,0 | 240,0—1200,0 | 800,0—4000,0 |
| | 65 | 60,0—300,0 | 180,0—900,0 | 600,0—3000,0 |
| | 90 | 40,0—200,0 | 120,0—600,0 | 400,0—2000,0 |
| 8000 | 45 | 0,5—2,5 | 1,5—7,5 | 5,0—25,0 |
| | 65 | 0,5—2,5 | 1,5—7,5 | 5,0—25,0 |
| | 90 | 0,2—1,0 | 0,6—3,0 | 2,0—10,0 |
| Траектория облета Луны | | 1,6—8,2 | 1,7—8,5 | 4,5—16,0 (включая пролет радиационных поясов) |

* Бэр — биологический эквивалент рентгена, зависящий от рода излучений и свойств ионизируемой радиоактивной частицы ткани организма человека и животного.

Для ее решения прежде всего необходимо определить допустимую дозу ионизирующей радиации, которую можно положить в основу расчета защиты. К сожалению, современный уровень знаний еще не позволяет этого сделать. Считается возможным за исходные принять допустимые дозы радиации, принятые в промышленных предприятиях соответствующего профиля. При этом надо учитывать, что они действительны для сокращенного рабочего дня. Персонал же космической станции будет подвергаться не периодическому, а непрерывному круглосуточному, в течение длительного периода воздействию космической радиации. Не все составляющие ее достаточно хорошо изучены. Считается, что относительная биологи-

ческая эффективность (ОБЭ) протонов с энергией 120—660 Мэв может быть принята за единицу [34]. Что касается ОБЭ протонов более высокого энергетического уровня и, особенно, тяжелой компоненты космических излучений, то она лежит в пределах 2—10. Надо также иметь в виду, что персонал космической станции будет находиться не в привычных для человека земных условиях существования, а под воздействием сложного комплекса факторов космического полета. В какой мере это скажется на устойчивости человека к воздействию ионизирующих излучений — остается пока неясным. Наконец, не исключена необходимость учета возможности внутреннего облучения, поскольку источники питания и сами продукты питания экипажа будут находиться в той же радиационной обстановке. Возможно, что для биологических объектов, составляющих источник питания космонавтов, потребуется специальная дополнительная противорадиационная защита.

В качестве ориентировочной допустимой дозы радиации для кабины космического корабля при длительном полете — до одного года — рекомендуется доза в 25 бэр, а для полета длительностью более года 15 бэр [34]. Очевидно, эти величины могут быть приняты как исходные и для космических станций.

Одним из интересных, возможно, весьма эффективным, хотя и сложным методом радиационной защиты является фармакохимическая защита. В настоящее время известны многие фармакохимические препараты, обладающие таким защитным свойством (цистеамин, цистамин, серотонин, АЭТ и др.). Однако вряд ли будет правильно строить только на этой основе защиту экипажа. Вероятно, ее надо иметь в виду для особо исключительных случаев, связанных, например, с внезапным усилением солнечной активности (хромосферные вспышки) или прохождением радиационных зон.

Особые условия пребывания персонала в космическом полете на постоянно действующих станциях, помимо всех возможных мер защиты и индивидуального радиационного контроля, делают крайне важным периодический тщательный врачебный контроль.

Глава II

ОСОБЕННОСТИ ФИЗИОЛОГИИ ЧЕЛОВЕКА В УСЛОВИЯХ ВЫСОТНОГО И КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА

2.1. ОСНОВНЫЕ ФАКТОРЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ В ПОЛЕТЕ НА ОРГАНИЗМ ЧЕЛОВЕКА

Среди действующих в полете факторов, оказывающих влияние на работоспособность человека, прежде всего необходимо назвать понижение барометрического давления и температуры воздуха с увеличением высоты. Далее следует указать на возрастающее по мере увеличения высоты полета влияние космической и солнечной радиации, озона в связи с увеличением его количества, ультрафиолетовой части спектра светового потока. Не менее важными факторами являются также переменная величина гравитации — ускорений, возникающих вследствие эволюций самолета, частичная или полная динамическая невесомость. Условия космического полета и условия полета на самолетах значительно отличаются друг от друга. Во время полета на самолете невесомость возникает лишь кратковременно, при выполнении специальных фигур пилотажа (по кривой Кеплера). В космических полетах невесомость действует постоянно, за исключением периодов взлета и посадки. Ускорения, возникающие в тех и других полетах, по величине, направлению и длительности действия также различны. Для космических полетов более типичным являются длительные поперечно направленные ускорения.

2.2. ВЛИЯНИЕ НА ЧЕЛОВЕКА ИЗМЕНЕНИИ ТЕМПЕРАТУРЫ И ТЕПЛОБМЕН

Роль температурного фактора в полете исторически изменялась на разных этапах развития авиационной техники. На первом этапе, в период применения винтомоторных самолетов, главной задачей была защита экипажа самолета от низких температур. Она разрешалась применением специальной утепленной одежды или одежды с электрообогревом. Сейчас, особенно на одноместных реактивных самолетах, возникает необходимость защиты экипажа от сравнительно высокой температуры в кабине. Вместе с тем не снимается

задача защиты летчика от низких температур в случае вынужденного покидания им самолета. Таким образом, проблема создания для человека в полете рационального теплового режима с учетом всех возможных условий в настоящее время значительно усложнилась. Этим объясняется, что в настоящее время широким фронтом ведутся во многих странах экспериментальные исследования устойчивости и приспособляемости живых организмов к разным температурам в различных условиях полета. Для человека определены максимальные величины температуры в зависимости от длительности их воздействия и используемых защитных средств. Некоторые из этих данных приведены в табл. 2.1.

Таблица 2.1

Допустимое время действия на человека
(переносимость) высоких температур (по данным А. А. Дородницыной
и Е. Я. Шепелева) [15]

| Удельная величина накопленного человеком тепла | Время переносимости в мин при различной температуре в °С | | | |
|---|---|-----|----|----|
| | 50 | 60 | 70 | 75 |
| Минимальное количество тепла (50 ккал/м ²) | 208 | 106 | 55 | 38 |
| Среднее количество тепла (60 ккал/м ²) | 250 | 128 | 66 | 45 |

Блоклей приводит несколько иные данные, а именно: он считает возможным пребывание человека в среде с температурой 60°С не более 30 мин, а при температуре 120°С — не более 20 мин [15]; Кендрик и Гагге приводят следующие данные: 70°С — 60 мин; 82°С — 49 мин; 93°С — 33 мин; 104°С — 26 мин; 116°С — 23,5 мин.

На рис. 2.1 представлены ориентировочные данные о переносимости температур, превышающих 60°С. Такие температуры воздуха в кабинах летательных аппаратов возможны в аварийных ситуациях. Нижняя кривая показывает начало появления симптомов перегрева организма. Существенное значение имеет равномерность температуры. Вертикальный градиент ее не должен выходить за пределы 5°С.

Исследованиями установлено, что при температуре воздуха более 30°С работоспособность человека начинает падать. Оптимальный тепловой режим, или, как говорят, тепловой комфорт, определяется тремя факторами: теплопродукцией человека, количеством тепла, излучаемого его одеждой, и тепловым состоянием окружающей среды.

Теплопродукция человека зависит от интенсивности обменных процессов в организме, характера и интенсивности выполняемой работы (см. табл. 2.2).

Температура окружающей среды влияет на количество потребляемого человеком кислорода и количество выделяемой им углекислоты.

Теплопродукция человека в состоянии покоя и при различной работе (по Витте) [10]

| Температура воздуха и стен °С | Теплопродукция в ккал/мин | | | |
|-------------------------------------|---------------------------|---------------------------------|----------------------------------|----------------------------------|
| | покой | работа | | |
| | | легкая (2,5—3,5 ккал/мин) | средняя (4,5—5,5 ккал/мин) | тяжелая (6,5—7,5 ккал/мин) |
| 10 | 1,49 | 2,58 | 4,77 | — |
| 18 | 1,49 | 2,58 | 4,80 | — |
| 22 | — | 2,54 | — | 5,71—9,34 |
| 25 | 1,50 | — | — | — |
| 28 | 1,61 | 2,77 | 5,09 | — |
| 32 | — | 2,65 | 3,73—4,62 | 7,19 |
| 35 | 1,67 | 2,83 | 5,16 | — |
| 45 | 1,72 | 2,94 | 5,05 | 7,65—10,0 |

При одних и тех же условиях для разных лиц эти величины могут существенно отличаться. По данным Доула и Тамплана [10], теплопродукция при большой активности человека может достигать 37,8 ккал/мин.

Тепловое состояние окружающей среды (в кабине) является функцией скорости движения и плотности воздуха, теплопроводности, влажности и температуры его, излучающей способности и температуры поверхности окружающих предметов.

Переносимость человеком температур, как и его теплоощущение, в значительной мере зависит от влажности и скорости движения окружающего его воздуха.

Влажность воздуха оказывает существенное влияние не только на переносимость высоких температур, но и на общее состояние и работоспособность человека. Оптимальная относительная влажность находится в диапазоне 45—65%. Сухой воздух, особенно при длительном дыхании, может вызывать сухость во рту и раздражение верхних дыхательных путей. Воздух с избыточным содержанием влаги нарушает процесс теплоотдачи испарением, делает потоотделение малоэффективным и ведет к перегреванию тела.

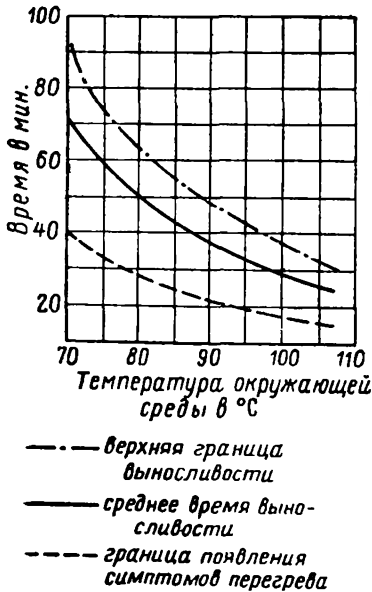


Рис. 2.1. Переносимость высоких температур в зависимости от длительности их воздействия

Примерные зоны переносимости высоких и низких температур с учетом относительной влажности воздуха по данным эксперимента приведены на рис. 2.2. Чем выше влажность воздуха, тем более напряженным становится теплообмен человека с внешней средой. При этом затрудняется теплоотдача потоотделением с поверхности тела. Происходит накопление тепла в организме и наступает его перегрев. Данные табл. 2.3 иллюстрируют это положение.

Зная пределы накопления тепла в организме, можно определить предельно возможное время пребывания в данных условиях

Таблица 2.3

Процесс теплообмена между человеком и окружающей средой при высоких температурах воздуха (по Е. Я. Шепелеву) [15]

| Температура окружающей среды в °С | Составляющие теплообмена в ккал/мин | | | |
|-----------------------------------|-------------------------------------|---------------------------|------------------------|------------------------------|
| | теплопродукция организма | внешняя тепловая нагрузка | теплоотдача испарением | накопление тепла в организме |
| 40 | 1,2 | 0,8 | 1,8 | 0,2 |
| 50 | 1,3 | 1,5 | 2,4 | 0,4 |
| 60 | 1,4 | 2,6 | 3,2 | 0,8 |
| 70 | 1,4 | 4,0 | 3,9 | 1,5 |
| 75 | 1,7 | 5,1 | 4,5 | 2,3 |

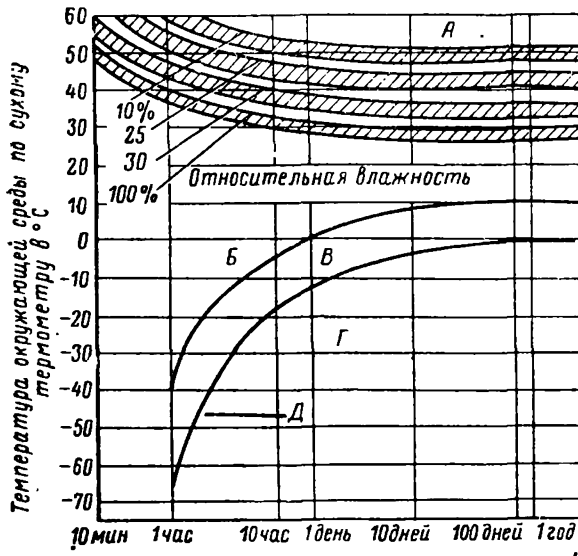


Рис. 2.2. Переносимые величины высоких и низких температур, в зависимости от влажности воздуха: А — зона непереносимости человеком высокой температуры; В — безопасная зона; С — зависит от акклиматизации, интенсивности деятельности, ветра и др.; Г — зона непереносимости низкой температуры; Д — зона обмораживания конечностей

при сохранении минимальной работоспособности. Величину допустимого накопления тепла определяют обычно по величине тепла, приходящегося на 1 м^2 поверхности тела. Разные авторы приводят различные величины допустимого накопления тепла. Так, по американским данным, критический предел накопления тепла в организме 77 ккал/м^2 для состояния покоя и 55 ккал/м^2 при легкой работе, по данным отечественных авторов, критический предел $50—60 \text{ ккал/м}^2$.

При оценке теплового режима в кабине летательных аппаратов необходимо учитывать возможное местное воздействие радиационных температур.

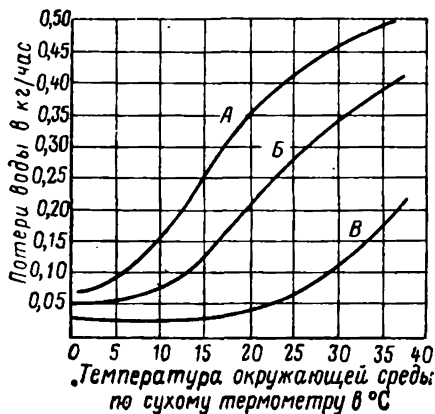


Рис. 2.3. Средние величины потери воды испарением в зависимости от температуры окружающей среды и уровня обмена веществ:

А — интенсивность обмена веществ 330 ккал/час (умеренная работа); Б — то же, 214 ккал/час (легкая работа); В — то же, 100 ккал/час (отдых)

Предельно переносимого радиационного тепла составляет $2,5 \text{ ккал/см}^2$ и соответствует температуре нагретого источника около 45°C . Такая температура вызывает на открытых участках кожи ощущение жжения.

Как уже было отмечено, тепловое равновесие организма с окружающей внешней средой в закрытых кабинах летательных аппаратах зависит также от водяных паров, выделяемых человеком.

Выделение же человеком влаги, в свою очередь, зависит от характера прежде всего выполняемой им работы и температуры окружающего воз-

Таблица 2.4

Количество влаги, выделяемой человеком с поверхности кожи и при дыхании в условиях покоя и при работе различной интенсивности [10]

| Теплопродукция человека в покое и при работе различной интенсивности | Выделение влаги в г/мин при различной температуре воздуха в °C | | | | |
|--|--|------|------|-------|-------|
| | 16 | 18 | 28 | 35 | 45 |
| Покой ($1,5 \text{ ккал/мин}$) | 0,60 | 0,74 | 1,69 | 3,25 | 6,20 |
| Легкая работа ($2,5—3,5 \text{ ккал/мин}$) | 1,80 | 2,40 | 3,00 | 5,20 | 8,80 |
| Средняя работа ($4,5—5,5 \text{ ккал/мин}$) | 2,60 | 3,00 | 5,00 | 7,00 | 11,30 |
| Тяжелая работа ($6,5—7,5 \text{ ккал/мин}$) | 4,90 | 6,70 | 8,90 | 11,40 | 18,60 |

духа. В табл. 2.4 приведены средние данные выделения влаги испарением с поверхности кожи и при дыхании через легкие.

В последних исследованиях (1959 г.) в экспериментах длительностью до 30 суток (при давлении от 525 до 308 мм рт. ст., при температуре воздуха 20—27° С и относительной его влажности 30—70%) выделение водяных паров на одного человека составляло в среднем 55 г/час [20].

На рис. 2.3 приведена зависимость потери воды человеком от температуры окружающей среды и интенсивности обмена (работы).

В качестве средней величины количество выделяемых человеком водяных паров считается равным 50—60 г/час.

2.3. ВЛИЯНИЕ НА ЧЕЛОВЕКА ИЗМЕНЕНИЯ ПАРЦИАЛЬНОГО ДАВЛЕНИЯ ГАЗОВ ВО ВДЫХАЕМОМ ВОЗДУХЕ

Эффект воздействия высоты на организм обусловлен как понижением общего атмосферного (барометрического) давления, так и уменьшением парциальных давлений газов, составляющих нормальную атмосферу. Прежде всего это касается парциального давления кислорода. Кислород является биологически наиболее активным газом. Все обменные процессы в организме, связанные с поддержанием жизни и деятельности его, протекают с потреблением кислорода. Ткани организма не содержат достаточного нужного запаса кислорода. Некоторый запас кислорода имеется в крови и в альвеолах легких, что позволяет человеку задержать дыхание на 1—редко 2 мин. Прекращение снабжения тканей организма кислородом вызывает вначале функциональные, а затем и структурные изменения. Наибольшей чувствительностью к недостатку кислорода отличается центральная нервная система— кора головного мозга.

Источником, питающим организм человека кислородом, является атмосфера, т. е. вдыхаемый человеком воздух. Обмен газов между организмом и средой происходит на основе физических законов диффузии и вследствие разности парциальных давлений газов по обе стороны легочного барьера (альвеолы легких—легочные капилляры).

Альвеолярный воздух, содержащийся в легочных альвеолах и непосредственно участвующий в обмене газов, которые находятся в крови человека и в окружающей его газовой среде, по своему составу значительно отличается от атмосферного. Причиной этого является наличие в дыхательной системе человека так называемого «вредного пространства», включающего дыхательные пути, не участвующие в обмене газов, полная насыщенность альвеолярного воздуха водяными парами и поступающая из крови углекислота (СО₂). В табл. 2.5 приведены средние данные количества кислорода, углекислоты и азота в составе вдыхаемого и альвеолярного воздуха, артериальной и венозной крови.

В нормальных условиях дыхания артериальная кровь насыщена

Средние объемные количества и парциальные давления кислорода, углекислого газа и азота в составе альвеолярного и вдыхаемого воздуха, в артериальной и венозной крови человека в условиях покоя

| Объем, содержащий газ | Кислород | | Углекислый газ (CO ₂) | | Азот | |
|-----------------------|------------|--|-----------------------------------|---|------------|--|
| | объемные % | парциальное давление P _{O₂} мм рт. ст. | объемные % | парциальное давление P _{CO₂} мм рт. ст. | объемные % | парциальное давление P _N мм рт. ст. |
| Вдыхаемый воздух | 20,93 | 159 | 0,03 | 0,23 | 79,08 | 601 |
| Альвеолярный воздух | 14—15 | 105—110 | 4,5—6,0 | 40 | 79,08 | 593 |
| Артериальная кровь | 17—20 | 75—95 | 40—55 | 35—43 | 79,08 | 563 |
| Венозная кровь | 12—14 | 35—40 | 48—60 | 41—47 | 79,08 | 563 |

кислородом на 94—97%. То, что она насыщается не полностью, объясняется некоторыми анатомо-физиологическими особенностями кровообращения в легких (физиологическая гипоксия).

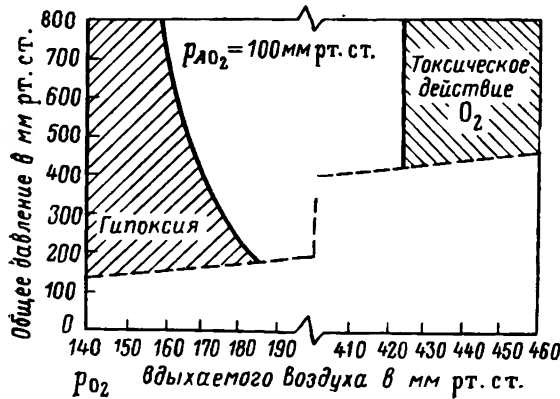


Рис. 2.4. Допустимые зоны парциального давления кислорода в альвеолярном воздухе

Минимальным парциальным давлением кислорода в альвеолярном воздухе, при котором обеспечивается нормальная жизнедеятельность человека, считается 100 мм рт. ст. (160 мм рт. ст. во вдыхаемом). Высокие парциальные давления кислорода при длительном многочасовом дыхании оказывают вредное влияние на организм человека и животных.

На рис. 2.4 приведены зоны различных парциальных давлений кислорода в альвеолярном воздухе и их физиологическое значение. Нетрудно видеть, что предельно допустимая максимальная величина парциального давления альвеолярного кислорода p_{O_2} составляет 420—430 мм рт. ст. Практически верхней границей считают 400 мм рт. ст. Альвеолярный воздух в отличие от атмосферного (вдыхаемого) насыщен водяными парами и содержит значительно большее количество углекислоты. При температуре тела (37°С) напряжение водяных паров составляет 47 мм рт. ст.; парциальное же давление углекислоты p_{CO_2} в среднем принимают равным 40 мм рт. ст. Парциальные давления p_{CO_2} и напряжение водяных паров — величины постоянные, не зависящие от атмосферного давления в окружающей среде. Поэтому обе эти величины должны учитываться при определении необходимого парциального давления кислорода во вдыхаемом воздухе как для герметических кабин, так и для кислородно-дыхательной аппаратуры.

Уравнение, по которому определяют парциальное давление кислорода p_{O_2} в альвеолярном воздухе, имеет следующий вид.

$$p_{O_2} = (B - 47) \frac{O_2}{100} - p_{CO_2}, \quad (2.1)$$

где p_{O_2} — парциальное давление кислорода в легких;

B — барометрическое давление;

O_2 — содержание кислорода во вдыхаемом воздухе в % (по объему);

p_{CO_2} — парциальное давление CO_2 в альвеолярном воздухе.

На рис. 2.5 показана зависимость парциального давления O_2 в атмосферном и альвеолярном воздухе от высоты подъема. Раз-

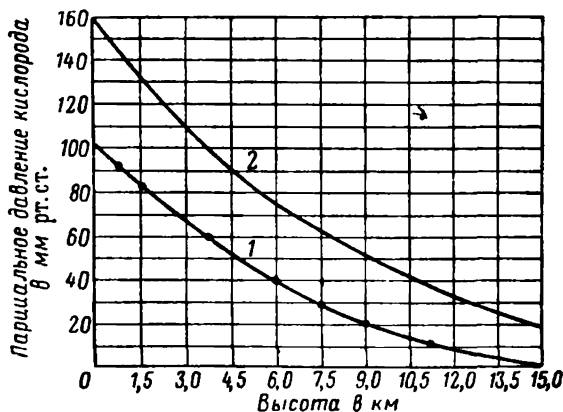


Рис. 2.5. Зависимость парциального давления кислорода в атмосферном и альвеолярном воздухе от высоты:

1 — парциальное давление O_2 в альвеолярном воздухе;
2 — парциальное давление O_2 в атмосферном воздухе

личие в ходе кривых парциального давления в альвеолярном и вдыхаемом воздухе по мере подъема на высоту объясняется присутствием водяных паров и углекислоты в альвеолярном воздухе. Если в наземных условиях сумма парциального давления O_2 и напряжения водяных паров в альвеолярном воздухе составляет примерно 0,125 общего атмосферного давления, то на высоте 5000 м она будет составлять уже 0,2, а на высоте 10 000 м почти 0,5 общего атмосферного давления.

Если на высоте 15 000 м барометрическое давление $B=90$ мм рт. ст., парциальное давление углекислоты в альвеолярном воздухе $p_{CO_2}=40$ мм рт. ст., а упругость водяных паров 47 мм рт. ст., то при дыхании чистым кислородом, согласно уравнению $(2.1) \cdot p_{O_2 \text{ альв}} = 90 - (40 + 47) = 3$ мм рт. ст.

Это означает острую гипоксию. В этом случае кровь теряет кислород, так как напряжение кислорода в ней 35—40 мм рт. ст.

Поддержание необходимого парциального давления кислорода в альвеолярном воздухе достигается увеличением процентного содержания кислорода во вдыхаемом воздухе путем создания искусственной атмосферы в замкнутом ограниченном пространстве (в герметической кабине, скафандре) или созданием избыточного давления в легких без изменения давления в окружающей среде.

Помимо кислорода, жизненно важное значение имеет углекислота. Содержание их в альвеолярном воздухе должно быть в определенном соотношении. Допустимые границы парциального давления углекислоты в альвеолярном воздухе значительно уже границ для альвеолярного парциального давления кислорода p_{O_2} .

В настоящее время для обитаемых герметических кабин летательных аппаратов в качестве оптимальной и предельной концентрации CO_2 считают величины порядка 0,5 и 1,0% по объему соответственно $p_{CO_2}=5$ и 8 мм рт. ст.

Третий компонент воздушной газовой среды — азот — часто рассматривается как элемент биологически индифферентный. Это мнение нельзя считать обоснованным. Прежде всего хорошо известна токсичность азота при высоких давлениях. Однако и при нормальном атмосферном давлении в определенных условиях он может оказать вредный и даже губительный эффект на организм человека. Правда, это связано не столько с величиной парциального давления азота, сколько со скоростью его изменения. Более подробно этот вопрос рассматривается ниже.

2.4. ФИЗИОЛОГИЧЕСКИЙ ЭФФЕКТ ДЕЙСТВИЯ НА ЧЕЛОВЕКА Понижения Атмосферного Давления (явление Декомпрессии)

До сравнительно недавнего времени считалось, что понижение атмосферного давления как физический фактор не оказывает существенного влияния на живой организм. Теперь твердо установлено, что понижение атмосферного давления может влиять на живой ор-

анизм самостоятельно вне связи с сопутствующим ему изменением парциального давления кислорода. Этот эффект основан на широко известном свойстве газов растворяться в жидких и полужидких средах, насыщая последние, или высвобождаться из них при изменении давления и температуры. Степень растворимости газа или, как говорят, его коэффициент растворимости зависит от природы газа. Из газов, составляющих атмосферный воздух, он наиболее высок у азота. Общее количество азота, растворенного в крови и тканях человека, составляет около 1,5 л. Количество растворенного в тканях человека того или иного газа, помимо коэффициента растворимости, зависит от температуры и парциального давления этого газа. Чем выше парциальное давление газа и чем ниже температура жидкости (ткани), тем больше в ней может раствориться данного газа. Обратный насыщению жидкости газом процесс высвобождения из нее газа, т. е. насыщение (десатурация) зависит от скорости понижения давления данного газа. При быстром снижении давления этот процесс может протекать весьма бурно с непрерывным образованием в самой жидкости пузырьков свободного газа [3]. Именно это явление и определяет прежде всего физиологический эффект понижения атмосферного давления. Пузырьки свободного газа, возникнув в тканях — в межклеточных пространствах и даже в самих клетках, а также в крови, могут оказывать давление на нервные чувствительные аппараты (рецепторы), вызывать болевые ощущения в мышцах и суставах или, двигаясь вместе с кровью по сосудистому руслу, препятствовать току крови по мелким сосудам и, следовательно, нарушать питание ткани. В настоящее время в клинической практике достаточно хорошо известен ряд декомпрессионных расстройств, причинно связываемых с процессами понижения атмосферного давления. Наиболее опасным из них является нарушение питания жизненно важных центров мозга.

Процессы развития декомпрессионных расстройств, как и факторы, влияющие на них, в достаточной степени еще не изучены. Однако то, что уже известно, позволяет оценить вероятность их развития при той или иной степени разрежения атмосферы. Это практически важно для определения безопасных в отношении декомпрессионных расстройств высот полета и режима допустимого давления в герметических кабинах космических кораблей и самолетов.

Теоретическими расчетами, подтвержденными большим числом экспериментов и практикой полетов, доказано, что декомпрессионные расстройства возникают при давлениях менее 300 мм рт. ст. (высота 7000 м). Чем больше степень разрежения и длительнее пребывание в этих условиях, тем чаще и в более тяжелой форме могут возникнуть декомпрессионные расстройства.

Поскольку декомпрессионные расстройства возникают в результате наличия в тканях азота, то вымывание последнего может рассматриваться как одно из наиболее действенных профилактических мероприятий. Десатурация организма от азота (вымывание) дости-

гается вдыханием чистого кислорода. Полнота выведения азота из организма зависит от длительности десатурации. Длительность предварительного (до начала подъема на высоту) дыхания кислородом обычно составляет не менее одного часа. Однако и в случае дыхания чистым кислородом вероятность декомпрессионных расстройств полностью не исключается, а уменьшается лишь вероятность их развития и степень тяжести; кроме того, увеличивается время до появления расстройств. Применение скафандров и современных высотно-компенсирующих костюмов при существующих режимах давления также не исключает возможность декомпрессионных расстройств.

Декомпрессия может сопровождаться также и явлениями другого характера — болевыми ощущениями в области живота, придаточных полостей носа, болями в ушах. При взрывной декомпрессии (разгерметизация кабины) возможны травматические повреждения указанных полостей и легких. Величины кратности относительного увеличения (вследствие эластичности тканей) объемов газа в закрытых и полузакрытых полостях тела человека на различных высотах приведены в табл. 2.6.

Таблица 2.6

Величины кратности увеличения объема воздуха в закрытых и полузакрытых полостях тела человека при подъеме на разные высоты

| Высота <i>м</i> | Кратность увеличения объема воздуха |
|--------------------|-------------------------------------|
| 0 | 1 |
| 5 500 | 2 |
| 8 400 | 3 |
| 10 300 | 4 |
| 11 600 | 5 |
| 16 100 | 10 |
| 18 800 | 15 |
| 20 000 | 20 |

Таблица 2.7

Температура кипения воды и величины барометрического давления в зависимости от высоты

| Высота <i>м</i> | Барометрическое давление <i>мм рт. ст.</i> | Температура кипения воды <i>°С</i> |
|--------------------|---|---------------------------------------|
| 0 | 760 | 100 |
| 2 000 | 59,5 | 92,5 |
| 4 000 | 46,2 | 85,5 |
| 6 000 | 35,4 | 79,0 |
| 8 000 | 26,8 | 72,5 |
| 10 000 | 19,8 | 65,5 |
| 12 000 | 14,5 | 58,5 |
| 14 000 | 10,6 | 51,5 |
| 16 000 | 7,7 | 46,0 |
| 18 000 | 5,6 | 39,5 |
| 20 000 | 4,1 | 35,0 |
| 25 000 | 1,9 | 22,0 |
| 30 000 | 0,9 | 10,0 |

Степень расширения газов зависит от эластичности тканей, образующих стенки полости. При увеличении давления в полостях выше критического наступает разрушение тканей.

При понижении атмосферного давления до значения, соответствующего высоте 20 000 м и более, в жидкостях и тканях организма

могут возникнуть процессы кипения и парообразования (высотная тканевая эмфизема). В основе этих процессов лежит физический закон зависимости точки кипения жидкости от барометрического давления.

В табл. 2.7 приведены данные о температуре кипения воды при различных барометрических давлениях (на разных высотах).

Процесс кипения жидкости начинается тогда, когда упругость ее пара окажется выше атмосферного давления. Это происходит в результате повышения температуры жидкости выше определенной критической величины или в результате падения внешнего атмосферного давления ниже упругости пара при данной температуре. Так как упругость водяного пара при нормальной температуре тела (37°C) равна *47 мм рт. ст.*, то процесс кипения жидких и полужидких сред теплокровного организма может начаться при барометрическом давлении менее *47 мм рт. ст.* Такое давление наблюдается на высоте *19 200 м.*

Практически высотная тканевая эмфизема развивается на высотах, несколько больших, а именно на *19 600—20 000 м*, что объясняется различием солевого и коллоидного состава жидких и полужидких сред в тканях, а также величиной деформационного давления тканей (упругие силы, препятствующие разрыву, расслоению тканей).

Высотная тканевая эмфизема возникает на открытых участках тела, сопровождается ощущением неприятного натяжения кожи, очаговым вздутием ее и легким покалыванием. Чаще всего она возникает на тыльной поверхности кистей рук и пальцев. Распространяясь на область суставов, тканевая эмфизема ограничивает их подвижность и затрудняет выполнение двигательных операций при управлении летательным аппаратом.

Современное специальное снаряжение полностью защищает экипаж летательного аппарата от тканевой эмфиземы.

Рис. 2.6 иллюстрирует влияние декомпрессии на развитие процесса кипения воды в стакане в зависимости от падения атмосферного давления на высотах с *12 200 до 19 000 м.* Время декомпрессии *2—3 сек.*

При отсутствии высотного снаряжения в тканях и жидких средах организма человека происходил бы процесс кипения, аналогичный тому, который наблюдается в стакане воды.

Декомпрессия, вызванная внезапным нарушением герметичности кабины летательного аппарата при полете на больших высотах, носит название взрывной декомпрессии (см .гл. IV). Эффект воздействия ее на организм человека зависит от продолжительности процесса, скорости его протекания, величины падения давления и кратности изменений давления. Продолжительность декомпрессии — время, в течение которого происходит выравнивание давления в кабине и окружающей атмосфере. Скорость декомпрессии показывает, насколько падает давление в кабине за единицу времени (*мм/сек.*). Время (продолжительность) декомпрессии и ско-

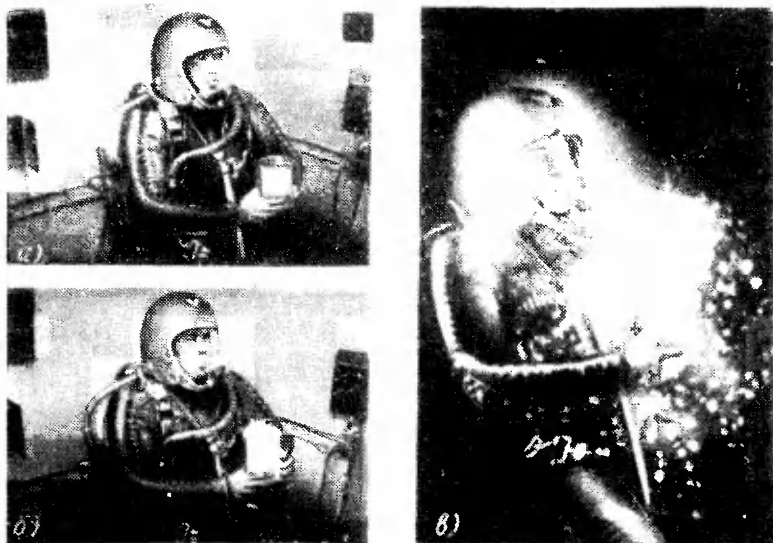


Рис. 2.6. Влияние взрывной декомпрессии на процессы кипения и парообразования воды:

а — человек находится на высоте 12 200 м в руке держит стакан с водой; б — на высоте 15 200 м вследствие падения давления, в воде появляется большое количество пузырьков воздуха; в — высота 19 000 м. Бурное кипение воды, выбрасывается большой фонтан пенящихся пузырьков

рость ее находятся в обратных отношениях. Величина декомпрессии определяется разностью давлений в герметической кабине до и после ее выравнивания. Кратность изменения давлений — отношение давления в кабине до и после ее разгерметизации, т. е. до выравнивания давления в кабине и окружающей атмосфере.

Наибольшие трудности представляет определение длительности декомпрессии. Обычно для этого пользуются уравнением Флайнера:

$$t = 0,05 \frac{V_k}{A} \sqrt{\frac{p_k - p_A}{p_A}}, \quad (2.2)$$

где t — время декомпрессии;

V_k — объем кабины в л;

A — площадь повреждения корпуса кабины, вызвавшего декомпрессию, в $см^2$;

p_k — давление в кабине перед декомпрессией в $Г/см^2$;

p_A — внешнее, или конечное, давление после декомпрессии в $Г/см^2$.

Уравнение Флайнера действительно только при условии, когда $p_k \leq 2 p_A$. Если $p_k \geq 2 p_A$, длительность декомпрессии определяется по уравнению

$$t = \left(0,115 \lg \frac{p_k}{2p_A} + 0,05 \right) \frac{V_k}{A}. \quad (2.3)$$

2.5. ФИЗИОЛОГИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ ЧЕЛОВЕКА В ПРОСТРАНСТВЕ В УСЛОВИЯХ НОРМАЛЬНОЙ И ИЗМЕНЕННОЙ ГРАВИТАЦИИ

Ориентировка человека в пространстве — сложный психо-физиологический процесс, результат интегральной оценки высшими центральными корковыми структурами комплекса импульсов (информации), поступающих от различных органов и функциональных систем. К таким системам относятся зрение, вестибулярный аппарат, мышечное, суставное и сухожильное чувства (проприоцептивное чувство), кожа. Немалое значение для ориентировки имеет положение внутренних органов, особенно расположенных в брюшной полости, которые могут смещаться при изменении положения тела. Ведущая роль в ориентировке человека в пространстве принадлежит зрению.

Человек при ориентировке в пространстве пользуется двумя главными осями своего тела: вертикальной и горизонтальной. На Земле в условиях действия гравитационных сил человек имеет твердую неподвижную опору, в таких условиях он всегда может определить свое положение относительно окружающих его предметов. Иное дело в полете. «Опора» (самолет), на которой находится человек, приобретает три степени свободы; она все время движется по траектории, не зависящей от сил притяжения Земли. Человек лишается возможности ориентироваться в пространстве по отношению к поверхности Земли с помощью обычных своих ощущений и вынужден пользоваться для этого видимым естественным горизонтом, либо специальными приборами. В последнем случае, т. е. в полете, вне видимости земных ориентиров, ориентировка в пространстве производится по приборам. В космическом полете ко всем этим условиям присоединяется невесомость, а при нарушенной ориентации корабля сложные центростремительные ускорения и ускорения Кориолиса. В этих условиях нормальная работа центральных нервных аппаратов у некоторых лиц с недостаточно высокой пластичностью функций (приспособляемостью) может быть нарушена. Возникает неправильное представление о положении в пространстве, человек начинает сомневаться в исправности приборов, перестает верить их показаниям и совершает неправильные действия.

Нарушение пространственной ориентировки может сопровождаться комплексом неприятных, резко понижающих работоспособность человека и часто опасных вегетативных реакций (головокружения, тошнота, рвота).

В космическом полете причины, вызывающие потерю пространственной ориентировки, более разнообразны, чем в обычном полете. Этому способствует длительно действующая динамическая невесомость, суммирующее действие радиальных разгонаправленных ускорений и сравнительная ограниченность внешних раздражителей. Отсюда возникает необходимость воспроизведения в космическом

корабле частичной искусственной весомости, а также точной и постоянной строгой ориентации корабля. В настоящее время ведутся поиски оптимальной компоновки внутреннего оборудования и наиболее удобного интерьера обитаемого отсека космического корабля, т. е. его освещенности, окраски стен и т. д.

2.6. ПЕРЕНOSИМОСТЬ ЧЕЛОВЕКОМ УСКОРЕНИЙ И НЕВЕСОМОСТИ

Одним из основных факторов полета, оказывающих влияние на членов экипажа летательного аппарата, является переменная гравитация, т. е. изменение величины и направления ускорения, и невесомость. И то и другое в обычных авиационных и космических полетах приобретает различное значение. Так, в авиационной практике мы сталкиваемся лишь в малой степени с частичной динамической невесомостью, а именно: при выполнении некоторых фигур высшего пилотажа, разгоне самолета в горизонтальном полете на предельной высоте (аэродинамический потолок самолета), в свободном падении после покидания самолета. Напротив, космический полет протекает главным образом в условиях невесомости.

Ускорения в космонавтике имеют место, как правило, лишь на этапе взлета и посадки, а также с момента начала торможения и ухода с орбиты, в авиации же они возникают в течение всего полета при изменении направления либо скорости его. По своей величине, направленности и продолжительности действия для авиационных и космических полетов ускорения также различны. Более длительные ускорения свойственны космическим полетам.

Ускорения возникают в результате изменения скорости или направления движения. Физиологический эффект воздействия их на организм человека обусловлен частичным смещением внутренних органов, нарушением внутренних структурных соотношений в самих органах. Чем подвижнее орган или ткань, тем больше физиологический эффект действия на них ускорения. Весьма убедительно это доказывается на примере гидродинамических перемещений крови.

Если речь идет о слишком больших величинах ускорений (перегрузок*), то результатом их действия может быть травматическое повреждение органа.

Скорость сама по себе, как бы велика она ни была, как известно, не оказывает влияния на человека, если он находится в замкнутой среде и защищен от воздушных потоков. Это хорошо доказывается практикой существования всего живого на Земле. Мы живем в сложной системе движений, совершающихся с огромными косми-

* Перегрузка — величина безразмерная, по направлению обратная ускорению. Она выражает кратное отношение сил, действующих на тело при ускорении в данном направлении, к весу тела в покое.

ческими скоростями: суточное вращение Земли, движение ее по орбите вокруг Солнца, движение Солнца в системе галактики, наконец, движение самой галактики по неизвестным для нас орбитам. И тем не менее, мы никак не ощущаем скорости этого сложного движения. Отсюда полагают, что скорости полета космических кораблей настоящего и ближайшего будущего не явятся препятствием или ограничением на пути освоения человеком космоса. Правда, на основании теории относительности высказываются некоторые соображения о биологической значимости скоростей, равных световому потоку. Однако, это не выходит за пределы гипотезы, пока еще далекой от экспериментальной проверки.

Основными физическими характеристиками ускорений, определяющими эффект воздействия их на организм, являются величина ускорения, ее направленность по отношению к вертикальной оси тела, длительность воздействия и скорость нарастания. Переносимость ускорений и степень функциональных изменений в организме под их воздействием в значительной степени зависят также от индивидуальной особенностей организма человека и его функционального состояния. Зависимость эффекта воздействия от величины и длительности ускорения — прямая, от скорости нарастания — более сложная. Небольшие величины ускорений (2—4 g) переносятся человеком лучше при относительно медленном нарастании, большие же, напротив, — при более быстром. В первом случае приспособительные реакции организма, которые иногда неправильно называют компенсаторными, развиваются своевременно, нередко даже несколько опережая нарастание сил раздражителя (ускорения). Во втором случае — при больших ускорениях (10 g и более), когда общее время действия определяется долями секунды, существенных функциональных изменений и нарушений внутренней структуры организма вследствие присущей ему, как всякому телу, инерционности не наступает. Отсюда, однако, не следует, что при достаточно малой длительности действия переносимы ускорения любой величины. Все сказанное выше касается лишь обратимых изменений функционального характера. Если силы, воздействующие на организм, достигают критических значений, наступают органические, структурные необратимые изменения, превышает порог прочности, происходит разрушение тканей. Конечно в этом случае любые приспособительные реакции и механизмы, определяющие их, окажутся недостаточными.

Зависимость эффекта воздействия от скорости нарастания величины раздражителя наблюдается не только при действии ускорений. Такая зависимость является общей физиологической закономерностью. То же, например, мы видим из эксперимента с гипоксией (испытания человека в барокамере). В барокамере при медленном подъеме на высоту условный «потолок» для человека обычно выше, чем при быстром. С другой стороны, при быстром подъеме, если тотчас после этого производится немедленное снижение (возврат к исходному атмосферному давлению), достигаются большие

высоты (15 км и более). В первом случае общее время подъема исчисляется многими минутами, во втором — секундами и даже долями секунд.

По направленности действия различают несколько видов ускорений: линейные, центростремительные, угловые, поворотные (Кориолиса). Из линейных ускорений выделяют еще частный их вид — ускорения ударного действия, или ударные (например, ускорения при катапультировании человека, раскрытии им парашюта и в момент приземления).

В зависимости от того, увеличивается или уменьшается скорость движения, говорят о положительном или отрицательном ускорении. Необходимо заметить, что в литературе под положительным и отрицательным ускорением иногда понимают не характер изменения самой скорости (увеличение ее или замедление), а направление ускорения относительно вертикальной оси тела (вверх или вниз).

Угловые ускорения возникают при изменении угловой скорости, они измеряются в радианах (радиан — угол $57,3^\circ$, дуга которого равна радиусу).

Эффект их воздействия на организм можно рассматривать по составляющим этого ускорения, а именно: по тангенциальному ускорению, направленному по касательной к окружности вращения, и центростремительному, направленному по радиусу к оси вращения.

Поворотные ускорения (ускорения Кориолиса) представляют собой, как и угловые, сложный вид ускорений. Они возникают в результате того, что одновременно с изменением направления скорости движущегося по радиусу тела изменяется и угловая его скорость.

Рассмотренные виды ускорений оказывают различное влияние на организм человека в зависимости от многих факторов и прежде всего от режима и траектории полета [19].

Эффект воздействия ускорения на человека определяется его ответной реакцией, основанной на законе инерции — свойстве всякого тела (человека) сохранять состояние покоя или прямолинейного равномерного движения. Тело человека (животного) по своему строению и внутренним связям между его органами не представляет однородной структуры.

Отдельные органы и ткани имеют различную степень свободы. Связующие элементы организма, фиксирующие положение органов, обладают известной растяжимостью. Наименее прочны внутренние структурные связи крови, представляющей собой жидкую среду, в которой во взвешенном свободном состоянии находятся клеточные элементы. Естественно, что именно кровь больше подвержена действию ускорений. Если учесть, что кровь циркулирует по замкнутым сосудам, различным не только по своему диаметру (от единиц микрона до 2 см и более), но и эластичности стенок, то станет очевидным ведущая роль гемодинамических изменений

при ускорениях. Отсюда ясны также причины наиболее выраженных функциональных изменений при действии продольно направленных ускорений. В этом случае в зависимости от направления ускорения происходит либо возрастание, либо падение гидростатического давления крови в отдельных областях сосудистой системы. Так, при ускорениях, направленных вдоль оси тела, от головы к ногам (перегрузка в направлении ноги — голова), гидростатическое давление в сосудах, расположенных выше сердца, повышается, а ниже — понижается. Этот вид ускорений человеком переносится наиболее трудно. Противоположное направление ускорений ноги — голова (перегрузка в направлении голова — ноги), характеризующееся обратными соотношениями в изменении гидростатики, переносится лучше. В первом случае (при ускорении «голова — ноги») сосуды мозга переполняются кровью и возможен их разрыв, во втором (при ускорении «ноги — голова»), напротив, количество крови уменьшается и мозг испытывает недостаток кислорода. Надо принять также во внимание изменения при этом гидростатического давления спинно-мозговой жидкости. В клинике известно много примеров серьезных нарушений, первично связанных с такими изменениями. Головной мозг, как никакая другая ткань, чувствителен к недостатку кислорода. Прекращение кровотока уже в течение нескольких секунд ведет к потере сознания, причем необратимые изменения наступают через 3—5 мин.

Поперечно направленные ускорения переносятся лучше вертикально направленных, причем гемодинамические изменения менее выражены, так как направление действия ускорений не совпадает с направлением крупных сосудистых магистралей. Однако и здесь при достаточно больших ускорениях ($>12 g$) застойные явления в периферических отделах легких («скопление крови») могут достигнуть большой степени.

Изменение гемодинамики — не единственная причина недостаточной способности организма переносить ускорения. Смещение органов, деформация их, возникающие при этом рефлекторные влияния играют существенную роль в картине развивающихся нарушений. Более того, при больших кратковременных ускорениях ($>20 g$) на первое место по значению выступает возможность травматизации, т. е. нарушения целостности органа (кости). В первую очередь здесь может страдать опорно-двигательная система (разрыв связок, перелом костей).

На рис. 2.7 приведена зависимость переносимости ускорения от его величины, направленности и длительности действия. На графике даны средние ориентировочные величины переносимых ускорений. Фактические величины в каждом отдельном случае могут быть иными, так как индивидуальная чувствительность разных людей к ускорениям различна, кроме того, она зависит от многих причин. Этим, между прочим, объясняются значительные расхождения в данных, приводимых различными авторами.

При конструировании летательного аппарата и особенно рабо-

чего места членов экипажа важно исходить не только из максимально допустимых для человека ускорений, но и учитывать их влияние на работоспособность. Многими экспериментальными исследованиями было установлено, что уже при ускорении 3—4 g в течение первых же 2—3 сек их воздействия начинает нарушаться зрение, в первую очередь периферическое. Летчик, фиксируя взгляд на каком-либо приборе, перестает видеть другие, рядом с ним расположенные. Ухудшается и координация движений, увеличивается время двигательной реакции главным образом в направлении действия ускорения (табл. 2.8).

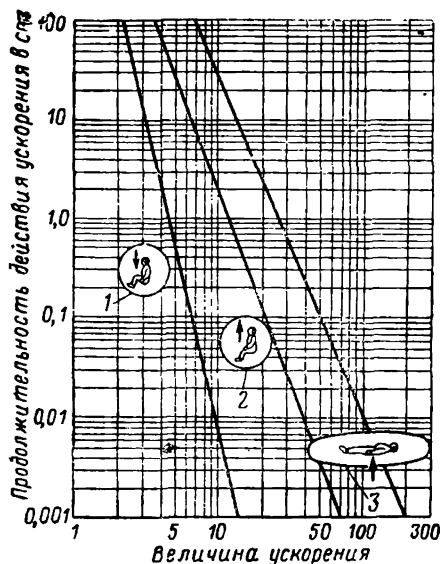


Рис. 2.7. Переносимость ускорений в зависимости от величины, направленности и длительности их действия. Стрелка показывает направление действия ускорения:

1 — ускорение в направлении «голова — ноги»; 2 — ускорение в направлении «ноги — голова»; 3 — ускорение в направлении «спина — грудь»

Поперечно направленные ускорения в 12 g достаточно хорошо переносятся в течение 30—40 сек, а при более кратковременных воздействиях легко могут быть перенесены ускорения до 15—16 g.

Ускорения в 3—5 g удовлетворительно переносятся в течение 20—10 мин. Основным симптомом функциональных нарушений при таких ускорениях является затруднение дыхания и перераспределение крови в легких, что в конечном счете ведет к ухудшению насыщения крови кислородом.

Лучшая переносимость человеком поперечно направленных ускорений послужила основанием для выбора оптимальной позы космонавта при старте с Земли космического корабля. В этом отношении конструкция космического корабля имеет несколько боль-

Приведенные выше соображения не могут не учитываться при выборе системы управления космическим кораблем.

Нарушение центрального зрения в виде «черной пелены» может наступить при ускорении «ноги — голова» 4—5 g длительностью более 5 сек. Вслед за нарушением центрального зрения теряется сознание. Как уже говорилось, ускорения в направлении голова — ноги вызывают прилив крови к голове, сосуды мозга переполняются, давление крови в них резко возрастает, нарушается отток. Возникает опасность разрыва сосудов мозга при таком ускорении. Уже при 2—3 g часто возникает пульсирующая головная боль, резкое покраснение лица и «красная пелена» перед глазами.

Время двигательной реакции человека при различных ускорениях

| Ускорение | Время двигательной реакции у разных лиц в мин | | |
|-----------|--|------|------|
| | 1 | 2 | 3 |
| 1g | 0,42 | 0,44 | 0,46 |
| 4g | 0,60 | 0,68 | 0,56 |
| 6g | 0,98 | 0,90 | 0,78 |
| 8g | 1,32 | 0,98 | 1,12 |

шие возможности, чем конструктор самолета. Так, например, все попытки использовать для летчика положение «лежа» в качестве рабочей позы при пилотировании самолета до сего времени не вышли за пределы эксперимента. Напротив, для космонавта такое или близкое к нему положение оказалось не только возможным, но и безусловно необходимым, учитывая длительность и величину действующих в полете ускорений (взлет, посадка).

Ускорения ударного характера в летной практике встречаются при покидании летательного аппарата методом катапультирования, раскрытии парашюта (динамический удар), приземлении, аварийной посадке самолета с убранными шасси. Их отличительной чертой является кратковременность действия (доли секунд) и большая крутизна кривой нарастания ускорения по времени. Скорость нарастания ударных ускорений (от 0 до максимума), наряду с общей длительностью их действия и максимальной величиной, являются основными характеристиками, определяющими переносимость их человеком. Нередко первая роль может принадлежать именно скорости нарастания, которая определяется отношением максимальной величины ко времени нарастания ускорений от 0 до максимума. Далекое не последнее значение имеют и такие факторы, как направление действия ускорения относительно продольной оси тела, поза человека, площадь поверхности приложения сил ускорения, равномерность распределения сил по площади, плотность фиксации тела к опоре (сидению) и, безусловно, функциональное состояние организма в момент действия ускорения.

Значение скорости нарастания и равномерности распределения на поверхности сил, вызывающих ускорение, следует из физической сущности самих ударных ускорений и особенностей организма, как тела, обладающего большим разнообразием по коэффициенту упругости его тканей и внутренних связей органов. При постоянной величине внешней силы, действующей на тело, вся структура организма человека находится в равновесии, или, как говорят, он находится под определенным установившимся полем напряжений. Изменение внешней силы по величине или знаку (+ или —) повлечет

за собой нарушение существовавшего перед этим равновесия, и изменение поля напряжений. Изменение поля напряжения будет неравномерным по площади и во времени.

Практический интерес представляют, как уже отмечалось, три вида ударных ускорений: при покидании человеком летательного аппарата методом катапультирования, при раскрытии парашюта (динамический удар) и при посадке. Последний вид — ударные ускорения при посадке является типичным в практике приземления космического корабля. Однако и в авиации этот вид ускорений встречается не только в случаях вынужденной посадки с убранными шасси, но и при нормальной посадке некоторых самолетов, оборудованных парашютной системой торможения (динамический удар в момент раскрытия тормозного парашюта).

Величина допустимых при катапультировании ударных ускорений зависит от направления их действия. Так, при катапультировании вниз (ускорение в направлении голова — ноги) считаются допустимыми ударные ускорения, не превышающие 6—7 *g*. Ускорения противоположного направления (ноги — голова) даже в 20 *g* допустимы, так как в течение до 0,3 *сек* они переносятся нормально. Эти величины ускорений лежат в основе расчета всех современных авиационных катапультирных установок [4]. Важным условием, обеспечивающим безопасность воздействия таких ускорений, является правильная исходная поза тела человека при катапультировании и система фиксации его тела в кресле. При вертикально направленных ударных ускорениях правильная поза тела человека, при которой обеспечивается равномерное распределение сил на поверхность позвонка и исключается опасность его деформации, является основным требованием, определяющим безопасность катапультирования.

Специальные исследования и расчеты показывают, что нижние грудные и поясничные позвонки человека выдерживают, как высший предел максимальную перегрузку до 23—25. В некоторых системах катапультируемых кресел летчика предусматривается частичная «разгрузка» нижних отделов позвоночника путем создания опоры (подлокотников) для рук. При этом принимается, что величина «разгрузки» достигает 15—20% от общей действующей величины.

Эффект воздействия на летчика процесса катапультирования из кабины летательного аппарата обусловлен не только импульсом приложенной силы, выбрасывающей кресло, но и воздействием сил торможения встречного воздушного потока при выходе кресла за пределы кабины. Считается, что скорость встречного воздушного потока 800 *км/час* является предельно допустимой, превышение ее влечет за собой деформацию открытых для потока тканей и повреждение органов. Не малую опасность могут представлять ускорения, вызываемые поворотом и вращением катапультируемого кресла под воздействием аэродинамических сил. Так, скорость вращения

кресла более 2 оборотов в секунду при длительности вращения 10—12 сек приводит к потере сознания. Увеличение скорости и времени вращения влечет за собой гибель человека.

Таким образом, при рассмотрении безопасности процесса катапультирования человека из летательного аппарата нельзя ограничиться только лишь выяснением предельно допустимых величин ударных ускорений. Проблема в целом как в техническом, так и медицинском отношении представляется многосторонней и весьма сложной. В техническую задачу входит не только обеспечение безопасного покидания летательного аппарата, но также защита от вредного воздействия встречного воздушного потока, равно как и стабилизация кресла в процессе последующего падения.

Воздействие на человека второго вида ударных ускорений — динамического удара при раскрытии парашюта — достаточно хорошо изучено в различных аспектах. Ускорения, не превышающие 15—16 g, при раскрытии парашюта на обычных высотах не вызывают каких-либо существенных функциональных изменений в организме человека. По некоторым данным, допустимы ускорения 20 g. Рациональная подвесная система, обеспечивающая равномерное распределение сил торможения в момент раскрытия парашюта, и кратковременность действия их обусловили не только безопасность парашютирования как средства спасения, но сделали его широко распространенным видом спорта.

При нормальном приземлении на мягкий грунт вертикально направленные ударные ускорения обычно не превышают 3—4 g. При наблюдении этих условий, особенно при силе ветра более 5—7 м/сек, ускорение может возрасти до 15 g, что уже представляет для летчика реальную опасность повреждения его опорно-двигательного аппарата. Для устранения такой опасности ведутся изыскания способов увеличения пути торможения и уменьшения скорости приземления до вполне безопасных величин. Это особенно важно при приземлении на твердый грунт в пересеченной горной местности и при скорости бокового ветра более 5—7 м/сек.

Третий вид ударных ускорений — ускорения, действующие при приземлении летательного аппарата — в авиационной практике встречается лишь при аварийной посадке. Такие ускорения обычно направлены перпендикулярно по отношению к продольной оси тела. Исследования показывают, что при рациональной системе фиксации тела летчика в кресле, специальной форме спинки кресла и соответствующем креплении последнего в кабине самолета поперечно-направленные ударные ускорения 40—45 g при скорости нарастания до 495 единиц в секунду, продолжительностью около 0,1 сек являются для человека относительно безопасными. На некоторых самолетах зарубежной гражданской авиации предполагается располагать кресла спинкой вперед по направлению полета, при этом считается, что безопасными для пассажиров в случае грубой аварийной посадки будут ускорения в 30—35 g.

Рассматриваемый вид ускорений важен и для безопасной по-

садки обитаемого отсека космического корабля с помощью парашютной системы. Допустимые для космонавтов величины вертикальных составляющих такого вида ускорений лежат в пределах 14—16 g при поперечном направлении их действия относительно продольной оси тела. Речь идет о величинах ускорений, непосредственно воздействующих на организм. Для конструкции кабины космического корабля с учетом степени ее амортизации считаются допустимыми ударные ускорения 40—45 g. По сообщениям американских ученых на последнем конгрессе по авиационной и космической медицине в Варшаве (1964 г.), им удалось повысить коэффициент амортизации при приводнении кабины корабля до 10.

При ударных ускорениях, если они не выходят за пределы допустимых величин, сколь-либо значительных изменений в состоянии организма не возникает. Когда величина ускорения превышает предел прочности ткани, возникают деформации и травматические повреждения.

Оценивая характер возможных повреждений при ударных ускорениях, надо иметь в виду, что при длительности их более 0,2 сек могут произойти разрывы сосудов вследствие возрастания гидравлического давления в них. По данным Степпа [21], 0,2 сек — минимальное время, необходимое для преодоления эластичности ткани и вязкости тканевой жидкости.

Другие виды ускорений — угловые, поворотные (Кориолиса) представляют частный интерес. Физическая природа их рассмотрена выше, физиологический эффект воздействия в значительной мере зависит от индивидуальных особенностей организма. Практически с ними приходится считаться в случаях нестабилизированного падения (полета).

Эффект воздействия угловых и поворотных (Кориолиса) ускорений имеет весьма сложную природу и связан главным образом с развитием вестибуло-вегетативных реакций (типа укачивания). В основе их лежит дезинформация центральных корковых и подкорковых мозговых нервных структур мощным потоком импульсов, необычных по своей силе и значению, идущих с органов равновесия и ориентации человека в пространстве (вестибулярный аппарат — полукружные каналы, глаза, специальные нервные приборы в мышцах). В итоге рассмотрения действующих на человека всех перечисленных видов ускорения естественным является дальнейшая работа по повышению устойчивости организма к воздействию ускорений. Длительные экспериментальные исследования позволили найти два пути разрешения этой задачи: применение специальных технических средств и комплекс медицинских мероприятий, повышающих общую физическую выносливость организма. К последним относится широкий комплекс физических упражнений, рациональный режим труда, отдыха и питания. Эти вопросы широко освещены в специальной литературе. Здесь достаточно лишь упомянуть о тренировочных установках и в первую очередь о центрифуге. При выполнении на таких установках строго дозированных

индивидуально различных тренировочных упражнений (вращений) часто удастся повысить переносимость ускорений человеком. Вместе с тем необходимо предостеречь от переоценки эффективности таких тренировок. При неправильной их организации результат может оказаться отрицательным, устойчивость организма к ускорениям не повысится, а напротив, как при всякой неразумно поставленной тренировке — понизится.

Перейдем к рассмотрению технических средств, имеющих целью повышение переносимости человеком ускорений, и защите его от их вредного воздействия. Пожалуй, первой попыткой в этом направлении следует признать изменение рабочей позы летчика — увеличение угла наклона спинки кресла. Было показано, что при угле наклона 85° переносимые ускорения повышаются до $15g$. В авиации это оказалось неприменимым, как и горизонтальное расположение летчика (поза «лежа, лицом вниз»). Напротив, применительно к условиям космического полета такая поза не только осуществима, но и необходима.

Технические средства защиты от воздействия ускорений принципиально различны. Они зависят от характера и природы ускорений. Одни из них повышают устойчивость организма и позволяют переносить большие ускорения, другие осуществляют чисто защитную функцию, уменьшают величину ускорения, непосредственно воздействующего на организм.

Первые предназначены для повышения устойчивости организма к длительно действующим центростремительным, радиальным или натуральным ускорениям в направлении вертикальной (продольной) оси тела, вторые — для защиты от кратковременных ускорений ударного характера. К техническим средствам первого типа относится широко применяемое в авиации противоперегрузочное устройство (ППУ). Физиологическим принципом, положенным в его основу, является главным образом ограничение перемещений крови под действием ускорений, поддержание кровообращения жизненно важных органов и систем на минимально необходимом по давлению уровне. Достигается это путем создания внешнего давления на поверхность нижних конечностей человека и его живота. Такое противодействие препятствует расширению русла кровеносной сосудистой системы под действием гидродинамического напора крови, скоплению в них большого количества крови и выключению ее из общего баланса циркуляции.

Нетрудно понять, что применение ППУ эффективно лишь при действии ускорения «ноги — голова». При обратном направлении система ППУ не работает, так как эффект был бы отрицательным.

Противоперегрузочное устройство состоит из двух частей: противоперегрузочного костюма (рис. 2.8, а) и автомата давления (рис. 2.8, б). Автомат давления установлен на борту самолета; он питается сжатым воздухом от компрессора двигателя. Автомат изменяет давление воздуха в пневмокамерах противоперегрузочного костюма пропорционально величине перегрузки, создаваемой самолета-

том, благодаря чему осуществляется механическое обжатие живота, бедер и голеней (см. рис. 2.8, а). Применение противоперегрузочного костюма повышает на 2—2,5 единицы выносливость организма летчика к перегрузкам. Так, если на самолете возникает перегрузка, равная 9, то физически летчик воспринимает ее как равную около 6,5.

Последние модели противоперегрузочных костюмов конструктивно объединены с высотным компенсирующим костюмом (см. гл. V).

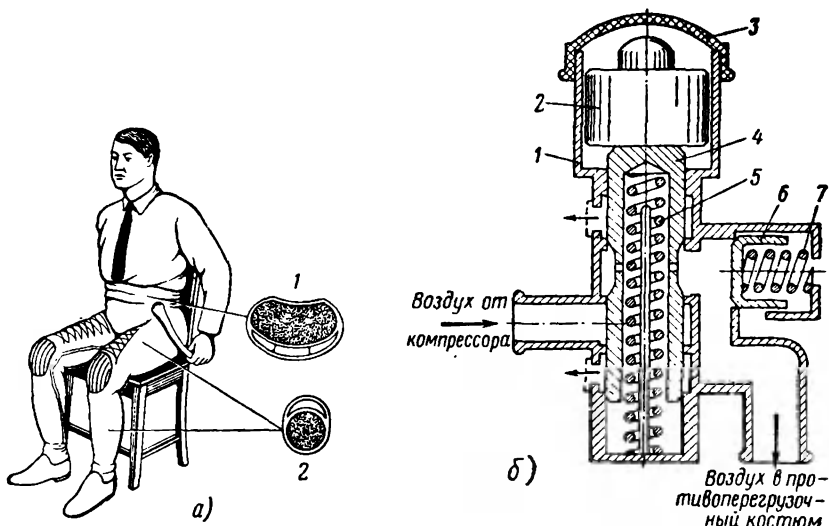


Рис. 2.8. Противоперегрузочное устройство летчика:

а — общий вид противоперегрузочного костюма, 1 — брюшная камера, 2 — камера для бедра и голени, б — принципиальная схема автомата давления противоперегрузочного костюма: 1 — корпус; 2 — грузик; 3 — крышка; 4 — золотник; 5 — пружина; 6 — предохранительный клапан; 7 — пружина

В пневматических камерах ППК с помощью автомата давления обеспечиваются два режима давления. При работе ППУ в первом режиме в среднем на каждую единицу ускорений давление в камерах увеличивается на 50 мм рт. ст., пока оно не достигнет своего максимума (350 мм рт. ст.) при ускорении 8g. Максимум давления в рабочих камерах ППК при втором режиме работы и ускорении 8g составляет 450—470 мм рт. ст. Более высокие давления вызывают болевые ощущения.

Представляют интерес попытки создать устройства, в основе которых лежит принцип снижения веса тела, погруженного в жидкость, удельный вес которой близок к удельному весу организма человека.

Защита организма от воздействия ударных ускорений представляется более сложным делом. Повысить устойчивость к таким воз-

действиям в известной мере можно путем применения общего комплекса медицинских мероприятий. Исключительно важное значение, как уже отмечалось, имеет выбор рациональной исходной позы перед катапультированием, что предусматривается уже конструкцией катапультного кресла и системой фиксации.

Необходимым условием рациональной конструкции защитного устройства будет максимально возможная площадь приложения и равномерное распределение прилагаемой внешней силы. При расчете прилагаемой силы надо учитывать, что величина ускорений, испытываемых телом, возрастает в направлении их действия. Экспериментально это было доказано путем замера ускорений на разных уровнях тела человека по вертикальной оси, например, в области таза и верхнего плечевого пояса.

Указанному условию удовлетворяет профилированное кресло с оптимальным наклоном спинки и учетом удобства управления. В последнее время широкое распространение получили катапультируемые кресла с объединенной подвесной привязной системой, т. е. конструктивно рациональным объединением подвесной парашютной системы и привязных ремней, прижимающих пилота к спинке кресла. Такая система фиксации обеспечивает надежную защиту от поперечно направленных (грудь — спина) ускорений величиной до 45 g.

Технический прогресс в развитии летательных аппаратов и прежде всего успехи в ракетостроении поставили на решение новую проблему, с которой ранее человек не встречался, — проблему динамической невесомости (уничтожение веса), или переменной гравитации, теоретически обоснованной в трудах К. Э. Циолковского. Понятие «переменная гравитация» достаточно хорошо отражает особенности всех этапов космического полета: взлет с его длительным ускорением (повышение гравитации), полет по орбите в условиях динамической невесомости (отсутствие гравитационных сил), уход с орбиты и посадка (ускорение торможения). Динамическая невесомость, при которой сила земного притяжения становится равной центробежной силе, возникает при полете тела по орбите на соответствующей скорости (первой космической скорости).

До выполнения первых космических полетов высказывались различные мнения относительно биологической значимости гравитационных сил. Некоторые из зарубежных ученых считали невесомость явлением, совершенно недопустимым для человека, или, во всяком случае, недопустимым для более или менее длительного нормального функционирования жизненно важных систем его организма. Известным основанием к этому явились исторически сложившиеся условия развития всего живого на земле под воздействием гравитационного поля. Первый полет собаки «Лайки», а затем полеты наших космонавтов показали несостоятельность такого представления. Вместе с тем были выявлены индивидуальные особенности организма в отношении переносимости невесомости, в отношении

изменения в водном и минеральном обменах, в мышечном тоне и гемодинамике.

Вопросы невесомости являются важными в космической медицине и технике. Сложность вопроса усугубляется тем, что в лабораторном наземном эксперименте не представляется возможным создать длительно действующую невесомость. При изучении невесомости необходимо исследовать не только комплекс вопросов, связанных с жизнедеятельностью организма, но и вопросов, относящихся к выполнению космонавтами многих рабочих операций на космических кораблях и станциях.

Следует также учитывать, что изолированное изучение воздействия на человека того или иного фактора космического полета способствует лучшему пониманию его сущности. Вместе с тем в действительности, в реальном полете на человека оказывает влияние весь комплекс факторов. Действие одного фактора усугубляется другим. Это следует иметь в виду, решая те или иные технические задачи при конструировании летательного аппарата и оценивая условия полета.

Одна из особенностей длительного космического полета — ограниченность размеров рабочего помещения, в котором находится и работает космонавт. В сочетании с невесомостью это служит причиной развития у космонавтов особого состояния — гиподинамии, которая может ухудшить переносимость действующих перегрузок.

Глава III

ФИЗИОЛОГО-ГИГИЕНИЧЕСКИЕ НОРМАТИВЫ И ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К СРЕДСТВАМ ЖИЗНЕОБЕСПЕЧЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

3.1. НОРМАТИВЫ ДЛЯ ГЕРМЕТИЧЕСКИХ КАБИН ПО ДАВЛЕНИЮ, ГАЗОВОМУ СОСТАВУ ВОЗДУХА, ТЕМПЕРАТУРЕ И ВЕНТИЛЯЦИИ

При определении нормативов по избыточному давлению, газовому составу, температуре и влажности для герметических кабин летательных аппаратов необходим разумный компромисс для согласования возможностей техники и требований медицины.

В этом отношении определяющим является объемно-весовые характеристики кабины самолета или обитаемого отсека космического корабля.

Кабина современного летательного аппарата представляет собой замкнутую систему, изолирующую экипаж от окружающего пространства и имеющую свою искусственную атмосферу. Чем больше высота и продолжительность полета, тем более строгими должны быть требования к герметичности кабины.

Современные самолеты оборудованы кабинами компрессорно-вентиляционного типа, для которых допустимы значительные величины утечки воздуха из-за перепада давлений внутри и вне ее. Объем воздуха, подаваемого в кабину компрессорной установкой, не только компенсирует утечки, но обеспечивает заданный режим избыточного давления и температуры. Иначе обстоит дело с требованием по герметичности обитаемых отсеков космического корабля, поскольку такие кабины работают по циклу полностью замкнутой регенерации, утечки из них воздуха должны быть исключены, так как запас воздуха в любом физическом состоянии (сжатом или жидком) даже при минимальной негерметичности не может обеспечить безопасность полета в течение сколь-либо продолжительного времени.

В зависимости от типа летательного аппарата по-разному решается вопрос о режиме давления в его кабине. При этом следует учитывать, что понижение давления ниже допустимой границы вызывает в организме человека ряд изменений, известных под общим

названием декомпрессионных расстройств, вероятность развития которых зависит от высоты и длительности пребывания на ней (табл. 3.1).

Таблица 3.1

Вероятность развития декомпрессионных расстройств в зависимости от высоты и длительности пребывания на ней

| Высота <i>м</i> | Вероятность развития декомпрессии в % в зависимости от пребывания на высоте | |
|--------------------|--|--------------------------------------|
| | кратковременном (до 15 <i>мин</i>) | длительном (более 15 <i>мин</i>) |
| 7500 | — | редко |
| 8 500—9 000 | 5—10 | 10—40 |
| 11 500—12 000 | 15—30 | 33—95 |

Данные, представленные в табл. 3.1, позволяют выбрать рабочий режим давления для кабин самолетов. Например, если продолжительность полета истребителя на высотах 8500—9000 м будет ограничена 15 *мин*, то рабочим режимом давления в кабине такого самолета можно считать давление не менее 268 *мм рт. ст.* при избыточном давлении до 0,3 *атм*. Вероятность развития декомпрессионных расстройств на этой высоте с учетом возможной длительности полета составляет 5—10%. Для кабин самолетов с продолжительностью полета более 15 *мин* такой режим давления не может быть принят, так как вероятность декомпрессионных расстройств возрастает до 40%. Очевидно, чтобы исключить эту вероятность в кабинах таких самолетов, общее давление должно быть не менее 300 *мм рт. ст.* при избыточном — до 0,4 *атм* (высота около 7000 м). Кроме того, естественно, что в обоих случаях экипаж самолетов необходимо обеспечивать дополнительным кислородным питанием.

Из зарубежной печати известно, что для тяжелых военных самолетов, помимо основного рабочего режима давления, предусматривается так называемый боевой, при котором избыточное давление в кабине уменьшается с таким расчетом, чтобы на время выполнения боевой операции или по сложившейся обстановке общее давление было около 200 *мм рт. ст.* Подобные рекомендации, по видимому, заслуживают внимания, так как уменьшается опасность взрывной декомпрессии в случае нарушения герметичности кабины.

На самолетах гражданской авиации, имеющей дело с широким контингентом пассажиров различного возраста и состояния здоровья, должна обеспечиваться не только безопасность, но и известный комфорт во время полета. Такие требования, конечно, исключают применение пассажирами кислородных приборов. Кроме того, это практически и неосуществимо, так как из-за большого веса кислородной аппаратуры для пассажиров значительно понизился бы коэффициент полезной коммерческой нагрузки самолета. Сле-

догадливо, для кабин самолетов гражданской авиации должен быть избран такой режим давления, который исключал бы опасность возникновения у пассажиров не только декомпрессионных расстройств, но и необходимость для них дополнительного кислородного питания. Более всего этому требованию отвечало бы поддержание давления, равного атмосферному на всех высотах полета, т. е. 760 мм рт. ст., однако это связано с большими техническими трудностями. Наиболее приемлемым для кабин пассажирских самолетов принято считать давление до 560—600 мм рт. ст., что соответствует высотам не более 2000—2500 м. На таких высотах человек испытывает весьма незначительную степень гипоксии. Она вполне переносима лицами практически здоровыми, а также имеющими незначительные, вполне компенсированные функциональные изменения. При более низком давлении в кабине наступают уже выраженные гипоксические симптомы, проявляющиеся в усилении деятельности сердечно-сосудистой и дыхательной систем организма, изменении также функционального состояния центральной нервной системы — нарушается нормальный баланс основных нервных процессов — возбуждательного и тормозного.

Высоту в 2000—2500 м в полном смысле также нельзя считать абсолютно безвредной для организма человека, так как в этих условиях наступают некоторые изменения зрительного аппарата: уменьшается способность различать цвета, снижается электрическая чувствительность глаза, при длительном полете может понизиться острота зрения. Вот почему не только целесообразно, но и необходимо оборудовать кабину экипажа кислородно-дыхательной аппаратурой.

Для кабин космического корабля при выборе рационального режима давления следует учитывать ряд дополнительных фактов. Высокое давление в кабине влечет за собой необходимость повышения ее прочности и, следовательно, увеличения веса. Кроме того, опасность столкновения с метеоритами служит как бы веским аргументом против высоких давлений в кабине. Весьма интересны в этом отношении экспериментальные исследования, имитирующие условия столкновения с метеоритами, проведенные американской фирмой Дженерал Электрик.

На основании исследований явление столкновения метеорита с кабиной космического корабля представляется в следующем виде: в момент удара возникает ослепляющая вспышка вследствие расплавления стенки кабины и молекулярной рекомбинации атмосферы, далее в кабине возникает пожар и резко, подобно ударной волне, повышается давление, изменяется состав атмосферы за счет уменьшения кислорода с одновременным нарастанием продуктов горения; происходит утечка воздуха из кабины и падение общего давления.

Опасность столкновения с метеоритом представляется, по-видимому, преувеличенной. Судя по литературным данным, большинство ученых считают ее мало вероятной.

При оценке метеорной опасности следует учитывать имеющийся уже некоторый практический опыт — полеты советских и американских космических кораблей и межпланетных станций (в сторону Марса и Венеры), позволяющий составить первое впечатление об актуальности рассматриваемой проблемы. Высказывается мнение, что такая опасность может возникнуть при экспедиции к планетам Юпитер, поскольку между этой планетой и Марсом находятся орбиты мелких планет и астероидов.

Надо иметь в виду также, что скорость декомпрессии в случае пробоя корпуса кабины при прочих равных условиях будет находиться в обратной зависимости от общего объема кабины. При достаточно больших объемах величина утечки воздуха может быть небольшой и в этом случае возможна компенсация ее из резервоара газа, находящегося на корабле. Не исключено, что будут найдены конструктивные защитные меры, в частности уже сейчас высказываются предложения о целесообразности установки двойных стенок кабины с соответствующим наполнителем между ними. Ряд зарубежных исследователей предлагает для обсуждения два режима давления: 187 в качестве минимального и 520 мм рт. ст. — оптимального значения.

При определении первого режима исходят из минимально допустимых величин парциального давления кислорода в альвеолярном воздухе с учетом давлений в нем CO_2 и водяных паров при условии, что атмосферу кабины будет составлять один кислород. Для второго режима принимают нормальный, т. е. обычный газовый состав атмосферы, допуская умеренную степень гипоксии (парциальное альвеолярное давление $p_{\text{O}_2} = 86$ мм рт. ст.).

При первом режиме давления (187 мм рт. ст.) возникает опасность развития декомпрессионных расстройств уже с момента старта корабля при сохранении герметичности кабины и возможность развития ателектазов в легких (спадение отдельных участков, частичное выключение их из акта дыхания и последующая вторичная гипоксия).

Кроме того, при малом избыточном давлении в кабине в случае пробоя ее корпуса экипаж располагает малым временем для принятия защитных мер, так как давление в кабине быстро упадет до нуля.

И, наконец, атмосфера из чистого кислорода повышает пожарную опасность на корабле, поскольку процессы возгорания зависят не только от парциального давления O_2 , но и от процентного соотношения отдельных ингредиентов газовой среды. Может встать вопрос и о пересмотре радиационной обстановки в кабине космического корабля, поскольку необходимо считаться с возможностью рекомбинационных превращений кислорода под воздействием компонентов космических излучений.

Второй режим давления (520 мм рт. ст.) также может встретиться: возражения, так как он не обеспечивает минимально допустимой величины парциального давления O_2 в альвеолярном воздухе

(100 мм рт. ст.). Авиационная физиология располагает весьма убедительными данными — экспериментальными и полученными в процессе повседневного изучения летной деятельности, подтверждающими, что степень гипоксии, соответствующая давлению (P_{O_2}) альв. = 87 мм рт. ст., уже в течение нескольких часов полета снижает работоспособность экипажа (см. гл. II). Кроме того, на работоспособность экипажа в какой-то мере отрицательно повлияет гипокания (вымывания CO_2 из организма). Последняя явится результатом не только повышенной легочной вентиляции (усиление дыхания), но и увеличением диффузионной способности CO_2 через стенки легочных альвеол, вследствие понижения общего давления.

Несомненно, более благоприятным режимом давления для герметических обитаемых отсеков космических кораблей является 760 мм рт. ст. Практическая осуществимость такого режима многократно доказана советской ракетной техникой. Нет надобности доказывать преимущества такого режима. Они очевидны и отвечают условиям нормальной деятельности человека. Обеспечивая жизнедеятельность человека в случае возможной аварийной ситуации, не следует ухудшать обстановку нормального полета.

Изложенные соображения не исключают возможности некоторого понижения общего давления в кабине космического корабля, но при обязательном условии, чтобы парциальное давление кислорода в альвеолярном воздухе должно быть равно земному (105—110 мм рт. ст.). В частности, в отечественной и иностранной литературе опубликованы положительные результаты экспериментов длительностью до 2—3 месяцев, проводившихся при общем давлении, соответствующем высотам 3—5 и даже 7 км.

В литературе широко обсуждается вопрос о компенсации возможной утечки газа из кабины космического корабля. Компенсация утечки кислородом привела бы к увеличению его парциального давления выше допустимых величин, что опасно в пожарном отношении и вредно для организма космонавтов. Для этой цели может быть использован один из инертных газов.

Полностью биологически инертных газов, очевидно, нет. К инертным газам, как известно, относятся следующие: гелий, неон, азот, аргон, криптон и ксенон. Последние два обладают высокой растворимостью в жирах и оказывают наркотическое действие уже при давлениях 0,5—1,0 ат. Следовательно, оба они не могут быть рекомендованы для компенсации утечки при высоких (до 1,0 ат) режимах давления в кабине. Наиболее пригодными считают гелий и азот. Гелий имеет меньший вес и большую теплопроводность, что представляет некоторые преимущества перед азотом при технической разработке теплового режима и вентиляции кабины. Он исключает возможность возникновения ателектаза (спадения альвеол) отдельных участков легочной ткани, эффективен при тушении пожара. Вместе с тем ему присущи и недостатки: повышенная текучесть, особенности звуковой и тепловой проводимости. В атмо-

сфере гелия нарушается речеобразование, частотный спектр речи искажается и вследствие большой теплопроводности оптимальный температурный режим кабины смещается в сторону более высоких температур. В конечном итоге при выборе газа для компенсации утечки предпочтение следует отдать азоту. При рассмотрении нормативов по газовому составу воздушной среды обычно ограничиваются двумя следующими ее компонентами, биологически активными и определяющими жизнедеятельность и работоспособность экипажа: кислородом и углекислотой. Нормальный для человека газовый состав атмосферы кабины предусматривает: O_2 — 20,9%, CO_2 — 0,03% при атмосферном давлении 760 мм рт. ст.; парциальное давление кислорода при этом равно 159 мм рт. ст.

Считается, что в качестве минимальной и временно допустимой (не расчетной) величины парциального давления O_2 во вдыхаемом воздухе можно принять 125 мм рт. ст. В этом случае при общем давлении в кабине 760 мм рт. ст. объемное содержание кислорода составит около 16%.

Пребывание человека в такой замкнутой среде малого объема, как кабина, неизбежно связано с повышением содержания CO_2 во вдыхаемом воздухе. Содержание CO_2 зависит от величины вентиляции кабины, количества поступающей углекислоты и работы системы регенерации. Допустимые концентрации CO_2 лежат в пределах 0,5—1%, т. е. $p_{CO_2} \approx 5$ —8 мм рт. ст. При 2%-ном содержании CO_2 увеличивается легочная вентиляция, при 3%-ном наблюдается угнетение биохимических обменных процессов. Неприятные субъективные ощущения и снижение работоспособности наблюдаются при концентрации 4% CO_2 , а при 8—10% развивается наркотический эффект, потеря сознания, последующая остановка дыхания (паралич дыхательного центра) и наступает смерть.

По отношению к CO_2 имеется резко выраженное различие в индивидуальной чувствительности отдельных лиц.

При рассмотрении предельно допустимых концентраций CO_2 во вдыхаемом воздухе представляют практический интерес данные о пороге, при котором расширяются сосуды мозга. Этот порог лежит между 2,5 и 3,5% CO_2 . Естественно, что приведенные соображения о величине содержания CO_2 во вдыхаемом воздухе распространяются и на такие малые объемы, как подшлемное пространство в скафандрах или комплектах высотного кислородного оборудования. В табл. 3.2 приведены данные о токсическом эффекте CO_2 при различных концентрациях ее во вдыхаемом воздухе.

В связи с тем, что чувствительность к CO_2 у различных лиц неодинакова, возникает необходимость при отборе и комплектовании экипажей космических кораблей предварительно определять индивидуальную переносимость CO_2 у обследуемых кандидатов.

Количество потребляемого человеком кислорода и выделяемой углекислоты значительно изменяется и прежде всего в зависимости

Токсичность CO_2 для человека в зависимости от содержания ее
во вдыхаемом воздухе
(по Леману и Гессу) [20]

| Продолжительность дыхания и эффект действия CO_2 | Содержание CO_2 | | P_{CO_2} мм рт. ст. |
|--|--------------------------|--------|---------------------------------|
| | объемн. % | мг/л | |
| 30 мин — 1 час смертельный исход | 5—7 | 90—120 | 38—53 |
| 30 мин — 1 час опасно для жизни | 3,5—4,5 | 60—80 | 27—34 |
| 30 мин — 1 час без вредных последствий | 3,0—4,0 | 60—70 | 22—30 |
| Минимально действующая концентрация при дыхании более 1 часа без вредных последствий | 1—2 | 20—30 | 7,5—15,0 |
| В течение 6 час без видимых нарушений | 0,5 | 10 | 3,8 |

от характера и вида деятельности человека. В условиях относительного покоя человек в среднем потребляет $337 \text{ см}^3/\text{мин}$ кислорода и выделяет $300 \text{ см}^3/\text{мин}$ углекислоты [20]. Эти же данные при различной физической нагрузке приведены в табл. 3.3.

Таблица 3.3

Количество потребляемого O_2 и выделяемой CO_2 одним человеком в течение
одного часа при различной физической работе
(средние данные)

| Физическая нагрузка | Количество потребляемого O_2 л/мин | Количество выделяемой CO_2 л/мин |
|--------------------------------------|--|--|
| Покой | 0,5 | 0,42 |
| Легкая работа (250 кг × × м/мин) | 0,9 | 0,76 |
| Средняя работа (500 кг × × м/мин) | 1,6 | 1,47 |
| Тяжелая работа (750 кг × × м/мин) | 2,6 | 2,40 |

При расчете регенерационных систем следует, очевидно, исходить не из данных табл. 3.3, а из фактического режима работы экипажа, предусматриваемого графиком полета, с учетом особенностей обменных процессов у каждого члена экипажа.

Атмосфера герметических кабин летательных аппаратов (самолетов и космических кораблей) может содержать некоторое коли-

чество вредодействующих на человека газов, среди которых в первую очередь следует указать окись углерода, озон и метан. Вероятность попадания первого из них в кабину самолета при рациональной системе ее вентиляции и наддува может быть полностью исключена. Кроме того, опасность интоксикации СО для экипажа самолета ослабляется тем, что в процессе полета он может пользоваться автономной системой кислородного питания. Предельно допустимой концентрацией СО в атмосфере кабин самолетов с учетом возможной продолжительности полетов считается 0,01 мг/л. Что касается кабин обитаемых космических кораблей, то очевидно, что допустимые концентрации окиси углерода должны лежать значительно ниже, чем для самолетов, учитывая круглосуточное пребывание экипажа в такой атмосфере кабины. Предельно допустимой концентрацией СО для атмосферы кабин космических кораблей считают 0,004 мг/л.

Вследствие воздействия проникающей радиоактивной космической компоненты на кислород в кабине космического корабля образуется озон. Он обладает высокой активностью.

Будучи энергичным окислителем, озон разрушает все органические вещества; значительно ускоряет процесс старения резины, что представляет важное практическое значение, так как резина входит в конструкцию спецснаряжения и аппаратуру жизнеобеспечения. По разным данным, озон обнаруживается в атмосфере при концентрациях 0,002—0,00002 мг/л. Предельно допустимой концентрацией озона для кабин самолетов считают 0,0001 мг/л. В концентрации 0,0002 мг/л он оказывает раздражающее действие на верхние дыхательные пути и глаза. В табл. 3.4 приведены данные о содержании озона в атмосфере на разных высотах и в кабине самолета.

Таблица 3.4

Концентрация озона в атмосфере и в кабине самолета по высотам

| Высота км | Концентрация озона в атмосфере мг/л | Ожидаемые концентрации озона в мг/л в кабине самолета при давлении в кабине, соответствующем высоте | |
|--------------|---|---|----------|
| | | 8 км | 6 км |
| 9,6 | 0,0008686 | 0,001104 | 0,001463 |
| 13,0 | 0,0009783 | 0,002106 | 0,002792 |
| 14,0 | 0,0010019 | 0,002548 | 0,003378 |

Высокая активность озона и его токсичность для организма вынуждают принимать специальные защитные меры. Разложение озона возможно двумя путями: воздействием высоких температур и химическим или каталитическим окислением. Молекулы озона

разлагаться при температурах 250°C и выше, причем в присутствии солей серебра, марганца и некоторых других веществ этот процесс ускоряется. Присутствие в атмосфере CO_2 , водяных паров, азота процесс разложения молекул O_3 задерживает.

Предварительное сжатие атмосферного воздуха, подаваемого в кабину самолета, сопровождается повышением его температуры и ведет к значительному снижению концентрации озона в атмосфере кабины. Возможно, однако, что с увеличением высоты полета этот способ снижения концентрации озона окажется недостаточным и потребуются изыскание иных путей.

Другим контролируемым в полете компонентом атмосферы кабины космического корабля является метан, который в небольших количествах выделяется человеком в процессе жизнедеятельности. Источником метана могут оказаться и некоторые звенья замкнутой экологической системы жизнеобеспечения, например, биорегенерация атмосферы, восстановление кислорода из двуокиси углерода путем фотоллиза. Высказывается мнение, что при длительных космических полетах (в течение 30—40 суток) концентрации метана могут достигнуть величин, представляющих опасность взрыва.

Рекомендуются два возможных способа предупреждения опасностей, связанных с накоплением метана в атмосфере кабин космического корабля. Первый из них — быстрая и полная смена атмосферы кабины на 30 сутки полета; второй — разложение метана с помощью так называемой «каталитической горелки», представляющей собой платиновую спираль, нагретую до 500°C . В этом случае метан, содержащийся в воздухе, переходит в двуокись углерода. Считается достаточным направить через такую спираль 2,5% общего воздушного потока при величине объемной вентиляции кабины 3—4 $\text{м}^3/\text{час}$.

Степень влияния условий внешней среды на экипаж летательных аппаратов во многом зависит от величины объемной вентиляции герметической кабины. Подход к выбору этой величины для кабин самолетов и космических кораблей различен. В первом случае расчет величины объемной вентиляции ведется на основе заданного диапазона температур воздуха, так как основная задача в этом случае сводится к обеспечению необходимого температурного режима, во втором случае — на основе поддержания в необходимых пределах парциального давления кислорода и углекислоты.

Теплотехнические расчеты для кабин самолетов представляют большие трудности вследствие необходимости учета многих переменных факторов. Поэтому такие расчеты являются ориентировочными. На практике температура в кабине самолета регулируется экипажем путем изменения величины подачи холодного и горячего воздуха от общей компрессорной установки, либо автоматически, в пределах заданных режимов.

В качестве оптимального температурного режима для кабин космического корабля считается диапазон от 20 до 26°C .

На теплоощущение человека существенное влияние оказывает скорость движения воздуха. Оптимальной скоростью движения считается 0,5 м/сек, так как большие скорости движения воздуха снимают большее количество тепла с поверхности тела, что ставит человека в условия дискомфорта при нормальном температурном режиме в кабине. Значительную роль играют радиационные температуры. Чтобы избежать излишней потери тепла организмом или, напротив, накопления его, стены кабины надо делать по возможности нейтральными в радиационном отношении.

Существенное влияние на переносимость высоких температур, общее состояние и на работоспособность человека оказывает влажность воздуха кабин. Оптимальные величины относительной влажности находятся в диапазоне 45—65%.

Оптимальные величины влажности воздуха поддерживаются двумя способами: вентиляцией обитаемого пространства (кабины) сухим или относительно более сухим воздухом и поглощением влаги специальными поглотителями. Этот способ применяется в кабинах компрессорно вентиляционного типа, т. е. при неполнозамкнутом цикле регенерации, второй — в кабинах закрытого регенерационного типа. Обеспечение должной влажности воздуха требует точного учета следующих факторов: количества влаги, поступающей в кабину от всех вероятных источников, температуры воздуха, объема помещения и величины вентиляции. Основным источником влаги в герметических кабинах является человек. В некоторых случаях, в зависимости от избранной системы регенерации, дополнительным источником влаги может быть сорбент углекислоты. При расчете системы вентиляции, обеспечивающей требуемую степень влажности воздуха в герметических обитаемых отсеках будущих космических кораблей с экологически замкнутым циклом, требуется провести учет всех возможных источников испарения влаги.

3.2. ФИЗИОЛОГО-ГИГИЕНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К КИСЛОРОДНОМУ ОБОРУДОВАНИЮ И СКАФАНДРАМ

Принятые в авиационной практике режимы давлений для герметических кабин (за исключением гражданской авиации) предусматривают обязательное пользование во время полета специальной кислородно-дыхательной аппаратурой, что вызывается недостаточным парциальным давлением кислорода во вдыхаемом воздухе при полетах на высотах более 4000 м. Этот недостаток должен быть компенсирован дополнительной подачей кислорода специальной кислородной аппаратурой до минимально необходимых величин его парциального давления в альвеолярном воздухе (не менее 100—105 мм рт. ст.). Кроме того, кислородная аппаратура не должна оказывать значительного сопротивления на входе и выдохе, поскольку сопротивление выше допустимого отрицательно сказыв-

вается на общем состоянии и работоспособности человека. В частности, изменяется ритм и глубина дыхания, возникают изменения в деятельности сердечно-сосудистой системы. Значительные сопротивления на вдохе и выдохе могут привести к уменьшению легочной вентиляции и, следовательно, к недостатку кислорода (гипоксии).

Допустимой величиной сопротивления на вдохе считают не более 30—40 мм вод. ст. при легочной вентиляции 15 л/мин. Существующие типы кислородной аппаратуры в основном отвечают указанным условиям, за исключением парашютных приборов, обладающих сопротивлением на вдохе до 80—100 мм вод. ст. Столь зна-

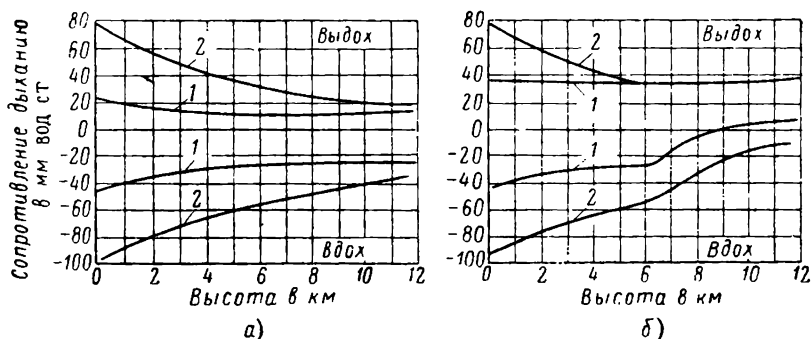


Рис. 3.1. Сопротивление дыханию при пользовании «легочным автоматом» в зависимости от величины легочной вентиляции и высоты: а — без избыточного давления на вдохе; б — при избыточном давлении на вдохе 30—40 мм вод. ст. 1 — легочная вентиляция 15 л/мин; 2 — то же 30 л/мин

чительное отличие по величине сопротивления объясняется узко специальным назначением парашютного прибора, рассчитанного на малую продолжительность дыхания. Что касается допустимых величин сопротивления на выдохе, то этот вопрос решается по-разному не только для различных типов кислородных приборов в зависимости от их назначения, но и для различных условий полета (высоты). При полетах на высотах не более 12 000 м сопротивление выдоху не должно превышать 40—50 мм вод. ст.

Величина сопротивления дыханию кислородной аппаратуры зависит от объема легочной вентиляции человека, а именно: чем больше легочная вентиляция, тем больше сопротивление дыханию. На рис. 3.1 приведены кривые изменения сопротивления дыханию в мм вод. ст. в зависимости от высоты для двух величин легочной вентиляции — 15 и 30 л/мин. При оценке условий дыхания надо иметь в виду, что в отдельных случаях, как показали прямые исследования, легочная вентиляция может достигать 50 л/мин. Кислородные приборы, работающие на принципе «легочный автомат» в комплекте с герметической маской (шлемом), на высотах более 4000 м должны обеспечивать избыточное (положительное) давле-

ние на входе (не превышающее 40 мм вод. ст.). Такое требование обусловлено необходимостью исключить опасность подсоса атмосферного воздуха вследствие возможной недостаточной герметичности прилегания маски (шлема) к лицу. Естественно, что это увеличивает сопротивление на выдохе.

Одним из существенных параметров, определяющих работу кислородного прибора, в частности, сопротивление дыханию и степень обеспечения организма кислородом, является расчетная величина подачи O_2 . Приборы «легочный автомат» в силу своих конструктивных особенностей обеспечивают практически любые величины легочной вентиляции.

Напротив, приборы, рассчитанные на эксплуатацию с маской открытого типа (негерметической), имеют ограниченную подачу кислорода. Поэтому для таких приборов установлены минимальные величины подачи кислорода по высотам (табл. 3.5).

Таблица 3.5

Минимально допустимые величины подачи кислорода по высотам кислородными приборами с маской открытого типа

| Высота м | Подача кислорода в л/мин | |
|-------------|----------------------------------|--|
| | кислородная маска открытого типа | кислородная маска открытого типа с дополнительной емкостью |
| 2 000 | 0,6 | 0,3 |
| 3 000 | 1,0 | 0,5 |
| 4 000 | 1,75 | 0,9 |
| 5 000 | 2,25 | 1,15 |
| 6 000 | 3,50 | 1,75 |
| 7 000 | 4,60 | 2,30 |
| 8 000 | 6,00 | 3,00 |
| 9 000 | 7,25 | 3,65 |
| 10 000 | 9,50 | 4,75 |
| 11 000 | 12,00 | 6,00 |
| 12 000 | 14,00 | 7,00 |

Кислородные приборы с непрерывной подачей и приборы типа «легочный автомат» обеспечивают полеты на любых высотах при условии, что полет производится в герметической кабине, при давлении не менее 145 мм рт. ст. При нарушении герметичности кабины неизбежна острая гипоксия в степени, опасной для жизни. Чтобы исключить такую опасность, подача кислорода в легкие производится под избыточным давлением.

Экспериментальные исследования показали, что величина такого давления на разных высотах различна и в сумме с атмосферным давлением должна составлять 145 мм рт. ст. Необходимые величины избыточного давления для кислородных приборов, рассчитанных на суммарное давление 145 мм рт. ст. для разных высот, приведены в табл. 3.6.

Необходимые величины избыточного давления кислорода в легких в случае нарушения герметичности кабины на разных высотах

| Высота км | Атмосферное давление мм рт. ст. | Избыточное давление в легких мм. рт. ст. |
|-----------|------------------------------------|---|
| 12 | 145 | 0 |
| 13 | 124 | 21 |
| 14 | 106 | 39 |
| 15 | 90 | 55 |
| 16 | 77 | 68 |
| 18 | 56 | 89 |
| 20 | 41 | 104 |
| 22 | 30 | 115 |
| 24 | 22 | 123 |
| 30 | 8,0 | 137 |
| 35 | 4,0 | 141 |
| 40 | 2,0 | 143 |

Вместе с тем необходимо заметить, что максимально допустимое избыточное давление в легких, при котором еще сохраняется достаточно удовлетворительная работоспособность человека, не превышает 25—30 мм рт. ст. Если избыточное давление в легких выше этой величины, нарушаются ритм и глубина дыхания, возникают серьезные расстройства кровообращения, человек становится неработоспособным и быстро теряет сознание [17], [18]. Однако для безопасности полетов на высотах 14 000 м и более в случае нарушения герметичности кабины требуется создавать в легких более значительное избыточное давление. Это оказалось возможным при создании одновременно и внешнего противодействия на всю поверхность тела, включая и область головы. Такое противодействие осуществляется с помощью специального высотного компенсирующего костюма (ВКК) и герметического шлема. Для того и другого необходима равномерность оказываемого противодействия, равного по величине создаваемому давлению в легких. Высотный компенсирующий костюм должен обеспечить летчику возможность выполнения всех рабочих операций.

Исключительно важное значение имеет правильный раскрой костюма и расположение камер натяжного устройства, обеспечивающего эффективное противодействие на всю поверхность тела и особенно переднюю стенку живота. При правильно подогнанном костюме рабочий диапазон дыхательных перемещений купола диафрагмы у человека во время дыхания под избыточным давлением практически остается тем же, что и в условиях нормального давления. Недостаточное противодействие на переднюю стенку живота влечет за собой смещение купола диафрагмы вниз, вследствие чего нарушается нормальное дыхание.

Кислородная аппаратура для дыхания под избыточным повышенным давлением, кроме общих требований к экономичности рас-

хода O_2 , минимальному сопротивлению вдоху и выдоху, удобству эксплуатации, должна отвечать еще следующим требованиям:

— на высотах до 12 000 м она должна работать как «легочный автомат»,

— на высотах более 12 000 м при разгерметизированной кабине должна подавать кислород под избыточным давлением, равным в сумме с атмосферным 145 мм рт. ст.,

— переход с одного режима работы на другой (от нормального давления к избыточному) должен совершаться автоматически за время не более 2—4 сек,

— кривые величин избыточного давления в легких и противо-давления на тело не должны существенно различаться по времени изменения их по высотам. Давление в камерах натяжного устройства должно создаваться либо одновременно с давлением в легких, либо несколько раньше.

Комплект высотного снаряжения (костюм, шлем) в целом должен отвечать также общегигиеническим требованиям.

Это требование применительно к высотному компенсирующему костюму означает соблюдение нормативов по воздухопроницаемости, обеспечению удобства работы, движения и др. Для шлема важным требованием является хороший обзор, незапотеваемость смотрового щитка при перепадах температуры, достаточная вентиляция подшлемного пространства кислородом (p_{CO_2} не более 7,6 мм рт. ст. во время дыхательной паузы).

Скафандр, как одно из средств жизнеобеспечения человека в полете на любых высотах, независимо от использования его в герметизированной и негерметизированной кабине летательного аппарата, должен также отвечать требованиям, предъявляемым к кислородной аппаратуре с повышенным давлением. Абсолютное давление в скафандре (избыточное + атмосферное) и парциальное давление кислорода во вдыхаемом воздухе не должно быть менее 145 мм рт. ст.

Так как скафандр, по сути дела, представляет собой профилированную по форме тела герметическую камеру малого объема, то к нему в равной мере предъявляются такие же физиолого-гигиенические требования, как и к кабинам (по вентиляции, температуре, газовому составу вдыхаемого воздуха). Для скафандров с отдельной вентиляцией его внутреннего и подшлемного пространства весьма существенным и жизненно важным является требование, чтобы давление под шлемом на 30—40 мм вод. ст. превышало давление под оболочкой скафандра. Это требование вызвано необходимостью исключить возможность подсоса воздуха под шлем из внутреннего пространства скафандра.

Раздельная вентиляция представляется весьма экономичной по расходу кислорода, так как в этом случае он расходуется только на вентиляцию подшлемного пространства.

Для вентиляции внутреннего пространства скафандра необходима специальная система подачи воздуха, обеспечивающая рав-

померность вентиляции во всех зонах этого пространства. Осуществление этого требования в зоне нижних конечностей человека является наиболее трудным. Некоторые характеристики внутреннего пространства скафандров приведены в табл. 3.7.

Таблица 3.7

Некоторые физиолого-гигиенические характеристики для внутреннего пространства высотных и космических скафандров

| Характеристика | Количественные показатели |
|---|---|
| Общее давление под оболочкой скафандра | 0,15—0,20 ат (для космических скафандров — не менее 0,35) |
| Парциальное давление кислорода под шлемом | 160 мм рт. ст. |
| Парциальное давление углекислоты | 7—8 мм рт. ст. |
| Температура воздуха | 10—20° С |
| Относительная влажность воздуха | Не более 70—80% |

3.3. ВЛИЯНИЕ НА ЧЕЛОВЕКА ВИБРАЦИИ И ШУМОВ, ВОЗНИКАЮЩИХ В ПОЛЕТЕ

Среди факторов полета, оказывающих неблагоприятное воздействие на человека, не последнее место занимают вибрации и шумы. Как известно, на физиологию человека наибольшее влияние оказывают амплитуды вибраций. Увеличение амплитуды сказывается сильнее, чем увеличение частоты. Наибольшие изменения под воздействием вибраций наблюдаются в деятельности центральной нервной системы. Эти изменения выражаются в нарушении динамического равновесия двух основных процессов — возбуждения и торможения. Первоначально преобладают процессы возбуждения, которые позже уступают место процессу торможения. Переход от одного состояния к другому совершается через ряд промежуточных фаз, во время которых реакция организма человека на один и тот же раздражитель может носить прямо противоположный характер. При частоте вибрации около 30 гц значительно страдает острота зрения (она может уменьшиться на 50—60%). Существенные изменения могут наблюдаться в деятельности и состоянии сердечно-сосудистой системы. Все эти изменения отрицательно сказываются на работоспособности человека. Условно, по степени переносимости их человеком, вибрации подразделяют на три группы: хорошо переносимые, переносимые удовлетворительно и совершенно переносимые.

В табл. 3.8 приведены физические характеристики указанных групп вибраций при 4-часовом воздействии [6].

Серьезной проблемой в техническом и медицинском отношении является изыскание средств борьбы с авиационными шумами аэро-

Некоторые данные, характеризующие переносимость вибраций человеком

| Группы вибрации | Частота вибрации Гц | Амплитуда вибрации мм |
|-------------------------------|------------------------|--------------------------|
| Хорошо переносимые | 10—30 | До 0,8 |
| | 30—40 | От 0,8 до 0,4 |
| | 40—60 | До 0,4 |
| Удовлетворительно переносимые | до 10 | От 0,8 до 1,6 |
| | 10—30 | 0,8—1,4 |
| | 40 | 0,4—1,2 |
| | 50 | 0,4—0,8 |
| | 60—70 | До 0,4 |
| Непереносимые | 10 | Более 1,6 |
| | 20—40 | " 1,2 |
| | 50 | " 0,8 |
| | 60—70 | " 0,4 |

динамического происхождения. По литературным данным, интенсивность аэродинамических шумов при больших мощностях двигателя в режиме форсажа может достигать 175—200 дБ при звуковом давлении до 7000 кг/м².

В зависимости от спектрального состава, интенсивности и длительности его воздействия шум может оказать прямое травмирующее действие, вызвать стойкие необратимые или обратимые изменения в организме человека. До недавнего времени считалось, что шум воздействует лишь на слуховой аппарат, понижая остроту слуха. Сейчас твердо установлено, что воздействие шума не ограничивается влиянием на слуховой аппарат человека. При достаточно длительном и интенсивном воздействии шума возникает ряд серьезных функциональных изменений в деятельности многих жизненно важных систем организма и в первую очередь центральной нервной системы. Изменения наблюдаются также и в состоянии сердечно-сосудистой системы. Все это в конечном счете может привести к снижению общей работоспособности организма.

Болевые ощущения в ушах возникают при уровне шума около 120 дБ. Если шум такой интенсивности воздействует непрерывно в течение 5—10 мин, может наступить значительная, хотя и временная потеря слуха. Человек может переносить уровни шумов без существенных функциональных нарушений, следующей интенсивности и длительности [6]:

| | | |
|--------|-----------|-------|
| 100 дБ | в течение | 8 час |
| 103 дБ | " | 4 " |
| 105 дБ | " | 2 " |
| 109 дБ | " | 1 " |

| | | |
|--------|-----------|--------|
| 112 дб | в течение | 30 мин |
| 115 дб | " | 15 " |
| 118 дб | " | 7—8 " |
| 121 дб | " | 3 " |
| 124 дб | " | 1,5 " |

Борьба против вредного воздействия шумов ведется двумя методами — индивидуальными и коллективными средствами защиты. Первые представляют собой различного рода устройства, защищающие ухо от непосредственного воздействия звуковой волны (противошумы разной конструкции, защитные шлемофоны). Они снижают шум на 10—15 дб. При современном уровне авиационных шумов такая защита явно недостаточна, не говоря уже о неудобствах пользования ею. Гораздо более эффективна коллективная защита — применение различных стационарных или передвижных инженерных устройств, способных рассеивать и поглощать звуковую энергию, излучаемую авиационным двигателем. В качестве типовых звукозаглушающих устройств применяют глушители трубчатого типа, имеющие звукопоглощающее внутреннее покрытие; сотовые глушители — пластинчатые или цилиндрические, устанавливаемые перпендикулярно к направлению входных и выходных каналов воздушно-газового потока.

Глава IV

СРЕДСТВА ПОЛУЧЕНИЯ КИСЛОРОДА И ПОГЛОЩЕНИЯ ВЫДЕЛЯЕМЫХ ЧЕЛОВЕКОМ В ПРОЦЕССЕ ДЫХАНИЯ УГЛЕКИСЛОГО ГАЗА И ВЛАГИ

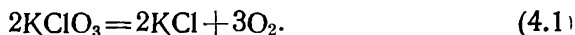
4.1. СРЕДСТВА ПОЛУЧЕНИЯ КИСЛОРОДА

При конструировании систем жизнеобеспечения для летательных аппаратов и скафандров большое значение имеет вес. Поэтому весьма важно при разработке систем выявить зависимость общего веса аппаратуры от веса источника кислорода, например, веса баллонов от фактически необходимого веса кислорода.

Работа над изысканием наиболее выгодных весовых соотношений ведется как в направлении изготовления более легких баллонов высокой прочности и увеличения рабочего давления в них, так и в направлении поиска новых источников кислорода и, в частности, на основе химических соединений, содержащих большое количество кислорода и легко отдающих его. В результате этих изысканий в первую очередь было обращено внимание на жидкий кислород.

Один килограмм жидкого кислорода дает до 800 л газообразного. В весовом отношении система на жидком кислороде имеет значительное преимущество над системой, работающей на газообразном кислороде: при равных запасах кислорода она весит в три раза меньше. Примерно такой же экономический эффект имеет и система, работающая на «брикетном» кислороде. Сжигание одного килограмма «брикетированного сухого кислорода» дает 200—250 л газообразного кислорода.

Во время горения брикета реакция происходит по формуле



Этот способ широкого применения не получил по следующим причинам: выделение кислорода не регулируется, он идет непрерывно до полного сгорания брикета, требуется специальный фильтр для очистки кислорода от других примесей.

В последнее время были найдены перекисные и надперекисные соединения щелочных металлов, которые содержат большее коли-

чество кислорода по сравнению с другими веществами. Работа с надперекисями является новой, и в этом направлении ведутся обширные исследования.

Получение кислорода из надперекисных соединений щелочных металлов

Большое внимание уделяется надперекисным соединениям щелочных металлов. Некоторые из них, помимо выделения кислорода, обладают свойством поглощать углекислоту и частично влагу. Считают, что наиболее эффективным веществом выделения кислорода является надперекись калия.

В настоящее время это вещество начало широко применяться в аппаратах регенеративных систем и особенно в системах жизнеобеспечения на космических кораблях.

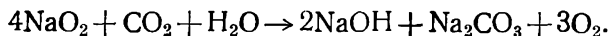
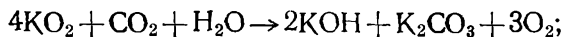
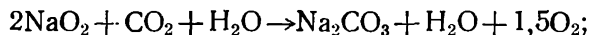
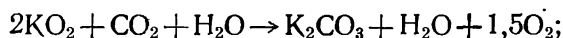
Содержание кислорода в некоторых перекисных соединениях щелочных металлов и поглотительная способность углекислоты приведены в табл. 4.1.

Таблица 4.1

Содержание кислорода в некоторых перекисных соединениях щелочных металлов и поглотительная способность углекислого газа

| Вещество | Количество активного кислорода | | Поглотительная способность по углекислому газу л/кг |
|---|--------------------------------|-------|--|
| | % | л/кг | |
| Перекись лития Li_2O_2 | 34,7 | 242 | 487 |
| Надперекись лития LiO_2 | 61,5 | 430 | 287 |
| Перекись натрия Na_2O_2 | 20,5 | 143 | 287 |
| Надперекись натрия NaO_2 | 43,6 | 305 | 203 |
| Озонид натрия NaO_3 | 56,3 | 394 | 158 |
| Перекись калия K_2O_2 | 14,5 | 101,5 | 203 |
| Надперекись калия KO_2 | 33,8 | 236 | 158 |
| Озонид калия KO_3 | 46,0 | 322 | 128,5 |

При действии CO_2 и H_2O реакция протекает следующим образом:



Для того чтобы обеспечить одного человека кислородом в течение часа и поглотить выделяемую им углекислоту, необходимо около 150 г надперекиси калия.

Система, работающая на надперекиси калия, весьма выгодна в конструкционном отношении, так как имеет малые вес и габариты

по сравнению с системами, использующими газообразный кислород в баллонах.

Расчет потребного количества надперекиси калия производится по следующей формуле:

$$G_p = \frac{Q_{O_2}}{q}, \quad (4.2)$$

где G_p — вес регенеративного вещества в кг;

Q_{O_2} — общее количество кислорода, необходимое одному человеку на весь полет, в л;

q — количество активного кислорода в регенеративном веществе в л/кг (берется из табл. 4.1).

Например: космонавту для полета в течение 10 суток требуется 7200 л кислорода. Определить необходимое количество надперекиси калия.

Берем по табл. 4.1 содержание активного кислорода в KO_2 — 236 л/кг.

Подставляя найденное значение в формулу (4.2), получим

$$G_p = \frac{7200}{236} = 30,5 \text{ кг.}$$

В зависимости от конструкции системы вес всей установки может составлять 40—45% от веса регенеративного вещества.

При тепловых расчетах регенеративной системы надо иметь в виду, что процесс регенерации протекает экзотермически, т. е. с выделением тепла. Поэтому приближенный расчет выделенного тепла регенеративным веществом можно производить, исходя из количества выделенного кислорода.

Далее определяют потери тепла в окружающую среду и на нагрев проходящего воздуха методом обычных теплотехнических расчетов. Здесь необходимо учесть, что теплоемкость вещества составляет 0,2 ккал.

При работе установки в условиях отрицательной температуры в процессе регенерации выделение кислорода снижается. Практикой показано, что если выдыхаемый человеком воздух будет подаваться непосредственно в установку, т. е. прямо в регенеративный патрон, то последняя может работать при температуре до -15°C без специального обогрева.

Если установка работает в условиях низких температур, то фактическое эффективное время действия снижается на 30—35%, т. е. меньше расчетного для нормальных условий.

Для работы в регенеративных патронах надперекись калия применяется в форме пластин либо в ином виде с примесью волокнистого асбеста. Следует отметить, что регенеративные установки с надперекисью калия при нормальных условиях (давление 760 мм рт. ст. и температура 15°C) обеспечивают достаточное содержание кислорода в воздухе. Надперекись калия широко при-

держивается в космических кораблях, где давление в кабине поддерживается близко к нормальному (760 мм рт. ст.), или в подводных лодках.

В герметических кабинах или капсулах летательных аппаратов давление поддерживается обычно меньше $0,5 \text{ кг/см}^2$. В этом случае к регенеративным системам необходимо иметь дополнительный источник кислорода, за счет которого можно быстро повышать и поддерживать более высокое процентное содержание кислорода в воздухе, для создания потребного парциального давления кислорода.

Комбинированные регенерационные системы, работающие на надперекисных соединениях и газообразном (или жидком) кислороде, уже применяются.

Получение кислорода путем электролиза воды

Метод получения кислорода при помощи электролиза воды является простым и давно известным. Он широко освещается в зарубежной литературе [40], где отмечается простота его и преимущества перед другими методами. Источником электроэнергии в этом случае могут быть солнечные батареи. Водород, выделяемый при этом методе, предполагается отводить в пространство или же использовать в качестве хладагента в системе охлаждения.

Весьма возможно, что данный метод получения кислорода окажется одним из наиболее перспективных для продолжительных космических полетов.

Весьма возможно, что данный метод получения кислорода окажется одним из наиболее перспективных для продолжительных космических полетов.

В табл. 4.2 приведены данные, характеризующие метод получения кислорода по времени до 10 суток на одного человека.

Таблица 4.2

Количество воды и потребляемая мощность
для получения кислорода методом электролиза воды

| Время в сутках | Потребное количество кислорода для одного человека л | Количество воды кг | Потребляемая мощность вт |
|-------------------|---|--------------------------|--------------------------------|
| 1 | 720 | 1,25 | 250 |
| 2 | 1440 | 2,5 | 500 |
| 4 | 2880 | 5 | 1000 |
| 6 | 4320 | 7,5 | 1500 |
| 8 | 5760 | 10 | 2000 |
| 10 | 7200 | 12,5 | 2500 |

Примечание. В расчете для весовых характеристик принято, что для человека в сутки требуется 1 кг кислорода, который получаем из 1,25 кг воды, при этом в среднем затрачивается мощность 250 вт.

Получение кислорода из углекислого газа путем фотолиза

Среди прочих источников кислорода для экипажей космических кораблей определенный интерес представляет метод (Hess V. F. [40]) восстановления O_2 , основанный на разложении выделяемой человеком CO_2 путем фотолиза при облучении ультрафиолетовыми лучами и катализа. Исследованиями показано, что под воздействи-

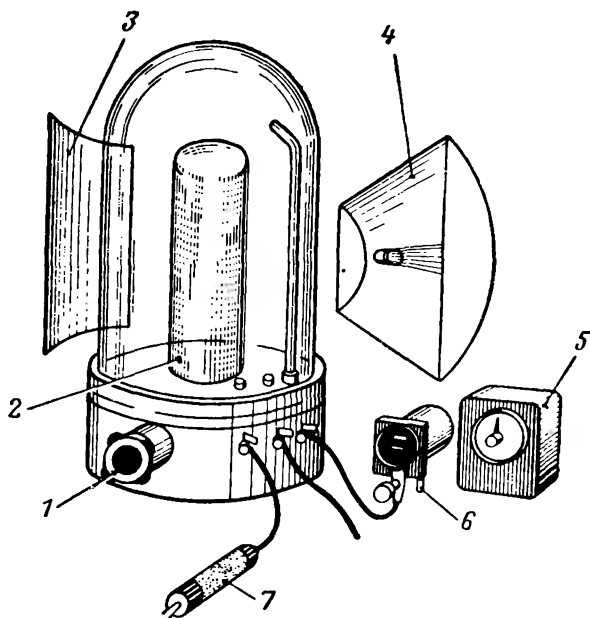


Рис. 4.1. Аппарат для получения кислорода посредством фотолиза углекислоты с помощью ультрафиолетовой радиации в присутствии катализатора (меди): 1 — высотомер; 2 — медная сетка; 3 — алюминиевый рефлектор; 4 — источник ультрафиолетовых лучей; 5 — часы; 6 — вакуумный насос; 7 — пробоотбиратель сухого газа

ем ультрафиолетовых лучей длиной 1710 \AA углекислый газ разлагается на окись углерода (CO) и кислород. Процесс разложения наиболее успешно протекает при давлении около 300 мм рт. ст. и небольшой влажности в присутствии медного катализатора (медная сетка). Высказывается предположение, что образующаяся в процессе фотолиза окись углерода (CO), вступая в реакцию с озоном, который возникает под действием ультрафиолетового облучения кислорода, превращается в двуокись углерода (CO_2).

На рис. 4.1 показана экспериментальная установка для фотолиза CO_2 , а на рис. 4.2 приведены результаты одного из экспериментов.

Можно видеть, что с помощью медного катализатора и ультрафиолетовой радиации через 60 мин достигается уменьшение CO_2 на 15 объемных процентов и среднее увеличение O_2 на 9 объемных процентов. Поскольку в каждом эксперименте бралось только 50% чистой углекислоты, фактическое увеличение кислорода можно считать в два раза большим.

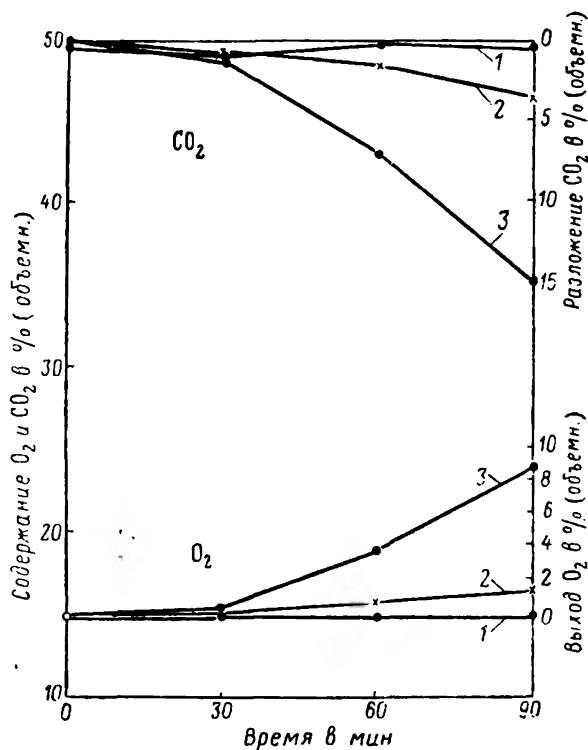


Рис. 4.2. Данные трех способов разложения CO_2 : 1 — с помощью меди; 2 — с помощью только ультрафиолетовых лучей; 3 — с помощью ультрафиолетовых лучей в присутствии катализатора меди

Получение кислорода путем биологической регенерации с помощью простейших водорослей

Одним из наиболее вероятных источников кислорода для космических полетов длительностью более 30—40 суток может, очевидно, явиться система биологической регенерации с помощью простейших водорослей вида хлореллы. Во всяком случае, в этом направлении в настоящее время ведутся интенсивные исследования, в итоге которых уже получены вполне обнадеживающие результаты. На основании теоретических расчетов и экспериментальных данных считают, что 2,5 кг хлореллы на одного члена экипажа

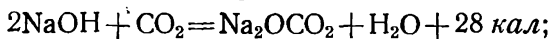
жа будет достаточно для удовлетворения потребности в кислороде. Производительность хлореллы, различных ее штаммов, различна, зависит от интенсивности и спектрального состава светового потока, температуры, а также концентрации углекислоты в воздухе, которым аэрируется культура. Удельная производительность одного литра суспензии (взвеси) хлореллы колеблется в пределах 40–70 л O₂ в сутки. По другим данным, около 90–100 л с одного квадратного метра поверхности в сутки.

4.2. ХИМИЧЕСКИЕ ВЕЩЕСТВА, ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ ДЛЯ ПОГЛОЩЕНИЯ УГЛЕКИСЛОГО ГАЗА И ВЛАГИ

Химические вещества для одновременного поглощения из воздуха углекислого газа и влаги.

Важным звеном регенерации атмосферы в гермокабине летательных аппаратов и скафандров является постоянное удаление углекислоты и влаги, выделяемых человеком в процессе дыхания.

Поглощать углекислоту может ряд щелочей: едкий калий и натрий, гидрат окиси кальция. Взаимодействие углекислоты со щелочами идет по следующим формулам:



Указанные реакции щелочей с углекислотой — экзотермические, т. е. сопровождаются выделением тепла, следствием чего является неизбежное нагревание воздуха, проходящего через регенеративные патроны.

Основными недостатками чистых гидратов являются их гигроскопичность и способность расплываться при поглощении влаги. В результате выделения тепла поглотитель «спекается», образуя большие комки, препятствующие свободному прохождению воздуха через патроны, вследствие чего возрастает сопротивление потоку воздуха. По этим причинам они не нашли широкого применения.

Можно использовать в качестве поглотителя CO₂ гидрат окиси кальция Ca(OH)₂.

Коэффициент поглощения для Ca(OH)₂ составит

$$\frac{\text{CO}_2}{\text{Ca}(\text{OH})_2} = \frac{44}{74} = 0,59,$$

где 44 и 74 — молекулярные веса соединений.

Главным препятствием к применению данного сорбента явилось его быстрое и сильное слипание под действием влаги. В ре-

результате длительных изысканий был найден такой состав химического поглотителя, который не расплавляется и выделяет мало тепла. Он назван химическим поглотителем известковым (ХПИ). Его состав в процентах:

| | |
|---|--------|
| Ca (OH) ₂ | 76,00% |
| Mn SO ₄ | 2,66% |
| Fe (OH) ₃ + Al (OH) ₃ | 1,20% |
| Na OH | 1,83% |
| Влага | 18,31% |
| <hr style="width: 50%; margin-left: auto; margin-right: 0;"/> | |
| И т о г о | 100% |

Наличие ряда соединений (Mn SO₄; Al; Fe и т. д.), играющих роль катализаторов и цементирующих веществ, препятствует спеканию поглотителя.

Химический известковый поглотитель прост в эксплуатации и широко применяется в качестве поглотителя углекислоты для регенеративных систем непродолжительного действия, применяемых в скафандрах, герметических кабинах летательных аппаратов, гондолах стратостата и в респираторах, т. е. горноспасательных аппаратах.

Рассчитаем потребное количество ХПИ для поглощения CO₂, выделяемого одним человеком в течение 24 час.

Приняв, что человек в среднем при дыхании может выделять около 30 л/час углекислого газа, определим общее количество CO₂ в весовых единицах при температуре выдыхаемого воздуха 37° С (удельный вес углекислоты γ = 1,97 г/л):

$$G_{CO_2} = 30 \cdot 24 \cdot 1,97 \frac{273}{273 + 37} = 1250 \text{ г.}$$

В соответствии с реакцией поглощения найдем потребное количество ХПИ для поглощения 1250 г CO₂ по следующей формуле:

$$G_{\text{хпи}} = \frac{G_{CO_2}}{\varphi \xi}, \quad (4.3)$$

где $G_{\text{хпи}}$ — количество поглотителя ХПИ в г;

G_{CO_2} — количество выделенной человеком углекислоты в г;

φ — коэффициент поглощения для ХПИ, равный 0,59;

ξ — коэффициент использования поглотителя, зависящий от примеси в нем углекислых солей и от конструкции патрона. Из практики он берется равным 0,45.

После подстановки получим

$$G_{\text{хпи}} \frac{1250}{0,59 \cdot 0,45} = 4,8 \text{ кг.}$$

Расчет показывает, что вес ХПИ, использованного для длительных космических полетов в регенеративной системе, будет большим.

Для сорбции водяных паров в регенеративных системах широко применяется силикагель.

Силикагель SiO_2 — ангидрид кремниевой кислоты, пористого строения, с сильно развитой внутренней поверхностью. Это твердые стекловидные или матовые зерна, обладающие большой гидрофильностью. Их получают при взаимодействии растворов силиката натрия (растворимого стекла) с серной или соляной кислотой. Образующийся золь коагулирует в гель, последний отмывают от электролитов (солей, избытка кислоты), сушат, дробят и рассеивают по фракциям.

Различают мелкопористый силикагель с радиусом пор около 15 Å и крупнопористый с радиусом пор более 50 Å. Крупнопористый силикагель обладает меньшей интенсивностью абсорбции, но имеет большую способность к поглощению при высоких парциальных давлениях паров и газов, чем мелкопористый.

Мелкопористый силикагель используют для поглощения паров воды из воздуха при малой влажности, а также для сорбции некоторых других паров и газов. Крупнопористый силикагель применяют преимущественно для сорбции паров и газов при высоком их содержании, а также для очистки некоторых жидкостей (осветления минеральных масел, керосина, сырого бензола, очистки нефтяных погонов от сернистых соединений и др.). По истощении абсорбционной способности силикагель может быть восстановлен путем продувки через него горячего воздуха или сушики.

В зависимости от формы зерна мелкопористый и крупнопористый силикагель разделяется на кусковой и гранулированный.

В табл. 4.3 приведены данные о поглощающей способности ХПИ и силикагеля.

Таблица 4.3

Данные о поглощающей способности ХПИ и силикагеля

| Поглотитель | Поглощающая способность 1 кг л | Содержание CO_2 в 1 г ХПИ см^3 | Содержание влаги % | Размер зерен мм | Удельный вес (средний) г/см^3 |
|------------------------------|--------------------------------------|--|--------------------------|-----------------------|---|
| ХПИ—поглотитель углекислоты | 120—150 | 10—15 | 16—21 | 3—4 | 0,88 |
| Силикагель—поглотитель влаги | 350—400 | — | 0,2—0,4 | 2,5—3 | 0,7 |

Определение количества ХПИ для регенеративного скафандра и размеров регенеративных патронов [38]

Определение количества ХПИ

Определим количество ХПИ, необходимое для шестичасового полета человека в скафандре. В соответствии с физиологическими

дормами примем, что пилот за 1 час выделит 36 л углекислоты, следовательно, за 6 час это составит 216 л.

Выразив выделенную человеком за 6 час CO_2 в весовых единицах при температуре выдыхаемого воздуха 37°C и удельном весе углекислоты $\gamma = 1,97$, получим

$$G_{\text{CO}_2} = 216 \cdot 1,97 \frac{273}{273 + 37} = 374 \text{ г.}$$

По формуле (4.3) найдем потребное количество ХПИ для поглощения 374 г углекислоты

$$G_{\text{ХПИ}} = \frac{374}{0,59 \cdot 0,45} = 1400 \text{ г.}$$

Коэффициент использования поглотителя зависит от примеси углекислых солей, конструкции патрона и условий работы. Обычно его принимают равным от 40 до 50%. Для нашего случая мы взяли коэффициент 0,45.

Поскольку процесс поглощения углекислоты происходит с выделением тепла, определим количества этого тепла:

$$x_t = \frac{374 \cdot 19}{44} = 161 \text{ кал.}$$

Количество ХПИ можно приближенно определить по табл. 4.3.

Поглощающая способность 1 кг ХПИ по этой таблице составляет 150 л, следовательно, нужное количество ХПИ будет равно

$$G_{\text{ХПИ}} = \frac{1 \cdot 216}{150} = 1,39 \text{ кг.}$$

К полученному по расчету количеству ХПИ рекомендуется добавить 20—40% в качестве запаса для увеличения надежности, а также с учетом неравномерности поглощения CO_2 при изменении температуры и других факторов, влияющих на процесс поглощения.

Подобным же образом можно определить и количество силикагеля, необходимое для поглощения влаги. Принимают, что летчик в скафандре за 1 час может выделить 70 г влаги, за 6 час — 420 г. По табл. 4.3 1 кг силикагеля поглощает 400 г влаги, следовательно, необходимое нам количество силикагеля будет:

$$G_{\text{сил}} = \frac{1 \cdot 420}{400} = 1,05 \text{ кг.}$$

По весовым данным поглотителей CO_2 и влаги можно определить размеры патронов для регенеративных систем.

Определение размеров регенеративных патронов

При определении размеров патронов для регенеративных систем необходимо учитывать следующее:

1. Высота патрона не должна быть меньше 150 мм.

2. Вентиляция на каждый квадратный сантиметр поверхности сечения патрона должна быть от 0,20 до 0,55 л/мин, так как при большей объемной скорости вентиляции поглощение углекислоты ухудшается.

Пример. Пусть требуется иметь патрон с количеством ХПИ 1400 г; с учетом запаса в 30% получим всего 1820 г ХПИ. Берем средний удельный вес ХПИ равным 0,88. Задаемся высотой патрона $h=180$ мм.

Определяем объем V поглотителя:

$$V_{\text{ХПИ}} = \frac{1820}{0,88} = 2070 \text{ см}^3.$$

Площадь сечения патрона будет

$$S = \frac{2070}{18} = 115 \text{ см}^2.$$

Определяем диаметр патрона:

$$S = \frac{\pi d^2}{4}, \text{ откуда } d = \sqrt{\frac{4S}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 115}{3,14}} = 12 \text{ см}.$$

Определим объемную вентиляцию на 1 см^2 поверхности ХПИ (вентиляция скафандра примем 50 л/мин):

$$\frac{50}{115} = 0,43 \text{ л/мин на } 1 \text{ см}^2.$$

Результаты испытания рассмотренной в примере регенеративной системы приведены в табл. 4.4.

Таблица 4.4

Данные испытания регенеративной системы скафандра с поглотителем углекислоты ХПИ в лабораторных условиях

| Время испытания мин | Температура воздуха в скафандре °С | Относительная влажность воздуха в % | | Химический состав воздуха в % | | | | Давление в скафандре мм рт.ст. |
|------------------------|------------------------------------|-------------------------------------|-------------------------|-------------------------------|-----------------|-------------------------|-----------------|--------------------------------|
| | | входящего в скафандр | выходящего из скафандра | входящего в скафандр | | выходящего из скафандра | | |
| | | | | O ₂ | CO ₂ | O ₂ | CO ₂ | |
| 60 | 18,5 | 13 | 80 | 84,8 | 0 | 84,2 | 0 | 154 |
| 120 | 19,0 | 13 | 80 | 92,7 | 0 | 89,2 | 0,8 | 204 |
| 180 | 19,0 | 12 | 80 | 95,7 | 0 | 95,2 | 1,1 | 200 |
| 210 | 18,5 | 13 | 82 | 96,5 | 0 | 96,2 | 0,8 | 180 |
| 240 | 18,5 | 16 | 80 | 97,2 | 0 | 96,2 | 1,2 | 180 |
| 270 | 19,5 | 24 | 80 | 97,4 | 0,1 | 96,2 | 0,8 | 210 |
| 315 | 20,0 | 25 | 80 | 97,2 | 0,1 | 96,2 | 0,6 | 220 |

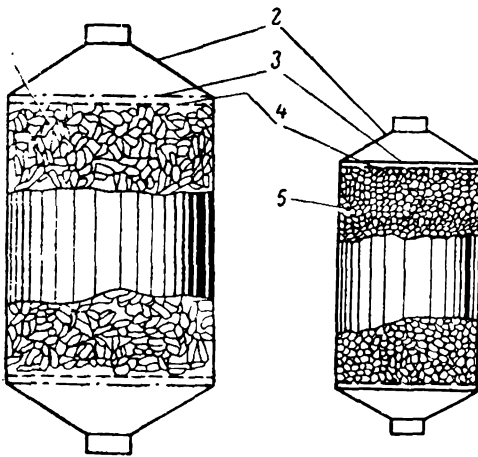


Рис. 4.3. Схема регенеративных патронов:
 1 — ХПИ; 2 — крышка; 3 — решетка; 4 — сетка;
 5 — силикагель

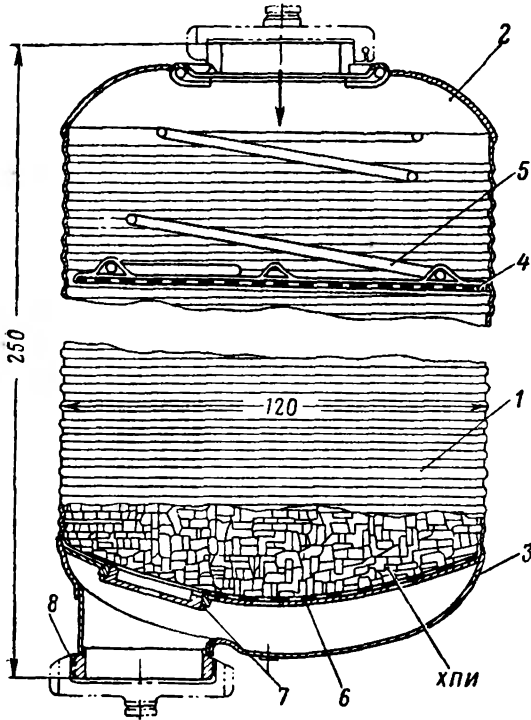


Рис. 4.4. Схема регенеративного патрона рес-
 пиратора «Лугаиск-2»:

1 — гофрированная обечайка; 2 — верхняя крышка;
 3 — нижняя крышка; 4 — подвижная сетка; 5 — пружи-
 на; 6 — неподвижная сетка; 7 — резьбовая пробка;
 8 — штуцер

Обычно патроны для регенеративных систем делают круглой или эллиптической формы из луженой жести толщиной 0,3 мм. Крышка патрона после набивки вещества припаивается припосолова. Примерная схема патронов для ХПИ и силикагеля приведена на рис. 4.3. Кроме таких патронов, имеются патроны переснаряжающего типа, которые намного удобнее в эксплуатации.

На рис. 4.4 приведена конструкция регенеративного патрона респиратора «Луганск-2». Регенеративный патрон имеет цилиндрическую гофрированную обечайку 1, к которой припаивается верхняя крышка 2 и нижняя крышка 3. Гофрированная обечайка повышает жесткость патрона и, увеличивая его поверхность, улучшает условия охлаждения при работе системы.

В верхней части патрона находится подвижная сетка 4 с пружиной 5, предназначенная для уплотнения химпоглотителя.

Нижняя часть патрона имеет неподвижную сетку 6 с отверстием для снаряжения патрона ХПИ, закрываемого резьбовой пробкой 7. Емкость патрона 2150 г химпоглотителя. Этот регенеративный патрон может обеспечить поглощение CO_2 в течение 6—12 час.

Регенеративный патрон подобной конструкции может быть использован при разработке системы лунного скафандра.

Литиевый поглотитель углекислого газа

Литиевый поглотитель имеет преимущество по сравнению с ХПИ. Один килограмм литиевого поглотителя в зависимости от условий работы может поглотить 350—400 л углекислоты.

В настоящее время, судя по литературным данным, ведутся работы по уменьшению его объема и гидравлического сопротивления. В системах жизнеобеспечения он применяется в сочетании со сжатым или жидким кислородом [33].

Приведем ориентировочный расчет весовых данных литиевого поглотителя для приведенных уже ранее условий полета (10 суток, один член экипажа), приняв при этом, что человек выделяет углекислоты 25 л/час.

За время полета в течение 10 суток человек выделит следующее количество углекислоты:

$$G_{\text{CO}_2} = 25 \cdot 24 \cdot 10 = 6000 \text{ л.}$$

Вес литиевого поглотителя G_L в кг определяем по формуле

$$G_L = \frac{Q_{\text{CO}_2}}{q} + \frac{Q_{\text{CO}_2}}{q} \varphi, \quad (4.4)$$

где Q_{CO_2} — количество CO_2 в л;

q — поглотительная способность литиевого поглотителя в л/кг;

φ — коэффициент запаса поглотителя (берется 10%).

После подстановки получаем вес поглотителя

$$G_L = \frac{6000}{350} + \frac{6000}{350} \cdot 0,1 = 19 \text{ кг.}$$

Вес патрона на основании опытных данных берется равным около 50—60% от веса поглотителя.

В нашем случае это составит

$$G_{\text{п}} = 19 \cdot 0,6 = 11 \text{ кг.}$$

Общий вес поглотителя с патроном будет равен:

$$G_{\text{общ}} = 19 + 11 = 30 \text{ кг.}$$

Объем патрона $V_{\text{п}}$ определяется по формуле

$$V_{\text{п}} = \frac{G_L}{\gamma_L} \text{ л,} \quad (4.5)$$

где G_L — количество поглотителя в кг;

γ_L — удельный вес поглотителя (берется 0,75—0,85).

Подставляя цифровое значение, получаем

$$V_{\text{п}} = \frac{19}{0,8} \approx 25 \text{ л.}$$

Поскольку процесс поглощения CO_2 литиевым поглотителем не сопровождается выделением кислорода, убыль O_2 вследствие потребления его человеком должна быть восполнена в системе за счет других источников. Обычно это достигается использованием запасов сжатого газообразного или жидкого кислорода.

Общие весовые характеристики системы регенерации с использованием литиевого поглотителя и газообразного кислорода для нашего случая будут определяться потребным количеством кислорода, весом баллонов, газификаторов и самого литиевого поглотителя.

Потребное количество кислорода вместе с неучитываемым запасом его 20% составит:

$$7200 + 7200 \cdot 0,2 = 8640 \text{ л.}$$

Емкость баллонов при рабочем давлении p_6 , равном 150 и 200 кг/см^2 , будет составлять

$$V_{61} = \frac{8640}{150} = 57,6 \text{ л;} \quad V_{62} = \frac{8640}{200} = 43,2 \text{ л.}$$

Баллоны берем из легированной стали объемом 150 и 200 л, ГОСТ 949—57* (см. табл. 4.8).

Количество и вес баллонов при $p_6 = 150 \text{ кг/см}^2$: для $V_6 \approx 58 \text{ л}$ берем 5 баллонов емкостью по 10 л и один емкостью 8 л

$$G_6 = 5 \cdot 11,3 + 9,3 = 65,8 \text{ кг.}$$

Вес баллонов с кислородом будет составлять

$$G_6 + G_{O_2} = 65,8 + 11,65 = 77,5 \text{ кг.}$$

Количество и вес баллонов при $p_6 = 200 \text{ кг/см}^2$: для $V_6 = 43$ берем 5 баллонов емкостью по 8 л и один баллон емкостью 3 л.

$$G_6 = 5 \cdot 12,1 + 5 = 65,5 \text{ кг.}$$

Вес баллонов с кислородом будет составлять

$$G_6 + G_{O_2} = 65,5 + 12,2 = 77,7 \text{ кг.}$$

Вес и объем литиевого поглотителя соответственно расчету, приведенному выше, составит

$$G_n = 30 \text{ кг; } V_n = 25 \text{ л.}$$

Общий вес и объем поглотителя и баллонов с кислородом будет составлять

$$G_{\text{общ}} = 30 + 77,7 = 107,7 \text{ кг;}$$

$$V_{\text{общ}} = 25 + 43 = 68 \text{ л.}$$

Примечание. В нашем примере баллоны взяты малой емкости — до 12 л, так как их удобно крепить в любом месте, особенно шарообразные. Шарообразные и цилиндрические баллоны подбираются также по табл. 4.8 и 4.9.

В табл. 4.5 приведены характеристики весовых данных литиевой регенеративной части системы и агрегатов источника кислорода. Из всех источников кислорода имеет меньший вес регенеративное вещество надперекись лития, так как она поглощает CO_2 и выделяет кислород, поэтому не требует дополнительного источника кислорода.

Таблица 4.5

Весовые характеристики литиевого поглотителя и источников кислорода для обеспечения человека при полете в течение 10 суток

| Название | Литиевый поглотитель | Вес баллонов с кислородом | | Вес газификатора с жидким кислородом | Вес регенеративного вещества с патроном |
|----------|----------------------|---|---|--------------------------------------|---|
| | | с рабочим давлением 150 кг/см^2 | с рабочим давлением 200 кг/см^2 | | |
| Вес в кг | 30 | 77,8 | 77,7 | 28 | 50 |

4.3. ФИЗИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ УДАЛЕНИЯ ИЗ ВОЗДУХА УГЛЕКИСЛОГО ГАЗА

1. Метод вымораживания CO_2 . Углекислота может быть конденсирована таким же образом, как и пары воды. С понижен-

м атмосферного давления понижается и температура замерзания CO_2 . Например, температура замерзания углекислоты при нормальном атмосферном давлении — 78°C , а при давлении $0,15 \text{ ат}$ понижается до -100°C .

Кислород и азот при такой температуре может быть еще в жидком состоянии. На этом принципе возможно разделение газов путем обратного испарения азота и кислорода до наступления ресублимации CO_2 . Однако для охлаждения всего циркулирующего газа до такой низкой температуры потребуются различные сложные устройства и большие энергетические затраты.

Имеется и другая возможность: предварительное сжатие воздуха и последующее вымораживание углекислоты. Удаление CO_2 по этому методу в принципе вполне возможно, но это связано с большими расходами энергетических ресурсов, тем более, что компрессии нужно будет подвергнуть объем воздуха в 100 раз больше по сравнению с объемом самой углекислоты.

2. Метод диффузии. Другим физическим методом является метод диффузии углекислоты через пористую мембрану при соответствующей скорости воздуха. При этом методе потребуются довольно сложная каскадная диффузионная система, в которую должны входить насосы с большой производительностью. В связи со сложностью этот метод не может быть использован на космических станциях.

3. Метод молекулярного удаления CO_2 . Этот метод является более перспективным. Синтетические цеолиты (группа минералов водных алюмосиликатов) обладают свойством поглощать CO_2 и другие газы в жидкости. Метод основан на улавливании молекул газа или жидкости мелкими порами цеолитовой решетки. Выпускаются два типа так называемых молекулярных сит Линде, имеющих хорошо калиброванные поры диаметром 4 \AA или 5 \AA .

Абсорбированные газы могут быть легко выделены нагреванием. Конструктивно молекулярные сита оформляют в специальных цеолитовых патронах высотой 760 мм и диаметром 200 мм . Цеолитовый патрон содержит около 18 кг молекулярных сит Линде с диаметром отверстий 4 \AA . Такой патрон может поддерживать концентрацию CO_2 в кабине на уровне 1% и ниже при составе экипажа из $4-6$ человек.

Поглощение CO_2 происходит интенсивно при нормальной и низкой температурах. По окончании известного срока работы (около 6 час) патроны должны отключаться от системы кондиционирования без нарушения герметичности и сообщаться с внешней средой для удаления CO_2 , патрон подвергается подогреву. Под действием высокой температуры CO_2 улетучивается. В качестве источника тепла в космическом полете, очевидно, можно будет использовать солнечную энергию, для чего можно воспользоваться параболическим вращающимся зеркалом и т. п.

4. Метод растворения CO_2 . Этот метод мало пригоден для использования на летательных аппаратах. Он основан на поглощении CO_2 моноэтаноламином или жидким раствором едкого кали. Сущность его заключается в следующем. Воздух из кабины, содержащий CO_2 , подается в установку снизу (бак с решетками и т. п.) в которой находятся распыленные и охлажденные химикаты, поглощающие углекислоту. Затем воздух направляется в сепаратор для удаления пылеобразных примесей, после этого вновь поступает в кабину. Углекислота, оставшаяся в установке, собирается, сжимается до жидкой фазы и затем выбрасывается за борт.

4.4. МЕТОДЫ РАСЧЕТА ЗАПАСА КИСЛОРОДА И ЕМКОСТЕЙ ГАЗИФИКАТОРОВ И БАЛЛОНОВ ДЛЯ ХРАНЕНИЯ КИСЛОРОДА

Запас кислорода находится на самолете либо в сжатом состоянии в баллонах, либо в жидком виде в специальных приборах — газификаторах.

В баллонах сжатый кислород транспортируется и хранится под давлением 150 ат. В настоящее время начали применяться кислородные баллоны для рабочего давления 200 и 520 ат. Например, в космическом корабле «Меркурий» для системы жизнеобеспечения были применены кислородные баллоны с рабочим давлением 520 кг/см².

Запас кислорода рассчитывается в зависимости от длительности полета и количества членов экипажа (табл. 4.6).

При расчете запаса кислорода необходимо учитывать следующие обстоятельства, влияющие на величину расхода кислорода (в сторону ее повышения):

- а) изменение давления в баллоне в связи с изменением температуры (табл. 4.7);
- б) неполную герметичность трубопроводов (возможны незначительные утечки).

Далее, надо учитывать, что по правилам эксплуатации самолетных кислородных и других видов баллонов в них должен оставаться неиспользуемый остаток давления 10 ат.

Количество кислорода в баллоне выражается обычно в литрах, приведенных к давлению 760 мм рт. ст. при температуре 20° С, и определяется путем умножения емкости баллона на давление кислорода в нем.

Если баллоны на самолете установлены вне герметической кабины, где температура может быть отрицательная, то давление кислорода в баллоне падает. Поэтому при расчете количества кислорода в баллоне на высоте необходимо брать давление, исправленное с учетом снижения температуры.

Изменение давления кислорода в баллоне в зависимости от окружающей температуры приведено в табл. 4.7.

Расход кислорода для одного члена экипажа в зависимости от длительности полета и потребления в 1 мин

| Потребление кислорода в 1 мин л | Расход кислорода в течение | | | | | | | | | | | | | | | | | |
|---------------------------------|----------------------------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|----------|---------|--|--|--|--|
| | 1 час | | 1 сутки | | 2 суток | | 4 суток | | 6 суток | | 8 суток | | 10 суток | | | | | |
| | л | кг | л | кг | л | кг | л | кг | л | кг | л | кг | л | кг | | | | |
| 0,5 | 30 | 0,0426 | 720 | 1,0224 | 1440 | 2,0448 | 2880 | 4,0896 | 4320 | 6,134 | 5760 | 8,179 | 7200 | 10,224 | | | | |
| 0,8 | 48 | 0,06816 | 1152 | 1,6358 | 2304 | 3,2717 | 4608 | 6,5434 | 6912 | 9,815 | 9216 | 13,087 | 11520 | 16,358 | | | | |
| 1,0 | 60 | 0,0852 | 1440 | 2,0448 | 2880 | 4,0896 | 5760 | 8,1792 | 8640 | 12,269 | 11520 | 16,358 | 14400 | 20,448 | | | | |
| 1,5 | 90 | 0,1278 | 2160 | 3,0672 | 4320 | 6,1344 | 8640 | 12,2688 | 12960 | 18,403 | 17280 | 24,538 | 21600 | 30,672 | | | | |
| 2,0 | 120 | 0,1704 | 2880 | 4,0896 | 5760 | 8,1792 | 11520 | 16,3584 | 17280 | 24,538 | 23040 | 32,717 | 28800 | 40,896 | | | | |
| 2,5 | 150 | 0,213 | 3600 | 5,112 | 7200 | 10,224 | 14400 | 20,448 | 21600 | 30,672 | 28800 | 40,895 | 36000 | 51,120 | | | | |
| 3,0 | 180 | 0,2556 | 4320 | 6,1344 | 8640 | 12,2688 | 17280 | 24,5376 | 25920 | 36,806 | 34560 | 49,075 | 43200 | 61,344 | | | | |
| 3,5 | 210 | 0,2982 | 5040 | 7,1568 | 10080 | 14,3136 | 20160 | 28,6272 | 30240 | 42,941 | 40320 | 57,254 | 50400 | 71,568 | | | | |
| 4,0 | 240 | 0,3408 | 5760 | 8,1792 | 11520 | 16,3584 | 23040 | 32,7168 | 34560 | 49,075 | 46080 | 65,434 | 57600 | 81,792 | | | | |
| 4,5 | 270 | 0,3834 | 6480 | 9,2016 | 12960 | 18,403 | 25920 | 36,8064 | 38880 | 55,210 | 51840 | 73,613 | 64800 | 92,016 | | | | |
| 5,0 | 300 | 0,426 | 7200 | 10,224 | 14400 | 20,448 | 28800 | 40,896 | 43200 | 61,344 | 57600 | 81,792 | 72000 | 102,210 | | | | |
| 6,0 | 360 | 0,5112 | 8540 | 12,2688 | 17280 | 24,5376 | 34560 | 49,075 | 51840 | 73,613 | 69120 | 98,150 | 85400 | 122,688 | | | | |
| 7,0 | 420 | 0,5964 | 10080 | 14,3136 | 20160 | 28,627 | 40320 | 57,254 | 60480 | 85,882 | 80640 | 114,509 | 100800 | 143,136 | | | | |
| 8,0 | 480 | 0,6816 | 11520 | 16,3584 | 23040 | 32,7168 | 46080 | 65,434 | 69120 | 98,150 | 92160 | 130,867 | 115200 | 163,584 | | | | |
| 9,0 | 540 | 0,7668 | 12960 | 18,4032 | 25920 | 36,8064 | 51840 | 73,613 | 77760 | 110,419 | 103680 | 147,226 | 129600 | 184,032 | | | | |
| 10 | 600 | 0,852 | 14400 | 20,448 | 28800 | 40,896 | 57600 | 81,792 | 86400 | 122,688 | 115200 | 163,584 | 144000 | 204,480 | | | | |

| Высота м | Температура °С | Давление в ат | | Высота м | Температура °С | Давление в ат | |
|----------|----------------|---------------------------|--------------------------|----------|----------------|---------------------------|--------------------------|
| | | баллоны высокого давления | баллоны низкого давления | | | баллоны высокого давления | баллоны низкого давления |
| 0 | 35 | 157,6 | 31,52 | 5500 | -20 | 129,5 | 25,90 |
| 0 | 30 | 155,1 | 31,02 | 6000 | -24 | 127,5 | 25,5 |
| 0 | 25 | 152,5 | 30,50 | 7000 | -30,5 | 124,1 | 24,82 |
| 0 | 20 | 150,0 | 30,0 | 8000 | -37 | 120,8 | 24,16 |
| 0 | 15 | 147,4 | 29,48 | 8500 | -40 | 119,2 | 23,84 |
| 0 | 10 | 144,9 | 28,98 | 9000 | -43,5 | 117,4 | 23,48 |
| 0 | 5 | 142,3 | 28,46 | 10000 | -50 | 114,2 | 22,84 |
| 1500 | 0 | 139,8 | 27,96 | 11000 | -56,5 | 110,8 | 22,66 |
| 2000 | -5 | 137,2 | 27,44 | До 20000 | -60 | 109,0 | 21,80 |
| 3000 | -10 | 134,6 | 26,92 | | -65 | 106,5 | 21,30 |
| 4000 | -11 | 134,1 | 26,98 | | -70 | 104,0 | 20,80 |

Нормальным давлением в баллоне считается 150 ат при температуре 20° С.

Расчет производим по формуле

$$P_H = \frac{P_0 T_H}{T_0}, \quad (4.6)$$

где

P_H — давление в баллоне на высоте H ;

P_0 — давление в баллоне при нормальной температуре;

T_H — температура на высоте в абсолютной шкале;

T_0 — температура в наземных условиях в абсолютной шкале

Следует иметь в виду, что эта формула выведена для идеальных газов. Расчет кислорода, как реального газа несколько отличается от расчета по этой формуле.

Внутренний объем баллона называют емкостью и выражают в литрах. Емкость баллона V_6 можно определить по формуле

$$V_6 = 0,001 \left(\pi r^2 h + \frac{4}{3} \pi r^3 \right) \text{ л}, \quad (4.7)$$

где

r — внутренний радиус баллона в см;

h — высота цилиндрической части баллона в см.

В табл. 4.8 приведена характеристика баллонов различной емкости с рабочим давлением на 200 кг/см², а в табл. 4.9 — характеристика баллонов с рабочим давлением на 150 и 30 кг/см². На рис. 4.5 приведен общий вид баллонов различной емкости, работающих под давлением 150 и 30 кг/см².

Надо иметь в виду, что в случае повреждения баллона метеоритом возникающая на космическом корабле быстрая утечка газа

Характеристики стальных баллонов для рабочего давления 200 кг/см²
(ГОСТ 949—57 *)

| Емкость баллона л | Диаметр баллона мм | Толщина стенки в мм баллонов типов | | | Длина корпуса в мм баллонов типов | | | | Вес баллона в кг | | | |
|-------------------------|--------------------|------------------------------------|------------|-----|-----------------------------------|------------|------|------------|------------------|------|--|--|
| | | 100 и 150л | 150 и 200л | 200 | 100 и 150 л | 150 и 200л | 200 | 100 и 150л | 150 и 200 л | 200 | | |
| 0,4 0,7 1 | 70 | 1,8 | 2,25 | 3,0 | 160 | 160 | 165 | 0,7 | 0,8 | 1,1 | | |
| | | | | | 250 | 250 | 260 | 1,0 | 1,2 | 1,6 | | |
| | | | | | 240 | 245 | 255 | 1,5 | 1,9 | 2,6 | | |
| 1,3 2 | 89 | 2,1 | 2,9 | 3,8 | 290 | 300 | 310 | 1,7 | 2,3 | 3,2 | | |
| | | | | | 410 | 430 | 440 | 2,4 | 3,2 | 4,7 | | |
| 2 3 4 5 | 108 | 2,6 | 3,5 | 4,6 | 310 | 320 | 330 | 2,7 | 3,6 | 4,7 | | |
| | | | | | 425 | 445 | 460 | 3,5 | 5,0 | 6,4 | | |
| | | | | | 300 | 305 | 310 | 4,5 | 6,0 | 7,8 | | |
| | | | | | 370 | 375 | 390 | 5,5 | 7,2 | 9,5 | | |
| | | | | | 440 | 450 | 470 | 6,4 | 8,4 | 11,2 | | |
| 6 7 8 10 12 | 140 | 3,3 | 4,5 | 6,0 | 520 | 525 | 550 | 7,4 | 9,6 | 12,9 | | |
| | | | | | 590 | 600 | 630 | 8,4 | 10,8 | 14,6 | | |
| | | | | | 660 | 675 | 710 | 9,3 | 12,1 | 16,3 | | |
| | | | | | 810 | 825 | 865 | 11,3 | 14,6 | 19,7 | | |
| | | | | | 960 | 975 | 1025 | 13,2 | 17 | 23 | | |

Примечание. Обозначение типа баллонов: 100 и 200 — баллоны из углеродистой стали, 150л и 200л — баллоны из легированной стали.

может вызвать реактивную силу, которая изменит ориентацию корабля. Поэтому применяемые баллоны со сжатым газообразным кислородом, как в высотных, так и в космических полетах были испытаны на прочность для проверки опасности прострела. Для этого баллоны при наличии в них рабочего давления простреливались бронезажигательными пулями калибра 7,62 мм. Было установлено, что ни при одностенном, ни при сквозном двустенном простреле баллоны не разрываются (рис. 4.6, а). При простреле баллонов пулями калибром 12 и 20 мм все баллоны разрываются на куски (рис. 4.6, б).

Шарообразные баллоны менее подвержены опасности прострела. Баллоны с низким давлением не разрываются при простреле (рис. 4.6, в).

Основные характеристики самолетных кислородных баллонов для рабочего давления 30 и 150 кг/см²

| Тип баллона | Емкость л | Диаметр мм | Длина мм | Средний вес кг | Рабочее давление кг/см ² | Удельная емкость вес ($\frac{\text{вес}}{\text{емкость}}$) | Примечание | |
|----------------------|--------------|---------------|-------------|----------------------|---|---|---------------------------------------|--------------------------------------|
| КБ-1 КБ-2 КБ-3 | 36 | 322 | 600 | 9,2 | 30 | 0,25 | | |
| | 9 | 144 | 580 | 3,7 | 30 | 0,46 | | |
| | 1,7—2,0 | 116 | 200 | 0,8—1,0 | 30 | 0,5 | | |
| Шаровой | 2 | 110 | 400 | 2,5 | 150 | 1,25 | | |
| | 4 | 139 | 502 | 4,8 | 150 | 1,20 | | |
| | 8 | 177 | 655 | 9,75 | 150 | 1,22 | | |
| | 12 | 201 | 815 | 15,6 | 150 | 1,30 | | |
| Цилиндричес- кий | 0,7 | 70 | 350 | 1,16 | 150 | 2,66 | Выполнены из хро- манселевой стали | |
| | 2,0 | 107 | 425 | 2,68 | 150 | 2,32 | | |
| | 4,0 | 140 | 500 | 5,00 | 150 | 2,02 | | |
| | 5,0 | 140 | 575 | 5,81 | 150 | 1,90 | | |
| | 8,0 | 140 | 790 | 8,21 | 150 | 1,70 | | |
| | 12,0 | 140 | 1070 | 11,4 | 150 | 1,60 | | |
| | 0,7 | 70 | 350 | 1,89 | 150 | 1,70 | | Выполнены из угле- родистой стали |
| | 2,0 | 107 | 425 | 4,15 | 150 | 1,46 | | |
| | 4,0 | 140 | 500 | 7,30 | 150 | 1,39 | | |
| | 5,0 | 140 | 575 | 8,60 | 150 | 1,29 | | |
| 8,0 | 140 | 790 | 12,33 | 150 | 1,13 | | | |
| 12,0 | 140 | 1070 | 17,34 | 150 | 1,05 | | | |

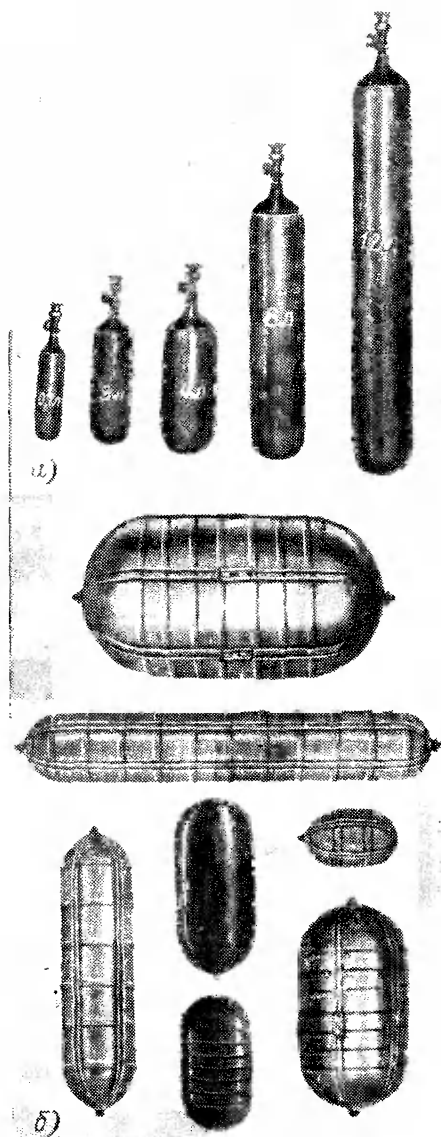


Рис. 4.5. Общий вид баллонов различной емкости, рассчитанных на рабочее давление 150 кг/см^2 (а) и 30 кг/см^2 (б)

Расчет необходимого запаса кислорода для полетов

Запас кислорода определяется по формуле

$$Q = k(qn\tau), \quad (4.5)$$

где

Q — количество запаса кислорода в литрах, приведенных к давлению 760 мм рт. ст. и температуре 20° С;

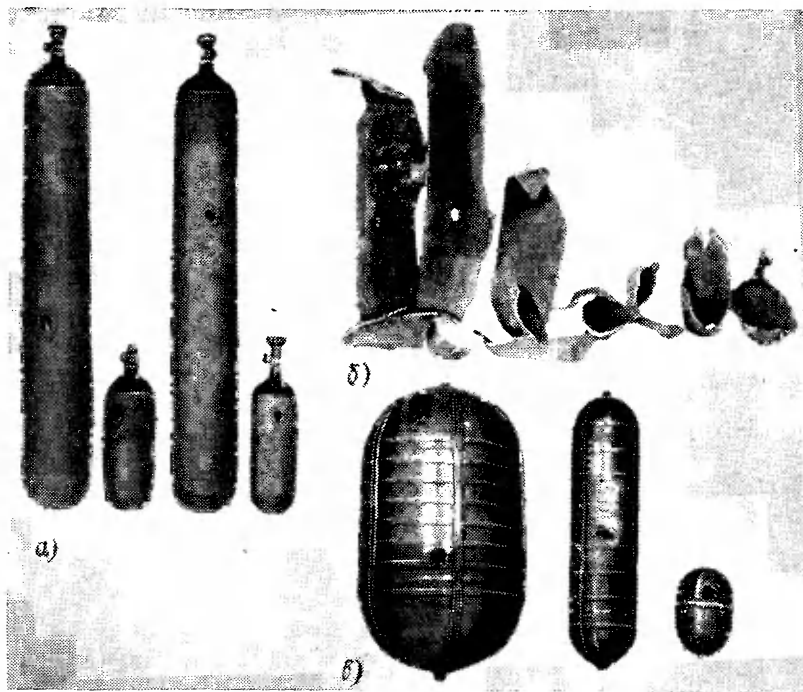


Рис. 4.6. Баллоны, прострелянные пулями различного калибра: а — баллоны с рабочим давлением 150 кг/см², калибр пули 7,62 мм; б — те же баллоны, прострелянные пулями калибром 12 и 20 мм; в — баллоны с рабочим давлением 30 кг/см²

q — норма расхода кислорода в л/мин, приведенных к 760 мм рт. ст. и температуре 20° С, на одного члена экипажа;

n — число членов экипажа;

τ — продолжительность полета при пользовании кислородом в мин;

k — поправочный коэффициент, принятый равным 1,2; так называемый неучитываемый запас кислорода, равный 20%.

Коэффициентом k учитываются:

1. Погрешности, связанные с определением нормы расхода кислорода.
2. Нерасходуемое остаточное давление в баллонах.
3. Погрешности в показаниях контрольных приборов.
4. Различные потери за счет негерметичности, потери кислорода при проверке герметичности системы.

Пример 1. Определить необходимый запас кислорода для регенеративно-инжекторной системы скафандра. Расход кислорода инжектором 2,5 л/мин. Продолжительность полета 6 и 12 час.

Количество кислорода по формуле (4.8) для одного человека на 6 час будет

$$2,5 \times 6 \cdot 60 = 900 \text{ л.}$$

Умножая на поправочный коэффициент k , получим количество кислорода

$$900 \cdot 1,2 = 1080 \text{ л.}$$

Определим емкость баллона для первого случая (рабочее давление 150 ат)

$$\frac{1080}{150} = 7,2 \text{ л.}$$

По табл. 4.9. подбираем баллон емкостью 8 л с учетом формы (шаровой или цилиндрический).

Определим емкость баллона для второго случая (рабочее давление 200 ат)

$$\frac{1080}{200} = 5,4 \text{ л.}$$

По табл. 4.8 подбираем баллон емкостью 5 л с рабочим давлением 200 ат.

Для полета продолжительностью 12 час надо увеличить емкость баллона в два раза, т. е. взять еще один баллон емкостью 8 л или два баллона емкостью 4 л. При регенеративно-вентиляторной системе можно расходовать кислорода на 50% меньше. Поэтому емкость и вес баллонов будет наполовину меньше.

Пример 2. Расчет запаса жидкого кислорода и определение емкости газификатора.

Для превращения 1 кг жидкого кислорода в газообразное состояние с подогревом его от -183°C до $+20^\circ\text{C}$ необходимо подвести около 95 ккал тепла. Вес 1 л жидкого кислорода принимается в расчетах равным 1,14 кг. При температуре 0°C и давлении 760 мм рт. ст. 1 л жидкого кислорода может выделить около 800 л газообразного кислорода. Если газификатор установлен в таком месте, где температура изменяется, то берут в расчет не 800 л, а значение, указанное в табл. 4.10.

При определении количества жидкого кислорода на неучитываемый при расчете расход, идущий на потерю кислорода испарением через предохранительный клапан и негерметичность, необходимо брать запас 20%.

Определим количество жидкого кислорода, потребного для полета в скафандре на высоте 30 км в герметической кабине самолета в течение 15 час. Скафандр вентиляционного типа, расход кислорода 10 л/мин. Газификатор установлен в отсеке самолета, где температура может падать до -25°C . Определим емкость газификатора. По табл. 4.10 находим количество газообразного кислорода, выделяемого из 1 л жидкого кислорода; оно равно 730 л.

Общее количество жидкого кислорода с учетом запаса 20% будет составлять

$$10 \cdot 60 \cdot 15 + (10 \cdot 60 \cdot 15) \cdot 0,2 = 10800 \text{ л,}$$

Таблица 4

Количество газообразного кислорода, получаемого из 1 л жидкого кислорода, в зависимости от температуры окружающей среды

| Высота м | Температура окружающей среды °С | Количество газообразного кислорода в л. получаемого из 1 л жидкого кислорода |
|-------------|---------------------------------|--|
| 4000 | -11 | 767 |
| 5000 | -17,5 | 749 |
| 6000 | -24 | 730 |
| 7000 | -30,5 | 710 |
| 8000 | -37 | 691 |
| 9000 | -43,5 | 672 |
| 10000 | -50 | 654 |
| 11000—20000 | -56,5 | 635 |

Примечание. Таблица составлена из расчета, что 1 л жидкого кислорода при температуре 0°С и давлении 760 мм рт. ст. дает 800 л газообразного

откуда емкость газификатора будет равна

$$\frac{10\ 800}{730} = 14,7.$$

Берем газификатор емкостью 15 л. Вес газификатора вместе с жидким кислородом и арматурой будет составлять около 28 кг.

Глава V

СОВРЕМЕННЫЕ КИСЛОРОДНЫЕ ПРИБОРЫ ДЛЯ ЭКИПАЖА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

5.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О КИСЛОРОДНЫХ ПРИБОРАХ И ИХ КЛАССИФИКАЦИЯ

В авиации при высотных полетах широко используются специальные кислородные приборы. Назначение их — обеспечивать необходимый уровень парциального давления кислорода во вдыхаемом (альвеолярном) воздухе, по возможности независимо от высоты полета. Основной принцип работы кислородных приборов — автоматическая подача смеси атмосферного воздуха и кислорода, направляемых в систему дыхания — под маску или в гермошлем. Конструктивно в разных приборах это решается различно. По мере увеличения высоты полета ограничивается поступление атмосферного воздуха и возрастает подача кислорода. На высотах более 8000 м поступление атмосферного воздуха через систему автоматического регулятора подсоса прекращается и прибор подает чистый кислород. Возможность подсоса атмосферного воздуха зависит от конструктивных особенностей кислородной маски и прибора. Кислородные маски открытого типа (негерметические) предусматривают такую возможность, поскольку они эксплуатируются в комплекте с кислородным прибором, работающим при положительном давлении (с непрерывной подачей). Герметические маски, напротив, исключают ее, так как кислородный прибор, в комплект которого они входят, работает при некотором разрежении на входе («легочный автомат»).

Кислородные приборы составляют неотъемлемую часть оборудования кабины современного самолета. По условиям режима давления, принятого для герметических кабин самолетов, экипаж при высотных полетах должен пользоваться специальной кислородной аппаратурой.

Выбор типа кислородного оборудования определяется «потолком» самолета. Необходимость пользования кислородными приборами обусловлена прежде всего тем, что нормальный, т. е. принятый режим давления для самолетов предусматривает, по ряду соображений, такие величины давления внутри герметических кабин,

которые не обеспечивают поддержание парциального давления кислорода на необходимом уровне. Кроме того, учитывается также возможность внезапной непреднамеренной или преднамеренной (частичной) разгерметизации кабины самолета.

Исключение составляют самолеты гражданской (транспортной и пассажирской) авиации. Транспортные самолеты военного назначения могут быть оборудованы системой дополнительного кислородного питания как для экипажа, так и перевозимого личного состава. Самолеты санитарной авиации независимо от их высотности также оборудуются кислородной аппаратурой специального назначения.

Современные кислородные приборы могут быть классифицированы по назначению, конструктивно-техническому решению и физиолого-гигиеническому принципу.

По назначению кислородные приборы разделяются на четыре основных вида:

1) бортовые (стационарные), устанавливаемые на борту самолета, обычно по числу членов экипажа;

2) переносные, предназначенные для пользования ими в случае перехода членов экипажа с одного рабочего места на другое, или для обеспечения кислородом пассажиров, нуждающихся в этом по состоянию здоровья;

3) парашютные, применяемые при покидании самолета на больших высотах;

4) кислородные приборы специального назначения — спасательные, применяемые в горнорудной промышленности (изолирующие); приборы для искусственного дыхания (медицинские); приборы для подводного спорта.

С точки зрения технического решения все кислородные приборы можно разделить на две большие группы:

1) приборы, работающие при избыточном давлении и подающие кислород непрерывной струей;

2) приборы, работающие при некотором разрежении на вдохе — с прерывистой (импульсной), переменной по величине подачи кислорода («легочные автоматы»).

По условиям дыхания, т. е. по физиолого-гигиеническому принципу различают кислородные приборы для дыхания под обычным нормальным давлением, т. е. равным окружающему атмосферному, и приборы для дыхания под избыточным (повышенным) давлением в легких, т. е. большим, чем окружающее, внешнее, давление.

Разделение приборов на отдельные группы в известной степени относительно.

Кислородные приборы первой группы, работающие при избыточном давлении на выдохе, обеспечивают, как уже было сказано, непрерывную подачу кислорода, постоянную для данной высоты, независимо от фазы дыхания и потребности организма. Величина подачи кислорода определяется регулировкой прибора, важным рабочим элементом которого является анероидная система. С уве-

личением высоты полета, т. е. по мере падения внешнего атмосферного давления, возрастает сила воздействия анероидной системы на клапан регулятора подачи кислорода. Работа прибора и основные элементы его конструкции показаны на рис. 5.1.

В принципе кислородные приборы непрерывного действия обеспечивают возможность полетов на всех высотах до 12 000 м включительно. Они весьма просты и надежны в эксплуатации. Положительным качеством их является практическое отсутствие сопротивления на входе и выдохе. Отрицательное свойство их — неэкономичность на больших высотах. Так, на высоте 10 000 м необходимая величина подачи O_2 составляет 10, а на 12 000 м —

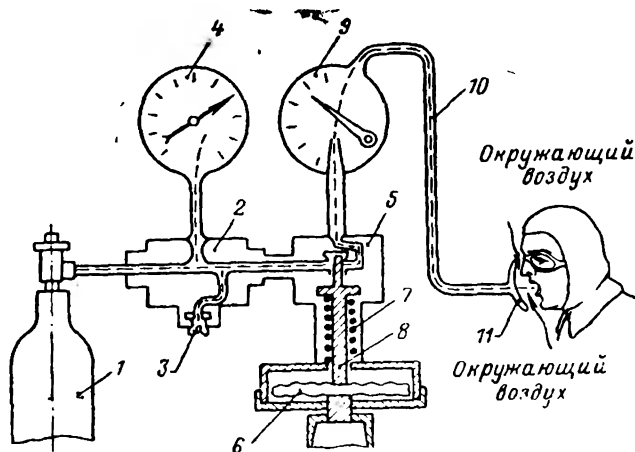


Рис. 5.1. Схема кислородного прибора с непрерывной подачей:

1 — баллон; 2 — редуктор первой ступени; 3 — предохранительный клапан; 4 — манометр; 5 — редуктор второй ступени; 6 — анероид; 7 — пружина; 8 — шток; 9 — указатель потока кислорода; 10 — шланг; 11 — маска

14 л/мин. Правда, при эксплуатации их в комплекте с кислородной маской, обладающей дополнительной емкостью (маска с мешочком), расход кислорода, как было показано ранее, существенно уменьшается.

Кислородные маски открытого типа, в том числе и с дополнительной емкостью, в комплекте с которыми применяются кислородные приборы непрерывной подачи, практически не имеют сопротивления на входе и выдохе.

В результате, независимо от высоты полета, а следовательно, и величины подачи кислорода, человек всегда дышит не чистым кислородом, а смесью его с атмосферным воздухом. Весьма важно, что чем выше потребность организма в кислороде, чем более напряженную работу он выполняет, тем больше объем легочной вентиляции, тем острее и значительнее развивается гипоксия (кислородное голодание). В условиях покоя обеспечение организма лучше,

чем в условиях повышенной физической нагрузки или эмоционально-психического напряжения. В этом существенный недостаток данной группы кислородных приборов. Эксплуатационная неэкономичность этих приборов обусловлена принципом их работы. Вдох по своей продолжительности занимает примерно $\frac{1}{2}$ или несколько меньше всего дыхательного цикла и при этом около 50—60% кислорода расходуется непроизводительно. В случае применения кислородных масок с дополнительной емкостью экономичность их несколько выше, так как часть кислорода, подаваемого прибором во время выдоха и паузы, поступает в мешочек маски и используется во время последующего вдоха.

Необходимым условием эксплуатации такой маски является герметичность прилегания ее к лицу. В противном случае эффективность ее применения будет та же, что и обычной кислородной маски открытого типа, и она потеряет свои экономические и физиологические преимущества.

Кислородные приборы второй группы, работающие при некотором разрежении на вдохе, широко известны под названием «легочный автомат». Они являются наиболее распространенным типом приборов, применяемых в авиации. Легочные автоматы обеспечивают автоматическую регулировку процентного содержания кислорода во вдыхаемом воздухе (альвеолярном) в зависимости от высоты полета. Процентное соотношение отдельных газов в подаваемой для дыхания смеси не зависит от глубины дыхания, чем весьма выгодно отличаются от кислородных приборов первой группы. При увеличении физической нагрузки, когда потребность организма в кислороде повышается, подача его увеличивается, при этом соотношение газов, составляющих подаваемую газовую смесь, сохраняется.

Прибор «легочный автомат» приводится в действие дыханием человека. Он применяется в комплекте с герметическими масками, плотно прилегающими к лицу, исключающими возможность подсоса атмосферного воздуха. Во время вдоха под маской создается разрежение, которое и служит импульсом для срабатывания легочно-автоматического устройства, открывающего клапан подачи кислорода. Чем больше степень разрежения под маской, а следовательно, и в полости прибора, тем больше открытие клапана и поступление кислорода. Специальное автоматическое устройство (автомат подсоса) регулирует величину подсоса атмосферного воздуха. На высотах 9 000—10 000 м подсос атмосферного воздуха прекращается и прибор подает чистый кислород.

На высотах более 4000 м может быть подсос атмосферного воздуха вследствие негерметичности прилегания кислородной маски к лицу. Для исключения этого кислородные приборы типа «легочный автомат» создают небольшое избыточное давление под маской — порядка 30—40 мм вод. ст. Это достигается с помощью специального анероидного устройства.

Кислородные приборы «легочный автомат» обеспечивают пол-

ную безопасность полетов на высотах до 12 000 м. Парциальное давление кислорода во вдыхаемом воздухе на этой высоте достигает 100 мм рт. ст., а в альвеолярном — около 70 мм рт. ст. Такая степень гипоксии переносится человеком удовлетворительно в течение сравнительно длительного времени. На высотах до 10 000 м включительно при пользовании этими приборами человек практически гипоксии не испытывает. На рис. 5.2 приведена схема прибора «легочный автомат».

Действие такого прибора заключается в следующем. Во время вдоха в маске 11, шланге и внутренней полости легочного автомата:

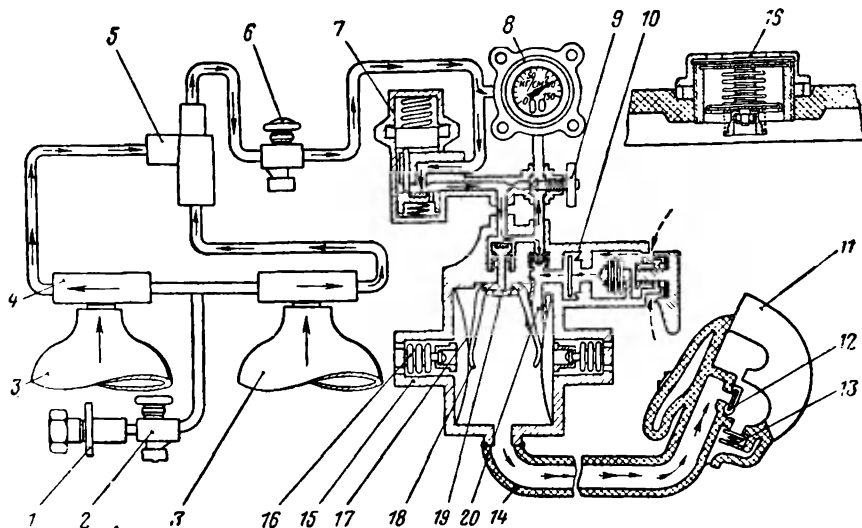


Рис. 5.2. Принципиальная схема кислородного прибора «легочный автомат»:

1 — зарядный штуцер; 2 — бортовой вентиль; 3 — баллон; 4 — баллонный тройник; 5 — тройник с обратными клапанами; 6 — приборный вентиль; 7 — редуктор КР-14; 8 — кислородный указатель ИК-18; 9 — аварийный вентиль; 10 — воздушный автомат; 11 — маска КМ-16; 12 — клапан вдоха; 13 — клапан выдоха; 14 — шланг; 15 — прибор КП-18; 16 — механизм избыточного давления; 17 — мембрана; 18 — рычаг; 19 — клапан; 20 — инжектор

та возникает разрежение, под воздействием которого мембрана 17 прогибается и, поворачивая рычаги 18, открывают клапан 19. В результате этого кислород начинает поступать через инжектор 20 в прибор и далее в маску и легкие. По окончании вдоха разрежение в приборе исчезает, мембраны перестают давить на рычаги и клапан под воздействием пружины закрывается, прекращая тем самым поступление кислорода в маску. Во время выдоха в маске возникает избыточное давление, под воздействием которого клапан 12 закрывается, и выдыхаемый воздух выходит через клапан выдоха 13 в окружающую среду. Во время вдоха клапан выдоха удерживается пружиной в закрытом положении.

На высотах до 8000 м, где чистый кислород не требуется, легоч-

ный автомат подает смесь кислорода с атмосферным воздухом, что обеспечивает экономное расходование кислорода. Подсос воздуха осуществляется через автомат подсоса с помощью инжектора 20 за счет энергии сжатого кислорода, поступающего через клапан легочного автомата при вдохе.

Механизм избыточного давления на высоте выше 8000 м регулирует подачу кислорода за счет расширения anerоидных коробок, и нажатием через мембраны на рычаги этой дополнительной подачи кислорода создается избыточное давление (40 мм вод. ст.) в системе относительно окружающей среды, что предостерегает подсос воздуха при вдохе в случае негерметичного прилегания маски.

5.2. КИСЛОРОДНЫЕ ПРИБОРЫ ДЛЯ ДЫХАНИЯ ПОД ИЗБЫТОЧНЫМ ДАВЛЕНИЕМ

Эти приборы представляют собой сложную систему, работающую на высотах до 12 000 м как приборы типа «легочный автомат» а на высотах более 12 000 м как приборы с непрерывной подачей

В принципе они являются дальнейшим развитием кислородных приборов типа «легочный автомат» и отличаются от них большими величинами избыточного давления под маской или в гермошлеме прогрессивно нарастающими с увеличением высоты полета с понижением давления в окружающей атмосфере. Существует несколько типов таких систем. Различие между ними заключается главным образом в конструктивном решении отдельных узлов и отчасти в величинах создаваемого избыточного давления, что в свою очередь определяет, на какой высоте их следует применять. В зависимости от высоты полета в комплекте с такими приборами применяется компенсирующая одежда, которая создает механическое давление на тело летчика.

Кислородная система с повышенным (избыточным) давлением в сочетании с высотным компенсирующим костюмом применяется с кислородной маской (рис. 5.3) или в комплекте с гермошлемом (рис. 5.4).

Кислородная система с повышенным давлением состоит из следующих частей: редуктора, бортового кислородного прибора, компенсирующего костюма, гермошлема или маски, регулятора соотношения давления в натяжном устройстве костюма и в гермошлеме, объединенного разъема коммуникаций, манометров давления кислорода в баллоне и в гермошлеме, индикатора кислородного потока и комплекта бортовой аппаратуры.

Кислородная система предназначена для обеспечения кислородом летчика в следующих условиях:

- 1) в загерметизированной кабине самолета в течение длительных полетов на высотах до 18 000 м при использовании кислородной маски и на высотах до 30—40 км в герметическом шлеме;
- 2) в разгерметизированной кабине на тех же высотах кратковременно — в течение 10—15 мин.

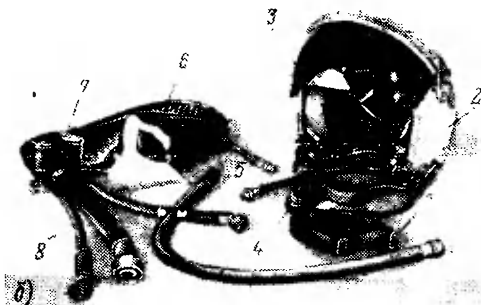


Рис. 5.3. Кислородная маска для дыхания под избыточным давлением:
 а — защитный шлем в снаряженном виде с кислородной маской и светофильтром;
 б — защитный шлем в кислородной маске; 1 — ларингофон; 2 — защитный шлем;
 3 — светофильтр; 4 — розетка; 5 — штуцер компенсатора натяга; 6 — кислородная
 маска; 7 — регулятор соотношения давления; 8 — кислородный шланг

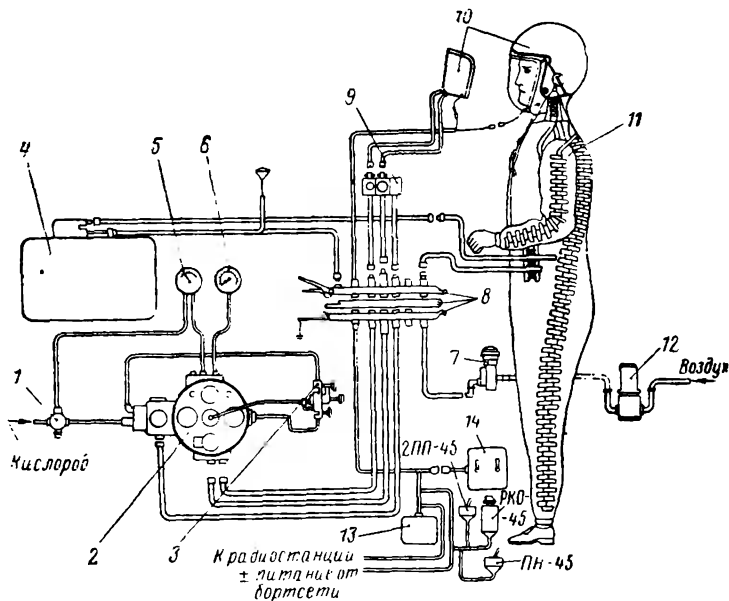


Рис. 5.4. Принципиальная схема системы для дыхания под избыточным давлением с применением компенсирующего костюма и гермошлема:

1 — редуктор; 2 — бортовой прибор «легочный автомат»; 3 — дистанционное управление; 4 — прибор КП-27М; 5 — индикатор и манометр; 6 — манометр; 7 — автомат давления; 8 — объединенный разъем; 9 — регулятор соотношения давлений; 10 — гермошлем; 11 — высотный компенсирующий костюм; 12 — фильтр; 13 — трансформатор; 14 — переговорное устройство

Работа системы на высотах до 12 000 м в загерметизированной кабине самолета

Кислород под давлением 30 кг/см^2 поступает в редуктор прибора (рис. 5.5), понижающий давление кислорода до $3\text{--}6 \text{ кг/см}^2$. При вдохе в гермошлеме (или в маске), шланге и в корпусе прибора создается разрежение. Под влиянием разности давлений внутри корпуса прибора и вне его мембрана 1 прогибается внутрь и воздействует на плечо рычага 2 легочного автомата.

Рычаг 2, поворачиваясь вокруг оси 3, коротким плечом отводит клапан 4 от седла. Через образовавшийся зазор между клапаном и седлом легочного автомата кислород из полости редуктора прибора поступает в камеру индикатора кислородного потока и в сопло инжектора. Протекая с большой скоростью через сопло инжектора, кислород засасывает через автомат подсоса воздух из атмосферы.

Одновременно с работой легочного автомата при вдохе также вступает в работу редуктор прибора. Открытие клапана легочного автомата вызывает падение давления в полости редуктора. Под действием главной пружины 15 мембрана прогибается внутрь полости редуктора. Усилие, передаваемое мембраной через жесткий центр и толкатель, поворачивает рычаг, вспомогательная пружина 24 отводит клапан 23 от седла, открывая доступ кислорода в полость редуктора. Кислород будет поступать до тех пор, пока давление газа не вернет мембрану в прежнее положение, при котором клапан подачи кислорода встанет на свое место и прекратит поступление кислорода в полость редуктора.

В момент выдоха давление в маске (или гермошлеме) повышается, клапан вдоха 18 закрывается, а клапан выдоха 19 открывается, пропуская выдыхаемый воздух в атмосферу. Во время выдоха повышается давление в подмембранной полости прибора, мембрана 1 прогибается вверх и закрывает клапан легочного автомата 4, прекращая подачу кислорода в прибор.

Избыточное давление в маске (или гермошлеме) по отношению к окружающей среде создается за счет непрерывного потока кислорода через дюзю 9, а величина его на высоте $6\text{--}12 \text{ км}$ зависит от усилия, с которым прижат клапан 12 к седлу пружинной 13, и составляет $30\text{--}40 \text{ мм вод. ст.}$

Работа системы при разгерметизации кабины самолета на высотах более 12 000 м и типы гермошлемов

В зависимости от высоты полета необходимо, чтобы избыточное давление в легких создавалось не позднее $2\text{--}3 \text{ сек}$ после внезапной разгерметизации кабины самолета. Кроме того, избыточное давление в легких не должно создаваться до тех пор, пока высотный компенсирующий костюм не обеспечит соответствующего противодействия на тело летчика. Схема системы, работающей с

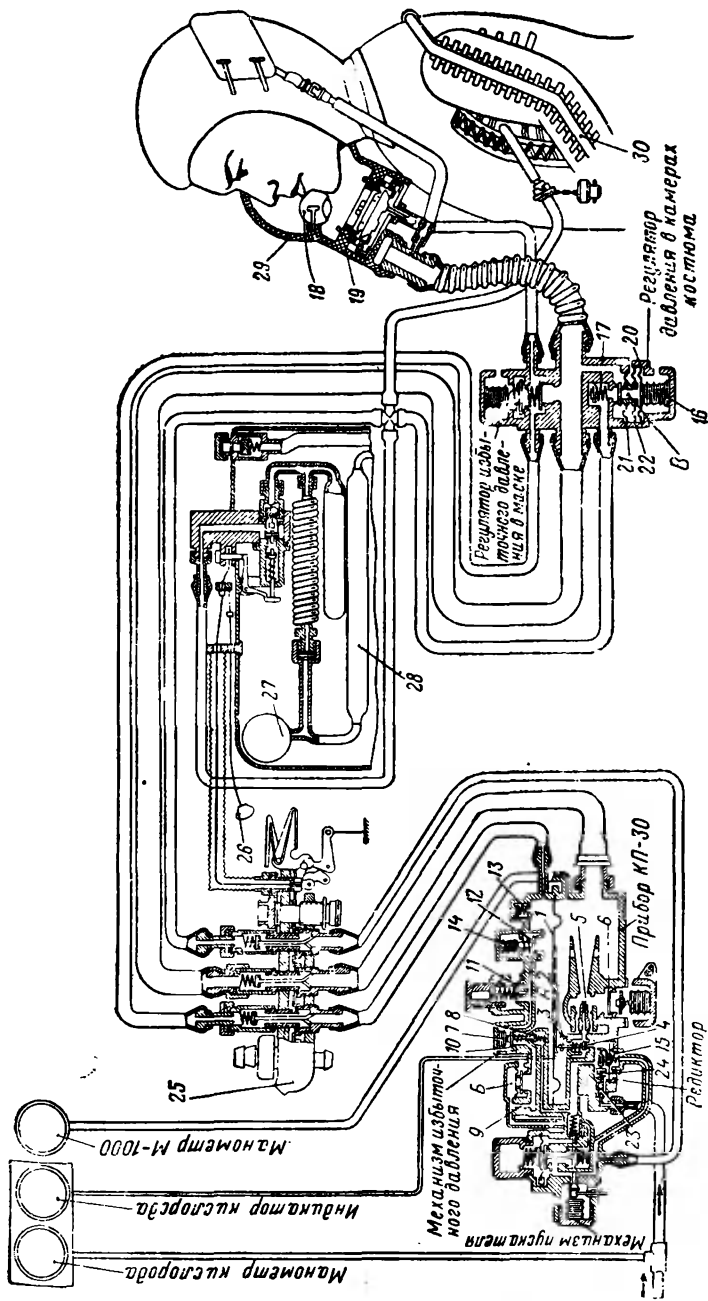


Рис. 5.5. Принципиальная схема системы с избыточным давлением с применением компенсирующего костюма и маски:

1 — мембрана; 2 — рычаг; 3 — ось; 4 — клапан легочного автомата; 5 — солено эжектора; 6 — обратный клапан подсоса воздуха; 7 — анероид; 8 — запорный клапан; 9 — дюза; 10 и 11 — клапаны; 12 — клапан; 13 — пружина; 14 — анероид; 15 — главная пружина регулятора; 16 — анероид; 17 — пружина; 18 — клапан вдоха; 19 — клапан выдоха; 20 — мембрана; 21, 22 — мембраны; 23 —

избыточным давлением, обеспечивающая своевременность и необходимую очередность включения компенсирующего костюма и снижение избыточного давления в системе, приведена на рис. 5.5.

При разгерметизации кабины на высотах более 12 000 м клапан блокировки крышки прибора (см. рис. 5.5) удерживает малое избыточное давление по отношению к окружающей среде (50 мм вод. ст.), следовательно, в надмембранном пространстве прибора под клапаном выдоха будет такое же давление. Поэтому увеличивающийся в объеме воздух, находящийся в гермошлеме и легко беспрепятственно выходит в атмосферу через клапан выдоха. Одновременно с этим вследствие расширения анероида срабатывает пускатель кислородного прибора 14, происходит заполнение пневмокамеры натяжной системы компенсирующего костюма, на что требуется 1—1,5 сек. Благодаря непрерывному потоку кислорода в камерах костюма возникает давление, которое удерживается клапаном 12, прижимаемым к седлу анероидом 16, и пружиной 17. Срабатывание натяжной системы костюма оказывает внешнее противодавление на поверхность тела. Величина его на различных участках тела в зависимости от избыточного давления в гермошлеме или маске приведена в табл. 5.1 (в таблице приведены средние величины, так как давление во многом зависит еще от подгонки компенсирующего костюма).

Таблица 5.1

Давление компенсирующего костюма на различные части тела летчика в зависимости от избыточного давления в герметическом шлеме

| Место давления костюмом | Давление костюма в мм вод. ст. в зависимости от величины избыточного давления в гермошлеме (или в маске) в мм вод. ст. | | |
|-------------------------|--|-----------|-----------|
| | 400 | 1000 | 1800 |
| Верхняя часть груди | 300—400 | 300—1000 | 1000—1600 |
| Живот | 1000—1200 | 1000—2000 | 2000—2800 |
| Бедро | 400—460 | 600—850 | 1200—1400 |
| Голени | 300—350 | 400—1500 | 1600—1650 |
| Плечи | 200—250 | 300—400 | 500—650 |

После возникновения давления в камерах натяжной системы костюма прибор начинает создавать избыточное давление в гермошлеме. Давление в камерах костюма распространится на полость В клапана блокировки и закроет его.

Избыточное давление в маске (или гермошлеме), создаваемое прибором, распространяется на полость В, воздействует на мембрану 20 и отжимает анероид 16, выключая его из работы. С этого момента давление в камерах костюма будет регулироваться в зависимости от давления в маске (или в гермошлеме) за счет разности эффективных площадей мембран 21 и 22.

В табл. 5.2 приведены величины избыточного давления в гермошлеме и в надувной системе ВКК, создаваемого прибором, в зависимости от высоты.

Регулятор соотношения давлений в натяжной системе костюма и гермошлеме состоит фактически из двух самостоятельных регуляторов, объединенных в одном корпусе: регулятора давления в шлеме и регулятора давления в натяжных камерах компенсирующего костюма.

Регулятор предотвращает преждевременное нарастание избыточного давления в маске или гермошлеме в период наполнения камер натяжного устройства костюма и поддерживает в дальнейшем заданное соотношение давлений между гермошлемом и камерами костюма (см. табл. 5.2).

Таблица 5.2

Избыточное давление в гермошлеме и камерах натяжной системы костюма, создаваемое прибором, в зависимости от высоты

| Высота км | Избыточное давление в гермошлеме | | | Давление в камерах натяжной системы, кг/см ² |
|--------------|----------------------------------|------------|--------------------|---|
| | мм вод. ст. | мм рт. ст. | кг/см ² | |
| 13 | 283 | 21 | 0,029 | 0,29 |
| 15 | 748 | 55 | 0,051 | 0,61 |
| 18 | 1200 | 89 | 0,10 | 1,0 |
| 20 | 1400 | 104 | 0,14 | 1,4 |
| 25 | 1700 | 126 | 0,15 | 1,5 |
| 30 | 1850 | 136 | 0,18 | 1,8 |
| 35 | 1900 | 141 | 0,19 | 2,0 |
| 40 | 1950 | 142 | 0,19 | 2,0 |

Кислородная система для дыхания под избыточным давлением предусматривает применение специальных устройств типа одежды, оказывающих противодействие на внешнюю поверхность тела при создании повышенного давления в легких. В зависимости от высоты полета и избыточного давления в системе поддерживается соответствующее парциальное давление кислорода во вдыхаемом воздухе (рис. 5.6).

Компенсирующая одежда имеет вид жилетов или костюмов. Изменение величины противодействия на поверхность тела достигается различной степенью натяжения ткани и обжатия тела. Для этого существуют два возможных способа: расположение пневматических камер под тканью костюма (жилета) или над нею. В последнем случае натяжные камеры имеют вид трубчатых образований, размещенных в петлях из прочной тесьмы, кран которых прикреплены к ткани костюма (жилета). Повышение давления в камерах вызывает увеличение их диаметра, натяжение ткани одежды и обжатие тела.

Натяжение ткани можно определить из уравнений [41] для первого случая

$$T_{об} = p_k (R - r), \quad (5.1)$$

где

$T_{об}$ — натяжение оболочки, приходящееся на единицу ширины ее (по образующей цилиндра);

p_k — давление в камере;

R — наружный радиус кривизны надувной камеры;

r — радиус кривизны стенки камеры.

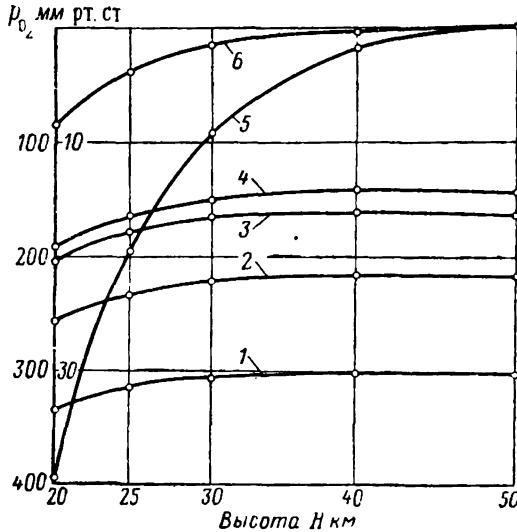


Рис. 5.6. Зависимость величины парциального давления кислорода во вдыхаемом воздухе от высоты полета и избыточного давления в системе:

1, 2 — парциальное давление кислорода соответственно при $\Delta p = 0,4$ и $0,3$ ати; 3 — парциальное давление кислорода в скафандре при $\Delta p = 0,25$ ати; 4 — парциальное давление в шлеме ВКК при избыточном давлении в шлеме $\Delta p = 0,2$ ати; 5 — давление стандартной атмосферы; 6 — парциальное давление кислорода в атмосферном воздухе

Для второго случая

$$T_{об} = p_k \frac{D}{2}, \quad (5.2)$$

где

D — диаметр камеры.

Величина оказываемого противодействия на поверхность тела определяется из уравнения

$$p = \frac{T_{об}}{R}, \quad (5.3)$$

где

p — давление оболочки на тело.

По условиям эксплуатации и физиолого-гигиеническим соображениям второй способ расположения компенсационных камер натяжного устройства представляется наиболее целесообразным.

Весьма существенным является соотношение диаметров камер натяжного устройства и обжимаемого участка тела. Наилучшие результаты обеспечиваются при максимально возможных относительных размерах. Решающим условием при этом являются пределы допустимых габаритов, определяемые, в свою очередь, геометрическими размерами кабины самолета и рабочего места пилота.

Судя по зарубежным данным, чаще всего встречается соотношение давлений в надувной системе костюма и в шлеме 1:10. В самом принципе «механической компенсации», т. е. создании противодействия на поверхность тела путем обжатия костюмом, заложен основной недостаток конструкции. В самом деле, высотно-компенсирующий костюм не должен существенно ограничивать вдох и, напротив, должен облегчать выдох. В действительности он работает в обратном направлении. Во время вдоха вследствие жесткости системы компенсации возможность увеличения периметра грудной клетки затруднена, давление костюма на тело возрастает. При выдохе имеет место обратное явление: периметр грудной клетки уменьшается, давление на тело падает. Этим в значительной мере определяются функциональные изменения основных жизненно важных систем организма (дыхание и кровообращение), ограничивающие длительность дыхания под избыточным давлением.

Система с пневматическими камерами, располагаемыми между поверхностью тела и обжимающим костюмом, в этом отношении более динамична. При одних и тех же величинах избыточного давления она позволяет более длительно находиться на высоте после нарушения герметичности кабины самолета. Несмотря на менее благоприятные гигиенические характеристики, такая система имеет перспективы в будущем.

Высотный компенсирующий костюм, как составная часть систе-



Рис. 5.7. Современный высотный компенсирующий костюм американского образца (с парашютом и кислородным прибором)

мы для дыхания под избыточным давлением, должен обладать следующими качествами: оказывать противодействие на всю поверхность тела, не стеснять движений летчика при управлении самолетом, надеваться и сниматься без посторонней помощи, быть воздухопроницаемым.

На рис. 5.7 показан высотный компенсирующий костюм, а на рис. 5.8 приведены основные типы гермошлемов.

Гермошлемы должны удовлетворять гигиеническим требованиям и в отношении вентиляции в нем и защиты от лучистого тепла. Стекло шлема не должно запотевать и должно иметь хороший обзор. В шлеме должен быть подвижный светофильтр для пользования им при полетах против Солнца.



Рис. 5.8. Различные виды гермошлемов, применяемых в системах для дыхания кислородом под избыточным давлением

В некоторых гермошлемах дополнительно применяется кислородная маска (рис. 5.8, а). Назначение такой маски — уменьшить объем вредного пространства и тем самым понизить содержание углекислоты во вдыхаемом воздухе, а также уменьшить влажность воздуха, что в некоторой мере предохраняет от запотевания смотровой щиток. Маска закрепляется непосредственно в передней части шлема. Она малогерметична, но это безопасно, поскольку сам шлем герметичен.

На рис. 5.8, б показан гермошлем с миниатюрным кислородным регулятором фирмы Робертшоу-Фултон. Прибор отличается малым весом и сопротивлением дыханию. Вес прибора 45 г, диаметр 44 мм и толщина 22 мм. Регулятор обеспечивает соответствующую подачу кислорода в зависимости от высоты полета.

Такие малогабаритные приборы, монтируемые на гермошлеме, очень удобны и в последнее время начинают применяться на шлемах скафандров.

Рассмотренные системы кислородного обеспечения, в том числе и системы с избыточным давлением, могут обеспечить жизнедеятельность человека кратковременно до высот 50 км. На высотах более 50 км и особенно при космических полетах для жизнедеятельности человека необходимо применять скафандры или специальные индивидуальные летательные аппараты.

Глава VI

АВИАЦИОННЫЕ И КОСМИЧЕСКИЕ СКАФАНДРЫ

6.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Скафандростроение прошло длительный путь, прежде чем был создан современный авиационный образец. Опыт, полученный при разработке авиационного скафандра, был использован при построении космического скафандра. Таким образом, авиационный скафандр явился предвестником космического [13].

Начало созданию герметических кабин и скафандров было положено в период 1930—1935 гг. В Советском Союзе первыми конструкторами скафандров были А. А. Пересков, Е. Е. Чертовской, А. И. Бойко, А. И. Хромушкин, Н. Г. Усачев. Первым конструктором герметических кабин (легких) для самолета был А. Я. Щербачков.

Современный скафандр имеет оболочку из нескольких слоев, которые выполняют различные функции. Внутренний слой изготовляется из тонкой ткани и служит подкладкой. Второй, герметизирующий слой, поддерживает в скафандре избыточное давление. Третий — является силовым слоем оболочки и изготавливается из прочной ткани.

Применение скафандров при космических полетах зависит прежде всего от характера и продолжительности полета, особенностей конструкции кабины космического летательного аппарата и ряда других условий. Основываясь на опыте космических полетов, можно сказать, что космические полеты будут производиться как с применением, так и без применения скафандра.

При длительных полетах, естественно, человек не может находиться продолжительное время в скафандре. Поэтому конструкция скафандра должна быть такой, чтобы его можно было быстро надеть при аварийной обстановке. Весьма вероятно, что в дальнейшем во время длительного полета всему экипажу космического корабля нецелесообразно будет находиться в скафандрах, а достаточно, если в нем будет один из членов экипажа — дежурный. В случае аварии на дежурном члене экипажа скафандр сработает автоматически. Это обеспечит оказание помощи другим членам экипажа в устранении возможной опасности.

Развитие мировой и прежде всего советской науки сделало вполне реальным осуществление заветной мечты лучших умов человечества — полета на Луну. Сейчас, по-видимому, ни у кого не вызывает сомнения, что человек в скором будущем полетит на Луну и может опуститься на ее поверхность только будучи одетым в скафандр. Какие скафандры будут применены при посадке на Луну, сейчас трудно сказать. Однако уже в некоторых странах приступили к разработке таких скафандров.

6.2. ОСНОВНЫЕ ПРИНЦИПЫ КОНСТРУИРОВАНИЯ СКАФАНДРОВ

Для полетов на больших высотах, особенно в космос, необходимо человека снаряжать в скафандр. В принципе скафандр должен быть универсальным снаряжением, поэтому при конструировании современного космического скафандра конструкторами и физиологами должны быть учтены последние достижения в скафандростроении.

При конструировании скафандров конструктору приходится решать следующие основные задачи:

1. Обеспечить жизнедеятельность и работоспособность летчика или космонавта при полетах в летательных аппаратах с учетом возможных аварийных ситуаций.

2. Обеспечить нужное давление внутри скафандра и возможность его автоматического регулирования.

3. Защитить человека в скафандре от воздействия низких и высоких температур, радиационных излучений, от влияния озона.

4. Обеспечить необходимые удобства передвижения и возможность производить работу, выход из корабля и возвращение на корабль.

5. Предусмотреть возможность отправления физиологических потребностей, особенно в длительных полетах.

6. Конструкция скафандра должна обеспечивать быстрое его надевание, кроме того, скафандр должен быть водонепроницаемым и плавучим.

7. При конструировании скафандра сочетать системы жизнеобеспечения стационарные или автономные (ранцевые) соответственно требованиям.

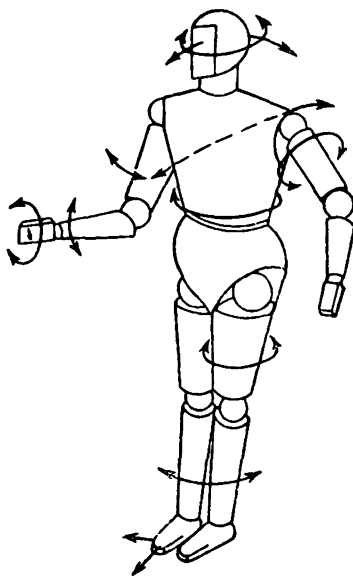


Рис. 6.1. Схема возможных движений человека в различных направлениях

8. Скафандр с избыточным давлением должен иметь хорошую подвижность при малом усилии человека.

Отметим, что проблема хорошей подвижности человека в скафандре еще не решена и в настоящее время над ней усиленно работают.

На рис. 6.1 приведена схема возможных движений человека; ней показаны места, в которых должны быть при конструировании скафандра расположены шарниры и шаровые сочленения. Эта схема расположения шарнирных устройств скафандра соответствует анатомическому строению тела человека и обеспечивает ему хорошую подвижность.

Конструирование систем жизнеобеспечения зависит от типа назначения скафандра.

В табл. 6.1 приведены основные требования, которым должны удовлетворять различные типы скафандров.

При конструировании современных типов скафандров требования к ним должны быть детализированы соответственно поставленной цели. Разработка новых типов скафандров требует изучения существующих или существовавших ранее конструкций. В последующих разделах рассматриваются основные проблемы скафандростроения, этапы его развития, наиболее современные конструкции, имеющие важное значение для построения космических и лунных скафандров будущего.

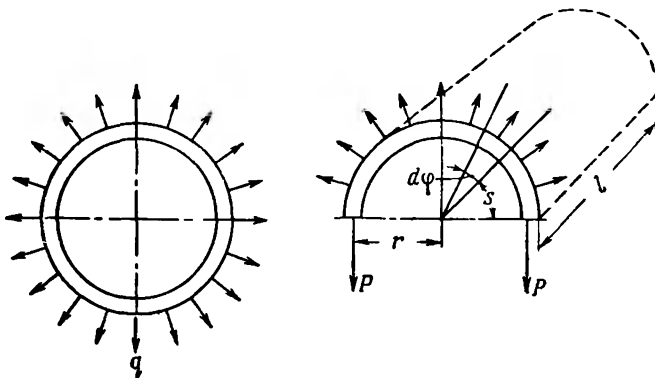


Рис. 6.2. Силы, действующие на оболочку скафандра

Расчет элементов оболочки скафандра

Произведем примерный расчет на прочность наибольших сечений оболочки скафандра. Для расчета примем, что скафандр представляет собой цилиндр, подвергающийся изнутри давлению. При этом допустим, что равномерно распределенные радиальные силы действуют от центра на всю окружность тонкого кольца (рис. 6.2). Для того чтобы определить растягивающее усилие P в кольце

Основные требования к системам жизнеобеспечения для различных типов скафандров

| Тип скафандра | Назначение скафандра и избыточное давление в нем | Ориентировочное время полета или нахождения в скафандре. Подвижность скафандра | Тип скафандра и система жизнеобеспечения | Автономные и аварийные системы жизнеобеспечения | Смесь воздуха с кислородом для дыхания | Система вентиляции и охлаждения скафандра | Примечание |
|-----------------------------------|---|---|---|---|--|---|---|
| Авиационный скафандр | Полеты на самолетах, высота 30—90 км $p_r = 0,25 \pm 0,3 \text{ ат}$ | От 6 до 24 час Подвижность скафандра должна быть хорошей, соответствовать требованиям конструкции самолета | Система кислородного питания или регенеративная система | Аварийная система на случай отказа стационарной системы и для катапультирования при необходимости оставления самолета | Смесь кислорода от 40 до 80% в зависимости от величины избыточного давления в скафандре | Система вентиляции и охлаждения воздушная | Вентиляция скафандра азотом или смесью воздуха с гелием |
| Скафандр для космических кораблей | Для полетов в космических кораблях $p_r = 0,25 \pm 0,35 \text{ ат}$ | До нескольких суток. Скафандр должен быть с хорошей подвижностью. В периоды полетов скафандр должен сниматься и быстро надеваться | Общая стационарная система кондиционирования воздуха внутри корабля | Автономная система скафандра на случай отказа стационарной системы или разгерметизации кабины космического корабля | Содержание кислорода в кабине космического корабля в зависимости от избыточного давления. При разгерметизации кабины шлема скафандра должен быть чистый кислород | Система вентиляции воздушная душная | |

| Тип скафандра | Назначение скафандра и избыточное давление в нем | Ориентировочное время полета или нахождения в скафандре. Подвижность скафандра | Тип скафандра и система жизнеобеспечения | Автономные и аварийные системы жизнеобеспечения | Смесь воздуха с кислородом для дыхания | Система вентиляции и охлаждения скафандра | Примечание |
|-------------------------------|---|---|---|---|--|--|---|
| Скафандр для работы в космосе | Для выхода в космос и проведения работ на внешней поверхности корабля, $\Delta p = 0,35 \text{ ат}$ | От 30 мин до нескольких часов Скафандр должен быть прочным и иметь хорошую подвижность | Ранцевая система скафандра регенеративного типа и должна иметь присоединение к системе на борту корабля При разработке ранцевой системы сочетать маневрирование скафандром | Аварийная кислородная система на случай отказа ранцевой системы (Обеспечивает в течение 1 часа) | В шлеме скафандра должен быть чистый кислород | Система вентиляции воздушная | |
| Скафандр для полета на Луну | Для выхода на поверхность Луны и проведения работ $\Delta p = 0,35 \text{ ат}$ | От 2 до 4 час Скафандр должен иметь высокую прочность и небольшую подвижность | Ранцевая система регенеративного типа. В ранцевой системе должно быть предусмотрено соединение с бортовой системой корабля | Аварийная кислородная система | В шлеме скафандра для дыхания человека должен быть чистый кислород | Система вентиляции воздушная. Охлаждение должно быть в системе водяного охлаждения используется вакуум | Отдельные установки скафандра при разработке должны быть детализированы в соответствии с поставленной целью |

представим себе, что кольцо единичной длины разрезано по диаметральному сечению, и рассмотрим верхнюю часть кольца, как свободное тело. Если через q обозначим равномерную нагрузку на единицу длины осевой линии кольца, а через r — радиус осевой линии, то сила, действующая на элемент кольца, вырезанный двумя смежными бесконечно близкими поперечными сечениями, будет $qrd\varphi$, где $d\varphi$ — центральный угол, соответствующий длине этого элемента.

Возьмем сумму вертикальных составляющих всех сил, действующих на половину кольца. Получим следующее уравнение равновесия [38]:

$$2P = 2 \int_0^{\pi/2} qr \sin \varphi d\varphi = 2qr, \quad (6.1)$$

откуда

$$P = qr.$$

Следовательно, действующая на кольцо сила будет равна

$$2P = 2qr = qD. \quad (6.2)$$

Расчет ведем на погонный метр (материал — ткань).

Согласно выведенному уравнению усилие, действующее на оболочку скафандра, будет

$$P = pDl, \quad (6.3)$$

где

D — диаметр оболочки в м;

p — давление внутри скафандра в $\text{кг}/\text{см}^2$;

l — длина в м.

Примем, что оболочка изготовлена из ткани АМ-93 и герметичность обеспечивается пластинчатой резиной, приклеенной изнутри по всей оболочке. Однако вследствие больших удлинений при растяжении резина не может воспринять усилий от сверхдавления в скафандре. Поэтому при расчете на прочность следует считать силовым элементом только ткань.

Ткань поставлена на скафандре так, что основа расположена поперек элементов и в этом направлении усилия от сверхдавления воспринимаются только тканью. В продольном же направлении в элементах скафандра усилия от сверхдавления воспринимаются тросами.

Такое расположение ткани позволяет принять в данном случае для расчета прочность ее по основе $1568 \text{ кг}/\text{м}$.

Расчет произведем на один случай: рабочее сверхдавление $p = 0,15 \text{ ат}$, или $1500 \text{ кг}/\text{м}^2$. Корпус скафандра представляет собой цилиндр диаметром $D = 350 \text{ мм} = 0,35 \text{ м}$.

Поперечное усилие в туловище определим по формуле

$$P = pD = 1500 \cdot 0,35 = 525 \text{ кг}/\text{м}.$$

Так как оболочка в этом месте двухслойная, то напряжение, приходящееся на один слой, будет

$$\sigma = \frac{525}{4} = 131,2 \text{ кг/м},$$

Запас прочности

$$n = \frac{1568}{131,2} = 11,9.$$

Полученный запас прочности велик, можно ограничиться меньшим значением n от 3 до 4.

Не рекомендуется брать малый запас прочности, так как нагрузка на элементы скафандра может быть неравномерной и оболочка невозможно изготовить строго цилиндрической. Кроме того, в скафандре ткань может работать неравномерно по высоте оболочки. При малом запасе прочности указанные факторы резко снизят срок службы оболочки скафандра.

Оболочки для рук и ног изготавливаются из того же материала, что и оболочка туловища, поэтому для расчета этих оболочек принимаем те же условия. Максимальное сечение рукава расположено вблизи плеча и диаметр его

$$d = 185 \text{ мм} = 0,185 \text{ м}.$$

Усилие, разрывающее рукав, будет

$$P_1 = pd = 1500 \cdot 0,185 = 278 \text{ кг/м}.$$

Рукав сделан из одного слоя ткани. Определим напряжение в ткани

$$\sigma = \frac{P_1}{2} = \frac{278}{2} = 139 \text{ кг/м}.$$

Запас прочности

$$n = \frac{1568}{139} \approx 11.$$

Максимальный диаметр оболочки для ноги $d_1 = 216 \text{ мм}$, изготовлена оболочка из одного слоя ткани.

Усилие, разрывающее оболочку для ноги скафандра, будет

$$P_2 = pd_1 = 1500 \cdot 0,216 = 324 \text{ кг/м}.$$

Напряжение ткани

$$\sigma = \frac{324}{2} = 162 \text{ кг/м}.$$

Запас прочности

$$n = \frac{1568}{162} = 9,7.$$

Расчет силовых тросов

Будем считать, что продольные усилия от сверхдавления в скафандре воспринимаются только тросами, расположенными по бокам оболочки. Оболочка не воспринимает продольные усилия бл

годаря наличию шарниров. Примем, что эти усилия в оболочке воспринимают два троса, каждый диаметром $d=2,16$ мм, разрушающее усилие для такого троса равно 380 кгГ.

Площадь поперечного сечения скафандра

$$F_c = \frac{\pi D^2}{4} = \frac{35^2 \cdot \pi}{4} = 962 \text{ см}^2.$$

Давление внутри скафандра равно 0,15 кгГ/см².

Определим усилие на два троса

$$P = 962 \cdot 0,15 = 144 \text{ кгГ}.$$

Напряжение в одном тросе

$$\sigma = \frac{144}{2} = 72 \text{ кгГ}.$$

Запас прочности

$$n = \frac{380}{72} = 5,27.$$

В оболочках рук и ног скафандра также стоят по два троса.

Напряжения в тросах изменяются пропорционально квадратам диаметров максимальных сечений оболочек туловища, ног и рук.

Учитывая это, определим запас прочности троса:

для оболочек ног

$$n = \frac{35^2}{21,6^2} \cdot 5,27 = 13,8;$$

для оболочек рук

$$n = \frac{35^2}{18,5^2} \cdot 5,27 = 18,8.$$

Некоторые элементы скафандра не рассчитывают на прочность, так как при нагрузках, которые можно учесть расчетом, они заведомо прочны. Такие элементы изготовляют, руководствуясь конструктивными соображениями и с учетом безопасного обращения в эксплуатации. Кроме того, скафандр после изготовления проходит испытания, при которых проверяется его прочность и определяют запасы прочности отдельных элементов.

6.3. ТЕПЛОВОЙ РАСЧЕТ СКАФАНДРА

Для поддержания постоянной температуры воздуха в скафандре количество поступающего в скафандр тепла должно равняться количеству уходящего из него тепла [38]. Потеря тепла скафандром определяется следующим выражением:

$$Q_{\text{расх}} = Q_1 + Q_2 - Q_3, \quad (6.4)$$

где Q_1 — теплопотери скафандра через оболочку в ккал/час;

Q_2 — теплопотери через шлем скафандра в ккал/час;

Q_3 — тепло, выделяемое человеком, в ккал/час.

Величину Q_3 определяем по формуле

$$Q_3 = 100 + 0,012 \cdot x. \quad (6.5)$$

Здесь 100 ккал — тепло, выделяемое человеком за час в спокойном состоянии; x — количество работы, произведенной человеком в 1 час, в кг·м; 0,012 — коэффициент, полученный из опыта.

Кроме тепла, выделяемого человеком, в скафандре выделяется тепло от регенеративных патронов. Поэтому при наличии регенеративной системы это тепло необходимо учитывать. Оно выделяется при реакции в результате поглощения углекислоты. Определение тепла, выделяемого поглотителями, приведено в гл. IV.

Теплопотери Q_1 через оболочку определяют по формуле

$$Q_1 = KF(t_1 - t_2). \quad (6.6)$$

Для практических целей вполне достаточно рассматривать поверхность скафандра F как плоскую стенку.

В этом случае коэффициент теплопередачи K определяется по формуле

$$K = \frac{1}{\frac{1}{a_1} + \frac{1}{a_2} + \sum_{i=1}^{i=n} \frac{\delta_i}{\lambda_i}}. \quad (6.7)$$

Коэффициенты теплоотдачи a_1 и a_2 находятся по формуле Юргеса с учетом поправки на давление и температуру воздуха по высотам.

Фактические потери тепла Q' через оболочку будут несколько выше полученных по расчету из-за наличия металлических частей на скафандре. Поэтому теплопотери можно принять равными:

$$Q'_{\text{расч}} = Q_{\text{расч}}(1,2 \div 1,5) \text{ ккал/час.}$$

Потери тепла через шлем скафандра, если он имеет цилиндрическую форму и его поверхность можно представить как плоскую стенку, рассчитывают по формуле (6.6).

Потери тепла через шарообразный шлем находим по уравнению

$$Q_2 = K_1 \cdot \pi(t_1 - t_2), \quad (6.8)$$

где K_1 — коэффициент теплоотдачи, определяемый по формуле

$$K_1 = \frac{1}{\frac{1}{a_1 D_{\text{вн}}^2} + \frac{1}{2\lambda} \left(\frac{1}{D_{\text{вн}}} - \frac{1}{D_{\text{н}}} \right) + \frac{1}{a_2 D_{\text{н}}^2}}. \quad (6.9)$$

Здесь $D_{\text{вн}}$ и $D_{\text{н}}$ — внутренний и наружный диаметр шлема соответственно.

На рис. 6.3 приведен график зависимости потерь тепла скафандром от изменения температуры воздуха в герметической кабине или температуры окружающей среды.

Расчет произведен по формулам при следующих исходных данных:

1. Поверхность скафандра $F=2,5 \text{ м}^2$.
2. Шлем скафандра шарообразный; изготовлен из плексигласа;

$$D_{ш} = 300 \text{ мм}; \quad D_{шн} = 295 \text{ мм}; \quad \delta = 2,5 \text{ мм};$$

$$\lambda = 0,195 \text{ ккал/м} \cdot \text{час} \cdot \text{°С}.$$

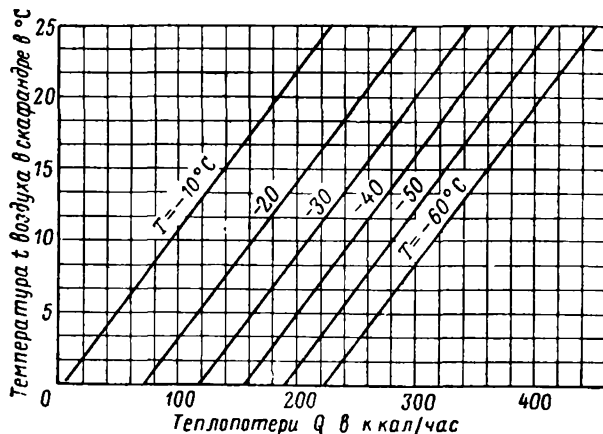


Рис. 6.3. Зависимость тепловых потерь Q скафандра от температуры T в кабине и температуры t в скафандре

3. Материал оболочки — прорезиненный шелк $\delta=0,3 \text{ мм}$.
4. Выделение тепла человеком $Q_3=120 \text{ ккал/час}$.

Определяем температуру, до которой нужно нагреть воздух, по расходу тепла (считая, что в данный момент процесс происходит при постоянном давлении):

$$Q' = Gc_p(T_2 - T_1), \quad (6.10)$$

где G — расход воздуха для вентиляции скафандра в кг/час ;
 c_p — теплоемкость воздуха при постоянном давлении, равная $0,24 \text{ ккал/кг} \cdot \text{°С}$;

T_1 — заданная температура воздуха в скафандре в абсолютной шкале;

T_2 — конечная температура нагрева воздуха.

Следует отметить, что в зависимости от расхода воздуха (вентиляции) и тепловых потерь скафандра температура подаваемого в скафандр воздуха, определяемая по формуле (6.10), может получаться довольно высокой, в то время как допустимая температура

подаваемого в скафандр воздуха находится в пределах от 20 до 30° С. С учетом этого при расчете задаются определенным расходом и допустимой температурой подаваемого воздуха; недостающее тепло в некоторых случаях может компенсироваться применением электрообогревательных элементов скафандра, мехового комбинезона или другими средствами, в зависимости от окружающих условий и конструкции кабины, где применяется скафандр.

6.4. АВИАЦИОННЫЕ СКАФАНДРЫ

Наиболее важным в конструкции скафандра является система жизнеобеспечения. Можно выделить следующие основные типы систем жизнеобеспечения в скафандре.

1. Вентиляционная система с проточной и комбинированной вентиляцией.

2. Регенеративно-вентиляторная система.

3. Регенеративно-инжекторная система.

Вентиляционный скафандр

На современных самолетах наддув герметической кабины воздухом производится от компрессора двигателя — горячим или холодным воздухом. От этой же системы производится наддув и вентиляция скафандра. Принципиальная схема вентиляционной системы представлена на рис. 6.4.

При нормальном избыточном давлении в герметической кабине скафандр только вентилируется, подаваемый в него воздух выходит в кабину через открытый клапан-регулятор давления или смотровое окно шлема. В случае разгерметизации кабины регулятор давления автоматически создает в скафандре избыточное давление и поддерживает его по заданному режиму — соответственно высоте полета.

Помимо основной системы вентиляции скафандра, на самолете предусмотрена аварийная система, состоящая из баллона со сжатым воздухом и аварийным краном. В некоторых случаях для этих целей используется воздух из баллона, предназначенный для аварийного выпуска шасси.

Аварийная система вентиляции и наддува скафандра применяется в случае остановки двигателей, выхода из строя основной системы и в случае полета в отравленной атмосфере, если в системе наддува кабины и скафандра нет специального фильтра.

Наддув и вентиляция скафандра воздухом ограничивают высоту полета вследствие малого процентного содержания кислорода; вентиляция же скафандра чистым кислородом опасна в пожарном отношении. Поэтому в системах с проточной вентиляцией допускается использование газовой смеси с содержанием кислорода не более 40%. Однако такая система практического применения не находит. С большим успехом применяется система с отдельной

вентиляцией скафандра воздухом и подачей под шлем кислорода. Несмотря на некоторую сложность, такая система имеет преимущество по сравнению с другими. Так, например, наддув и вентиляция скафандра воздухом делают его безопасным в пожарном отношении и мало чувствительным к негерметичности, а подача кислорода под маску или непосредственно в шлем скафандра обеспечивает возможность полета в скафандре практически на любых высотах.

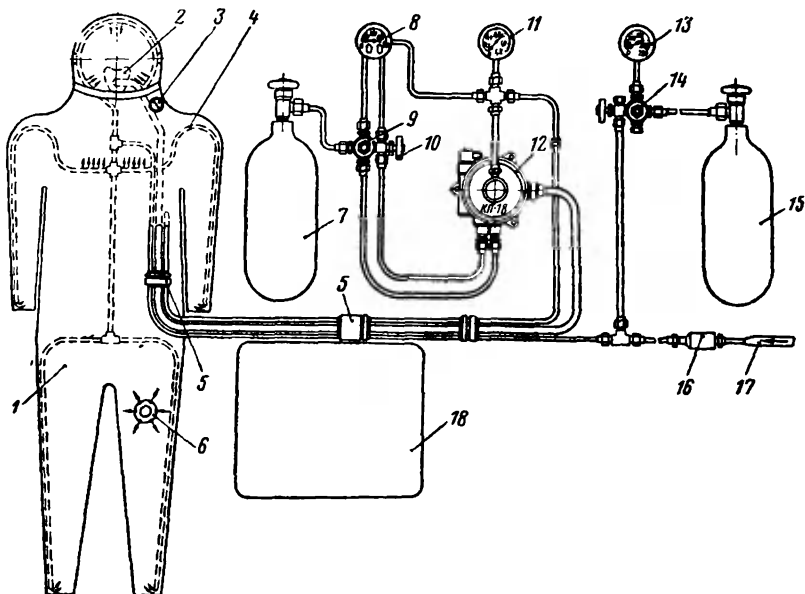


Рис. 6.4. Принципиальная схема вентиляционной системы скафандра:

1 — скафандр; 2 — маска; 3 — клапан сброса давления; 4 — вентиляционный трубопровод; 5 — разъем; 6 — регулятор давления; 7 — баллон с кислородом; 8 — указатель кислорода ИК-18; 9 — редуктор; 10 — кран аварийной подачи кислорода; 11 — манометр давления в скафандре; 12 — прибор КП-18; 13 — манометр давления воздуха; 14 — редуктор с аварийным краном; 15 — баллон с воздухом; 16 — ограничитель подачи воздуха; 17 — воздух от компрессора самолета; 18 — парашютный прибор КП-23

Раздельная вентиляция скафандра и шлема достигается специальным шейным клапаном или диафрагмой, изолирующими подшлемное пространство от пространства под оболочкой скафандра. Существуют так называемые безмасочные скафандры и скафандры, в которых, кроме гермошлема, применяется кислородная лицевая маска. В первом случае кислород подается непосредственно в подшлемное пространство, во втором — под маску; выдыхаемый воздух из-под маски по специальному шлангу отводится непосредственно под оболочку скафандра.

При полете в загерметизированной кабине, несмотря на непрерывную вентиляцию скафандра, избыточное давление в нем не

превышает $0,02 \text{ кг/см}^2$. При разгерметизации кабины самолета избыточное давление воздуха в скафандре поддерживается около $0,2—0,22 \text{ кг/см}^2$. Для космических и лунных скафандров абсолютное давление должно быть не менее $0,35 \text{ кг/см}^2$; при этом надо иметь в виду, что такое давление не гарантирует от опасности развития декомпрессионных расстройств, хотя их вероятность не столь велика.

Абсолютное давление в скафандре складывается из избыточного давления и давления окружающей среды:

$$p_a = p_H + \Delta p,$$

где p_a — абсолютное давление в скафандре;

p_H — давление окружающей среды;

Δp — избыточное давление в скафандре.

Изменение перепада давления и поддержание в скафандре постоянного давления производится регулятором, установленным на оболочке скафандра. В табл. 6.2 приведено избыточное и абсолютное давление в скафандре, поддерживаемое регулятором давления при полетах на различных высотах в случае нарушения герметизации кабины самолета. Кроме регулятора давления для надежности работы на скафандре устанавливают предохранительный клапан на максимально допустимое рабочее давление. Из табл. 6.2 видно, что если давление окружающей среды $p_H = 0$, то абсолютное давление в скафандре будет равно избыточному давлению $p_a = \Delta p$. Практически это имеет место на высотах порядка 40—50 км.

Таблица 6.2

Абсолютное и избыточное давление в скафандре при полетах на различных высотах во время разгерметизации кабины самолета

| Абсолютное давление в скафандре $0,22 \text{ кг/см}^2$ | | | | Абсолютное давление в скафандре $0,35 \text{ кг/см}^2$ | | | |
|---|--|---|--------------------|---|--|---|--------------------|
| Высота полета км | Барометри- ческое дав- ление мм рт. ст. | Избыточное дав- ление в ска- фандре | | Высота полета км | Барометри- ческое давление мм рт. ст. | Избыточное дав- ление в ска- фандре | |
| | | мм рт. ст. | кг/см ² | | | мм рт. ст. | кг/см ² |
| 11 | 170 | 0 | 0 | 8 | 267 | 0 | 0 |
| 15 | 90 | 80 | 0,1 | 10 | 198 | 119 | 0,157 |
| 20 | 41 | 129 | 0,17 | 15 | 90 | 177 | 0,232 |
| 25 | 19 | 151 | 0,21 | 20 | 41 | 226 | 0,30 |
| 30 | 9 | 161 | 0,214 | 25 | 19 | 248 | 0,326 |
| 40 | 2 | 168 | 0,22 | 30 | 9 | 256 | 0,342 |
| 50 | 0 | 170 | 0,22 | 40 | 2 | 265 | 0,35 |
| | | | | 50 | ~0 | 267 | 0,35 |

В последнее время для вентиляции скафандра, кроме воздуха, начали применять другие газы. Так, например, на самолете Норт Америкен Х-15, на котором в 1962 г. была достигнута рекордная

высота 94490 м, скафандр вентилировался азотом. Азот находился в газификаторе на борту самолета и использовался для охлаждения электронного оборудования самолета и других агрегатов. Преимущество применения азота заключается в его безопасности в пожарном отношении.

В Калифорнийском университете изучается возможность использования для вентиляции кабины летательного аппарата и скафандра смеси воздуха с гелием (50%). Гелий обладает высокой теплопроводностью, значительно большей, чем азот, что имеет важное значение для поддержания нормального температурного режима в кабине и скафандре. Он имеет и еще одно преимущество — не обладает вторичной наведенной радиацией под воздействием космических лучей, в то время как азот воздуха в этом случае перейдет в радиоактивный углерод. Надо иметь в виду, что вследствие большей теплопроводности кислородно-гелиевой смеси теплопотери организмом путем конвекции возрастают. Следовательно, зона комфортной температуры будет лежать выше. Предварительные исследования показывают, что оптимальная температура воздуха в кабине и под скафандром при относительной влажности 40% должна быть около 20—30°С.

Вопрос о целесообразности применения кислородно-гелиевой смеси для вентиляции, также как и смеси других инертных газов, изучается. При выборе рациональной системы вентиляции кабины летательного аппарата и скафандра конструктор вынужден считаться с особенностями вентиляции кабины самолета и космического корабля. Если в первом случае «запасы» воздуха почти неограниченно велики, то во втором — они строго ограничены.

Расчет вентиляции любого замкнутого объема (кабины или скафандра) в зависимости от конкретных условий может производиться по температуре воздуха, влажности его или по содержанию в нем углекислого газа.

Расчет вентиляции по допустимой концентрации CO_2

Расчет вентиляции по концентрации CO_2 в летной практике производят обычно только для подшлемного пространства скафандров регенеративных систем.

Потребная вентиляция скафандра или шлема исходя из допустимой концентрации углекислого газа определяется по следующей формуле:

$$v_B = \frac{G}{\xi_a - \xi_b} \text{ м}^3/\text{час}, \quad (6.11)$$

где v_B — объемный расход воздуха (вентиляция) в $\text{м}^3/\text{час}$;

G — количество углекислоты, выделяемое человеком, в $\text{л}/\text{час}$;

ξ_a — предельная концентрация CO_2 в скафандре или в шлюзе в %;

ξ_b — концентрация углекислоты в подаваемом воздухе в %.

Произведем примерный расчет потребной вентиляции. Концентрация углекислоты в скафандре не должна превышать 1,5% при 760 мм рт. ст. Примем $\xi_a=1,5\%$ и $\xi_b=0,03\%$. Количество выделяемой человеком углекислоты примем для расчета 36 л/час. При этих условиях вентиляция, соответствующая предельной концентрации 1,5% CO_2 в скафандре, будет равна:

$$v_v = \frac{36}{1,5 - 0,03} \cdot \frac{100}{1000} = 2,46 \text{ м}^3/\text{час} = 40,6 \text{ л}/\text{мин}.$$

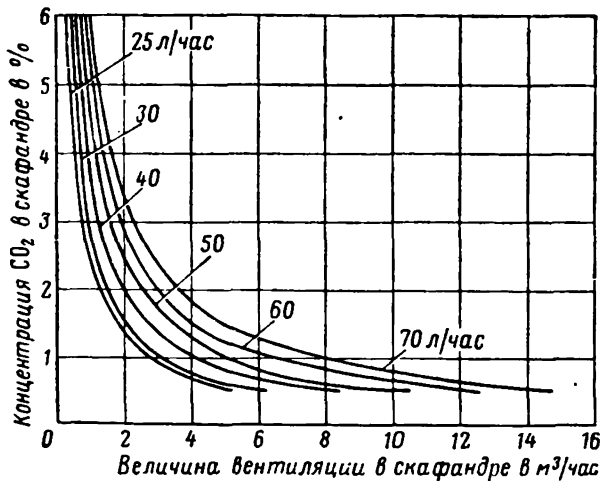


Рис. 6.5. Зависимость величины вентиляции скафандра ($\text{м}^3/\text{час}$) от предельно допустимой концентрации CO_2 и количества углекислоты, выделяемой человеком

Работа, производимая человеком в скафандре, может быть разнообразной. Соответственно выполняемой работе человек будет выделять определенное количество углекислоты. На рис. 6.5 показана зависимость потребной вентиляции скафандра (ось абсцисс) от допустимой концентрации CO_2 при различном содержании CO_2 . Величина 36 л/час, взятая в примере, соответствует легкой работе.

Расчет вентиляции по допустимой концентрации углекислоты можно производить также по формуле [2]

$$v_v = \frac{R_{\text{CO}_2} T}{P_{\text{CO}_2 \text{ доп}}} (q_n + q_n), \quad (6.12)$$

где v_v — потребная объемная вентиляция шлема в л/мин;
 $p_{CO_2 доп}$ — допустимое парциальное давление углекислоты в мм рт. ст.;
 q_n — весовое количество углекислоты в подаваемом газе;
 q_m — количество углекислоты, выделяемой человеком, в г/час;
 T — температура газа в шлеме в °К.

Определим величину вентиляции шлема скафандра, пользуясь формулой (6.12) и данными предыдущего примера.

Газовая постоянная для углекислоты $R_{CO_2} = 19,3$ м°К. Принимаем, что при средней работе человек будет выделять углекислоты 0,6 л/мин. Удельный вес CO_2 при 0°С равен 1,977 г/л. В нашем случае $q_n = 0$. Следовательно, потребная вентиляция, при которой парциальное давление углекислоты не будет превышать 12 мм рт. ст., или 1,5%, составит

$$v_v = \frac{19,3 \cdot 273 \cdot 0,6 \cdot 1,977 \cdot 735}{12 \cdot 10^4} \approx 40 \text{ л/мин.}$$

При расчете по обеим формулам нами получены одинаковые значения для потребной вентиляции.

Расчет вентиляции по влажности воздуха

Интенсивность вентиляции, определенная по углекислоте, не обеспечивает достаточного удаления избытка выделяемых человеком водяных паров, количество которых превосходит в несколько раз количество выделяемой им углекислоты. Поэтому очевидно, что интенсивность вентиляции, рассчитанная по влажности, должна быть соответственно выше.

Если интенсивность вентиляции определять по влажности воздуха, то не только обеспечивается должное удаление углекислоты, но и создаются лучшие гигиенические условия в скафандре.

Для расчета необходимой вентиляции при установившемся режиме в зависимости от желательной относительной влажности воздуха в скафандре можно пользоваться следующей формулой:

$$v_v = \frac{G}{\frac{\beta}{100} E - a}, \quad (6.13)$$

где v_v — объемный расход воздуха (вентиляция) в м³/час;
 G — количество паров воды, выделяемых человеком, в г/час;
 β — желательная относительная влажность в %;
 E — абсолютная влажность в г/м³ при полном насыщении воздуха скафандра при заданной температуре;
 a — абсолютная влажность подаваемого в скафандр воздуха в г/м³.

Относительная влажность воздуха не зависит от давления и является функцией только его температуры. Количество влаги, выделяемое человеком, также не зависит от давления. Следовательно, относительная влажность воздуха в скафандре будет функцией вентиляции, температуры воздуха и количества паров воды, выделяемых летчиком.

Чтобы избежать конденсации водяных паров на внутренней поверхности шлема и оболочке скафандра, надо иметь минимально допустимую влажность порядка 30—40%. Исходя из этого определим по формуле (6.13) необходимую вентиляцию, принимая относительную влажность 40% при температуре воздуха 20°С и считая, что человек выделяет 70 г/час паров воды. Величина (E) при 20°С (по психрометрической таблице) равна 17,29 г/м³. Считаем, что воздух в скафандр подается сухим, т. е. $a=0$.

Подставив в формулу (6.13) полученные значения, найдем

$$v_{\text{в}} = \frac{70}{\frac{40}{100} \cdot 17,29} = 10,2 \text{ м}^3/\text{час}, \text{ или } 170 \text{ л}/\text{мин}.$$

На рис. 6.6 приведены величины вентиляции в зависимости от температуры воздуха в скафандре (отложенной по оси абсцисс), относительной влажности в % и количества выделяемой человеком влаги в г/час (в прямоугольниках).

Из формулы (6.13) видно, что чем меньше относительная влажность, тем, при прочих равных условиях, больше вентиляция скафандра. Можно иметь стабильную относительную влажность, если поддерживать постоянными вентиляцию и температуру воздуха в скафандре. Не следует допускать относительную влажность в скафандре ниже 15%, так как при этом наступает высушивание конъюнктив глаз и слизистых оболочек верхних дыхательных путей, сопровождающееся резью в глазах и жжением в носоглотке.

В случае наддува скафандра влажным воздухом в системе необходимо устанавливать поглотитель влаги — силикагель или другие сорбенты. Характеристики поглотителей и необходимые расчеты приведены ниже, в разделе «Регенеративные системы». Если по каким-либо причинам относительная влажность воздуха в скафандре будет недостаточной, то ее легко повысить без применения специальных увлажняющих устройств, уменьшив подачу вентиляционного воздуха. При этом необходимо лишь следить за тем, чтобы количество вентилирующего воздуха обеспечивало допустимую концентрацию CO₂.

Практика показывает, что для обеспечения хороших условий человеку, находящемуся в скафандре вентиляционного типа, необходимо подавать от 140 до 200 л/мин воздуха.

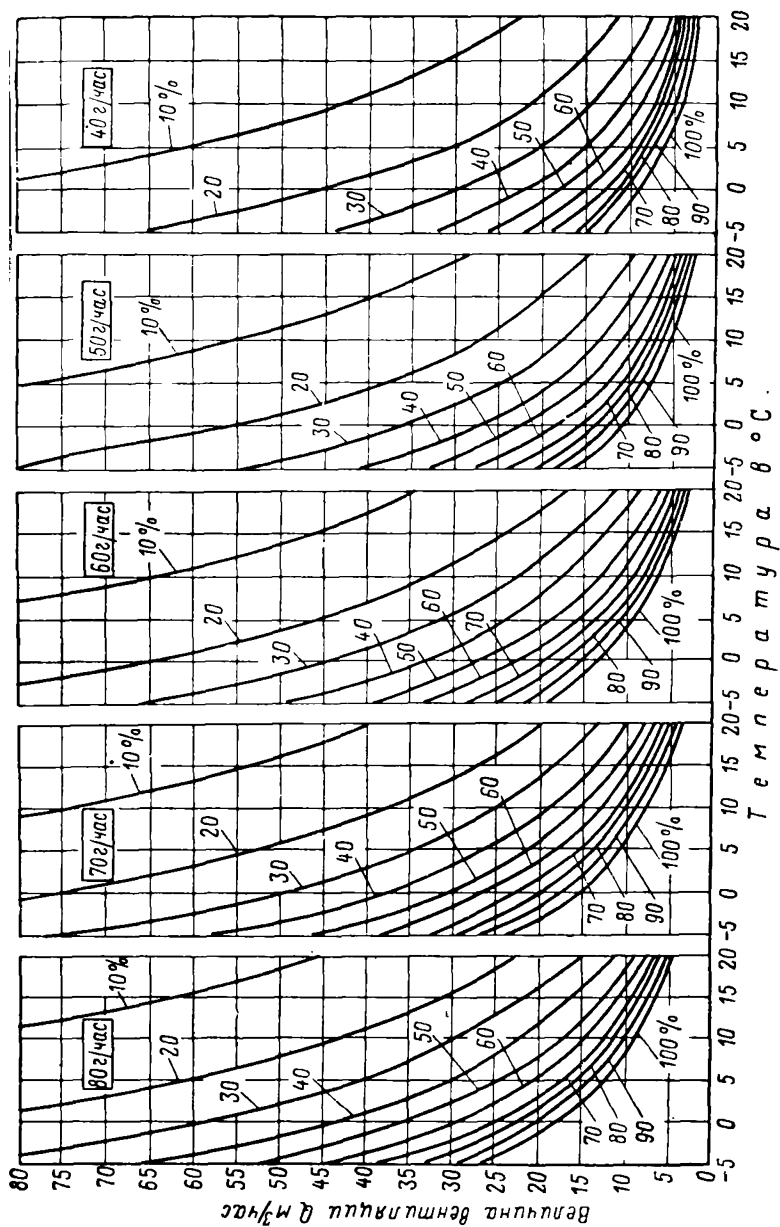


Рис. 6.6. Зависимость величины вентиляции скафандра в м³/час от количества выделяемой легочником влаги, температуры воздуха и относительной влажности

Состав воздуха в скафандре и расход кислорода

Как уже сказано, в целях пожарной безопасности скафандр надо вентилировать смесью воздуха с кислородом в отношении примерно 50%. В подшлемное пространство безмасочного скафандра или под маску воздух должен подаваться с большим содержанием кислорода с таким расчетом, чтобы его парциальное давление было около 145—160 мм рт. ст.

Подача газовой смеси (воздух+кислород) осуществляется легочным автоматом до высоты 8000 м. На высотах более 8000 м клапан подсоса воздуха в легочном автомате закрывается и для дыхания под маску либо в подшлемное пространство подается чистый кислород. Расход кислорода в скафандре с маской по сравнению со скафандром без маски на высотах до 8000 м примерно в два раза меньше. На высотах выше 8000 м расход кислорода в скафандре с маской равен легочной вентиляции летчика. Зная легочную вентиляцию и нормальное парциальное давление кислорода, можно определить его расход через легочный автомат при подсосе воздуха по формуле

$$q_{O_2} = v_{л.в} \left(\frac{160}{p_H} - 0,21 \right), \quad (6.14)$$

где $v_{л.в}$ — легочная вентиляция в л/мин;

160 — парциальное давление кислорода в мм рт. ст.;

p_H — барометрическое давление на высоте в мм рт. ст.;

0,21 — процентное содержание кислорода в воздухе.

Определим расход кислорода на высоте 8000 м, где $p_H = 266$ мм рт. ст. при легочной вентиляции $v_{л.в} = 20$ л/мин.

$$q_{O_2} = 20 \left(\frac{160}{266} - 0,21 \right) = 8 \text{ л/мин.}$$

Расход 8 л/мин получен для высотных условий. Переведа в нормальные (земные) литры, получим

$$\frac{8 \cdot 266}{760} = 3 \text{ л/мин.}$$

Заметим, что приборы типа «легочный автомат» регулируются на несколько большую, чем расчетная, подачу кислорода и на высотах до 8 км они подают 5—6 л/мин.

При расчетах часто встречается необходимость приводить высотные объемные величины подачи кислорода к нормальным наземным. На рис. 6.7 приведены кривые перевода объемной подачи кислорода из наземных к высотным, по которым можно проводить и обратную операцию.

Расход кислорода для скафандра без маски определяется также по формуле (6.14), только в этом случае берется не легочная

вентиляции, а вентиляция, необходимая для шлема безмасочного скафандра.

Пример. Определить расход кислорода для вентиляции подшлемного объема безмасочного скафандра при высоте в скафандре 8000 м, где $p_H = 266$ мм рт. ст., вентиляция подшлемного объема 40 л/мин, парциальное давление кислорода в шлеме 160 мм рт. ст.

По формуле (6.14)

$$q_{O_2} = 40 \left(\frac{160}{266} - 0,21 \right) = 16 \text{ л/мин,}$$

$$\frac{16 \cdot 266}{760} = 5,6 \text{ л/мин.}$$

или

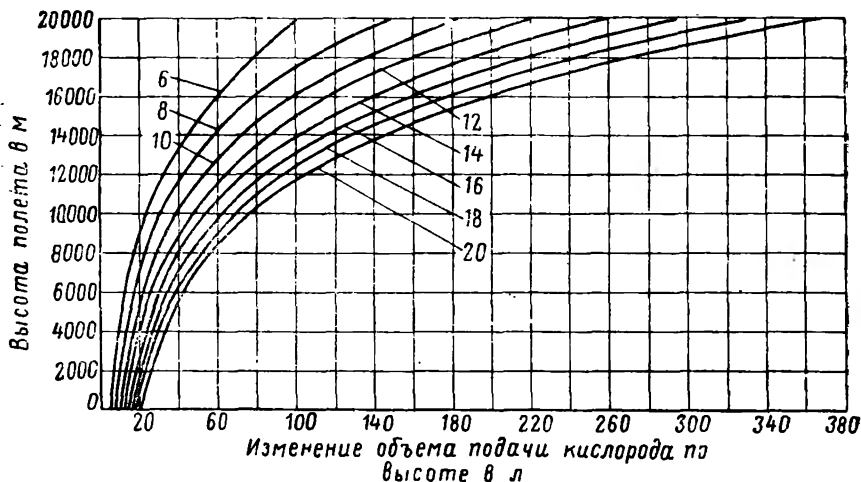


Рис. 6.7. Кривые перевода объемной подачи кислорода из наземных в высотные и обратно. Цифры у кривых обозначают объем «наземных» литров

Если известен расход кислорода для вентиляции шлема безмасочного скафандра, то можно определить процентное содержание кислорода в шлеме по формуле

$$q_{O_2} = v_B \left(\frac{\varphi_{O_2}}{100} - 0,21 \right), \quad (6.15)$$

где v_B — объемная вентиляция шлема скафандра в л/мин;

$\frac{\varphi_{O_2}}{100}$ — процентное содержание кислорода в шлеме на соответствующей высоте;

0,21 — процентное содержание кислорода в подаваемом воздухе.

Для приведенного нами случая процентное содержание будет составлять $\varphi_{O_2} = 61\%$.

По формуле (6.15) можно определять и расход кислорода для шлема по высотам. Для этого нужно знать процентное содержание кислорода на соответствующей высоте и подставить это значение в формулу.

Из изложенного выше видно, что весьма важным показателем состава воздуха в шлеме безмасочного скафандра является парциальное давление кислорода. Оно зависит от высоты полета, процентного содержания кислорода в воздухе шлема, абсолютного давления в нем (или перепада давлений в шлеме и окружающей среде). Все эти зависимости можно определить по номограмме на рис. 6.8. Покажем это на примерах:

При полете на высоте 35 км произошла разгерметизация кабины самолета. Избыточное давление в скафандре будет 0,35 ат. Определим, каким должно быть процентное содержание кислорода в шлеме скафандра, чтобы парциальное давление было равным 160 мм рт. ст.

По рис. 6.8 справа находим, как указано стрелками, что при полете на высоте 35 км и избыточном давлении 0,35 ати эквивалентная высота в шлеме скафандра будет 8100 м. Отмечаем эту высоту на рис. 6.7 слева и проводим от точки 8100 м на оси ординат прямую до пересечения с кривой. Затем от этой точки проводим прямую вниз, как указано стрелками. Справа на шкале парциальных давлений кислорода от значения 160 мм рт. ст. проводим прямую, как указано стрелкой, до точки пересечения с вертикальной прямой А и на правой шкале в конце наклонной линии читаем содержание кислорода — 60%.

В последнее время на шлемах скафандров и гермошлемах высотных компенсирующих костюмов начали устанавливать миниатюрные, типа легочного автомата, или комбинированные приборы, состоящие из легочно-автоматического устройства и механизма непрерывной подачи кислорода.

Миниатюрные приборы значительно укорачивают соединительные коммуникации от стационарного прибора к скафандру, уменьшают сопротивление вдоху. При этом уменьшается общий вес аппаратуры.

Такая компоновка открывает возможности осуществления автоматического закрывания окна шлема скафандра в момент декомпрессии.

В случае аварийной разгерметизации кабины анероид сработает, регулятор бортового прибора будет подавать большое давление в миниатюрный прибор на шлеме скафандра, переместится предохранительный рычажок, сработает пружина и мгновенно закроется окно шлема скафандра. Автоматическое закрытие окна шлема скафандра имеет важное значение при авариях, особенно во время катапультирования.

Если сравнить два типа скафандров (с маской и безмасочный),

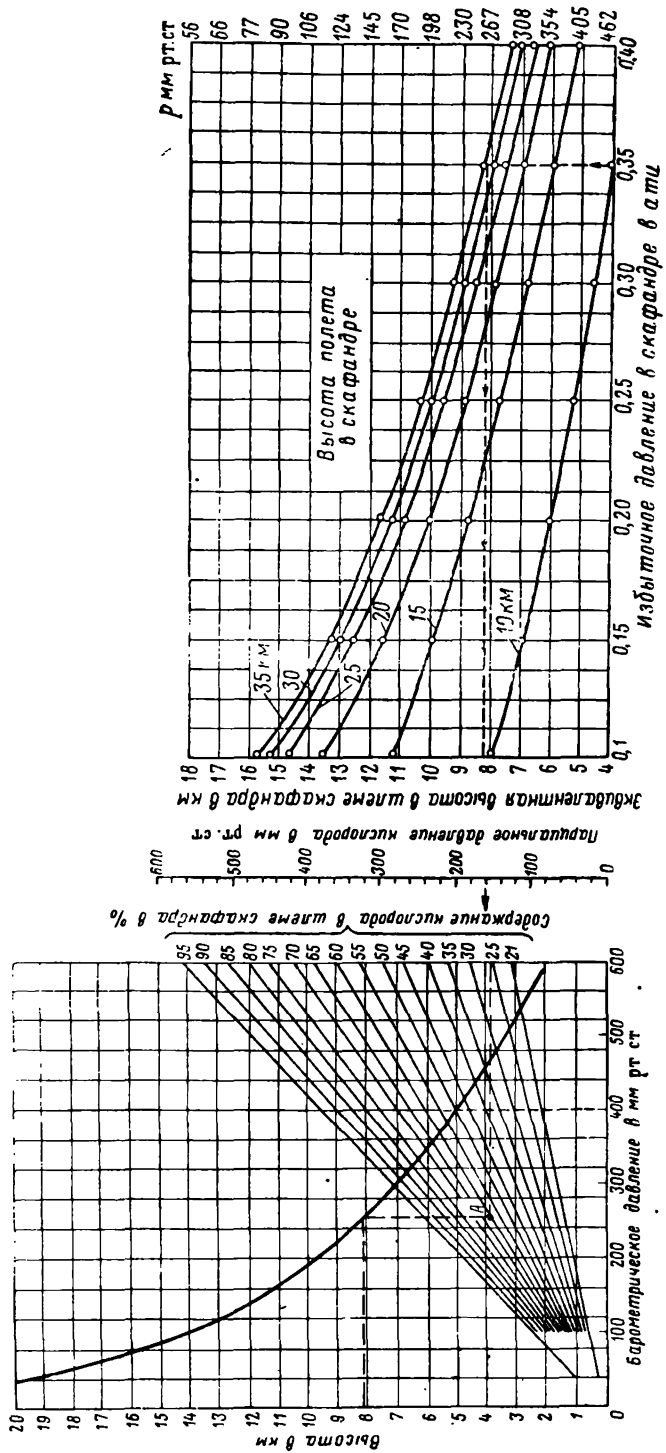


Рис. 6.8. Номограмма для определения парциального давления кислорода в шлеме скафандра в зависимости от высоты полета и концентрации кислорода

то окажется, что каждый из них имеет свои преимущества и недостатки. Так, относительная влажность воздуха в шлеме безмасочного скафандра выше, чем у масочного, что требует специальной защиты от запотевания смотрового щитка шлема (двойных стекол с воздушным зазором или с электрообогревом). Гигиенические условия по вентиляции и температурному режиму в безмасочном скафандре несколько хуже, чем в скафандре с маской.

Повреждение шлема в безмасочном скафандре, нарушение его герметичности приводит к кислородному голоданию, а на больших высотах — к смертельному для пилота исходу.

Преимущества безмасочного скафандра следующие: отсутствие маски освобождает лицо летчика, исключаются раздражения кожи и болезненные ощущения в местах ее прикосновения.

Регенеративные системы скафандра

Регенеративно-вентиляторная система

Принципиальная схема регенеративно-вентиляторной системы приведена на рис. 6.9.

Находящийся в скафандре воздух, содержащий углекислоту и водяные пары, при помощи вентилятора засасывается по шлангу из шлема скафандра, проходит через химические сорбенты, поглощающие углекислоту и влагу. Одновременно с этим процессом в

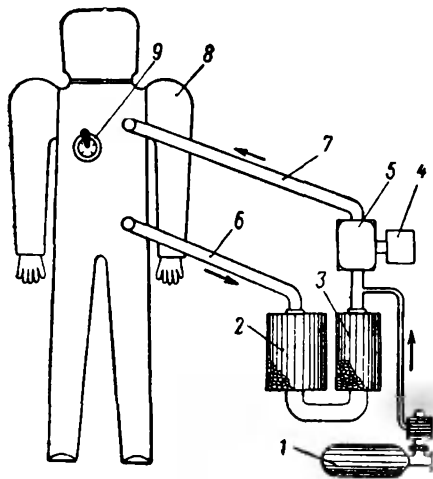


Рис. 6.9. Принципиальная схема регенеративно-вентиляторной системы:

1 — баллон с редуктором; 2 — регенеративный патрон для поглощения CO_2 ; 3 — регенеративный патрон для поглощения влаги; 4 — электромоторчик; 5 — вентилятор; 6 — 7 — шланги; 8 — скафандр; 9 — автоматический клапан

очищенный воздух добавляется кислород в необходимом количестве (от 0,5 до 1 л/мин). Обогащенный кислородом воздух снова подается вентилятором по шлангу 7 в скафандр. Давление в скафандре регулируется автоматическим регулятором, выпускающим избыточный воздух в атмосферу. Преимущество регенеративно-вентиляторной системы заключается в малом расходе кислорода (0,5—1 л/мин).

Для надежности работы в системе устанавливают два вентилятора. При выходе из строя одного вентилятора в работу автоматически включает-ся второй. Автомат-переключатель срабатывает при падении давления в магистрали системы. Вместо второго вентилятора иногда устанавливают дуб-

дующий инжектор. Чтобы не было слишком высокой концентрации кислорода в скафандре, в инжектор и вентиляционную систему можно подавать смесь воздуха с содержанием кислорода не более 50%. Следует отметить, что специальные вентиляторные моторки в пожарном отношении должны быть безопасны, особенно при работе в атмосфере чистого кислорода.

Регенеративно-инжекторная система

Регенеративно-инжекторная система (рис. 6.10), рассчитанная для обеспечения жизнедеятельности летчика в скафандре в течение 6—8 час, работает следующим образом.

Кислород из баллона под давлением 150 ат поступает в редуктор, понижающий давление до 6—7 ат, и далее направляется в инжектор. Инжектор, используя кинетическую энергию кислорода, всасывает воздух из скафандра. Этот воздух проходит через регенеративные патроны и после поглощения в них углекислоты и влаги возвращается вновь в скафандр уже обогащенным кислородом в количестве 2—2,5 л/мин (расход кислорода инжектором).

Постоянство давления в скафандре обеспечивается таким же образом.

Недостатком регенеративно-инжекторной системы является возрастающая концентрация кислорода в скафандре, достигающая в течение 2 час почти 100%. Как и в регенеративно-вентиляторной системе, недостаток этот устраним применением газовой смеси, содержащей 40—50% кислорода.

Регенеративно-инжекторная система весьма компактна, имеет малый вес по сравнению с другими, не требует электроэнергии. Она широко применяется в авиационных скафандрах.

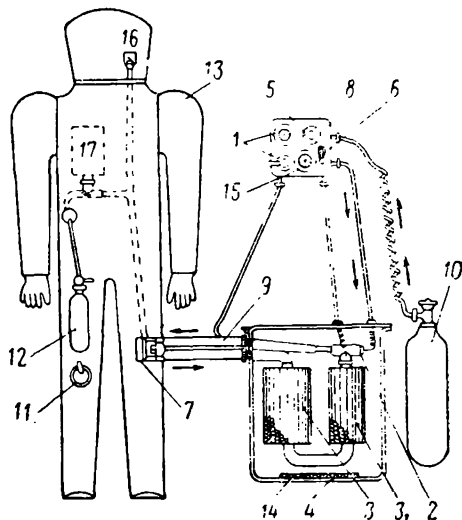


Рис. 6.10. Схема регенеративно-инжекторной системы:

1 — редуктор с манометром; 2 — инжектор; 3 — патрон для поглощения CO_2 ; 3₁ — патрон для поглощения влаги; 4 — регенеративная коробка; 5 — автоматический клапан; 6 — аварийный кран; 7 — аварийный замок; 8 — приборный щиток; 9 — шланги; 10 — кислородный баллон; 11 — клапан для снижения давления; 12 — аварийный баллон; 13 — скафандр; 14 — электрообогрев; 15 — манометр; 16 — указатель вентиляции; 17 — регенеративный аварийный патрон

Регенеративная система, работающая на газообразном кислороде

Принципиальная схема регенеративно-инжекторной системы предназначена для обеспечения жизнедеятельности летчика в скафандре в течение 10 час, показана на рис. 6.11. Принцип ее действия тот же, что и у системы, описанной выше. Отличие рассматриваемой системы в том, что в ней имеется один общий корпус регенеративного патрона для ХПИ и силикагеля. В конструкции таких патронов необходимо делать воздушный зазор, отделяющий ХПИ

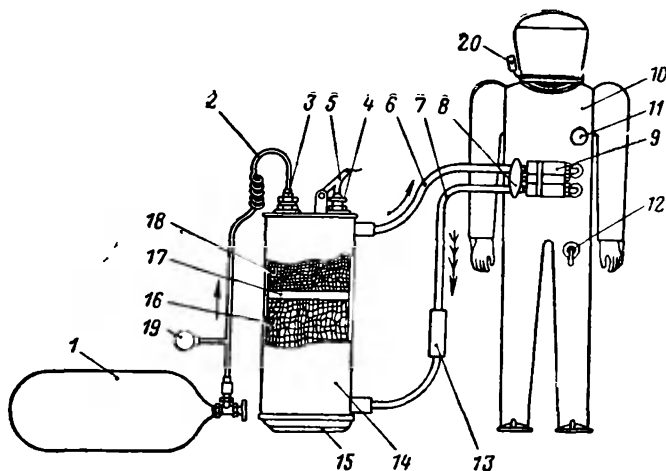


Рис. 6.11. Схема регенеративно-инжекторной десятичасовой системы скафандра:

1 — баллон; 2 — трубопровод; 3 — соединительный штуцер; 4 — байпас-кнопка; 5 — рычажок; 6 — шланг для поступления воздуха; 7 — шланг для выхода воздуха; 8 — ручка; 9 — разъем; 10 — скафандр; 11 — клапан; 12 — клапан спуска давления; 13 — подогрев воздуха; 14 — регенеративный патрон; 15 — доньшко; 16 — поглотитель CO_2 ; 17 — воздушная прослойка; 18 — силикагель; 19 — манометр давления кислорода; 20 — манометр избыточного давления в скафандре

от силикагеля, чтобы предупредить осушение ХПИ вследствие нагрева силикагеля в процессе работы. Патрон — переснаряжающегося типа; в крышке и доньшке имеются резьбовые пробки для набивки ХПИ и силикагеля.

Регенеративный патрон размещается в цилиндрическом корпусе, который имеет съемное дно и крышку. Редуктор и инжектор размещены на верхней крышке. Из редуктора выведен через крышку штуцер 3, к которому подходит трубопровод от кислородного баллона. Инжектор всасывающим патрубком привернут к верхней крышке патрона, диффузор инжектора выведен наверх и соединен со шлангом, идущим в скафандр. Для быстрого наполнения скафандра смесью воздуха на крышке корпуса имеется рычажок, который управляется дистанционно посредством тросика. При натяжении тросика в скафандр можно подать до 50 л/мин воздуха.

Воздух из скафандра засасывается инжектором по шлангу 7, поступает в нижнюю часть регенеративного патрона, проходит через ХПИ и очищается от углекислоты, а в верхней части патрона силикагелем поглощается влага. Очищенный воздух в диффузоре инжектора смешивается с кислородом и поступает по шлангу 6 в шлем скафандра.

Представленная регенеративная система может работать при окружающей температуре до -50°C . Для этого в доннышке корпуса предусмотрен электрообогрев; корпус системы с внешней стороны утеплен. Кроме электрообогрева, при низкой отрицательной температуре дополнительный обогрев может осуществляться посредством обдува патрона теплым воздухом, подаваемым для надува герметической кабины самолета.

Регенеративная система, работающая на жидком кислороде

В этой системе вместо баллона со сжатым кислородом используется газификатор (кислородный жидкостной прибор).

Принцип действия регенеративной системы на жидком кислороде тот же, что и системы на газообразном кислороде. В такой системе упрощается подвод кислорода к инжектору и не требуется редуктора для понижения давления. Основное преимущество системы на жидком кислороде заключается в том, что она при меньшем весе имеет больший запас кислорода (1 л жидкого кислорода дает до 800 л газообразного).

Недостаток системы — непрерывная испаряемость жидкого кислорода даже при хорошем вакууме между двойными стенками шарового сосуда (до 8% в сутки от общего веса жидкого кислорода в газификаторе). Следовательно, такая установка, как правило, должна заряжаться кислородом непосредственно перед полетом.

На рис. 6.12 представлена схема газификатора. Газификатор состоит из двух медных полушарий, змеевика-испарителя, арматуры, необходимой для подъема давления в приборе, и трубопроводов с клапанами для зарядки жидким кислородом.

Жидкий кислород заливают в прибор под давлением 1,5—2 ат через зарядный штуцер 5; полная заливка производится до тех пор, пока через вентиль 4 не пойдет жидкий кислород. Для приведения прибора в рабочее состояние необходимо в сосуде поднять давление и закрыть вентиль 4. Подъем давления в сосуде газификатора осуществляется с помощью двух клапанов 3.

При открывании вентиля 2 жидкий кислород из нижней части сосуда под действием статического давления поступает (частично испарившись) через клапаны подъема давления 3 в ресивер 7, откуда уже в газообразном состоянии через кольцевое пространство горловины и трубку проходит в газовую полость сосуда. В результате этого давление в сосуде повышается.

При достижении в сосуде давления 8—8,5 кг/см² клапаны 3 за-

крываются и прекращают подачу газа в ресивер. При падении давления в сосуде ниже 8 ат клапаны подъема давления 3 вновь автоматически открываются и возобновляется подача испарившегося кислорода в газовую полость сосуда. Подъем давления в приборе до 8 кг/см^2 , заполненном жидким кислородом не менее чем на 60% объема, происходит за $5\text{--}10 \text{ мин.}$ Уровень жидкого кислорода приборе показывает специальный указатель 13 . Если газообразный кислород из прибора потребителем не отбирается, то давление не будет расти (в результате испарения за счет перехода тепла вследствие некоторой неплотности клапанов подъема давления). При достижении в приборе давления, равного $11\text{--}11,5 \text{ ат}$, откроется предохранительный клапан 8 , выпускающий излишек газообразного кислорода. С момента открытия предохранительного клапана рост давления прекращается.

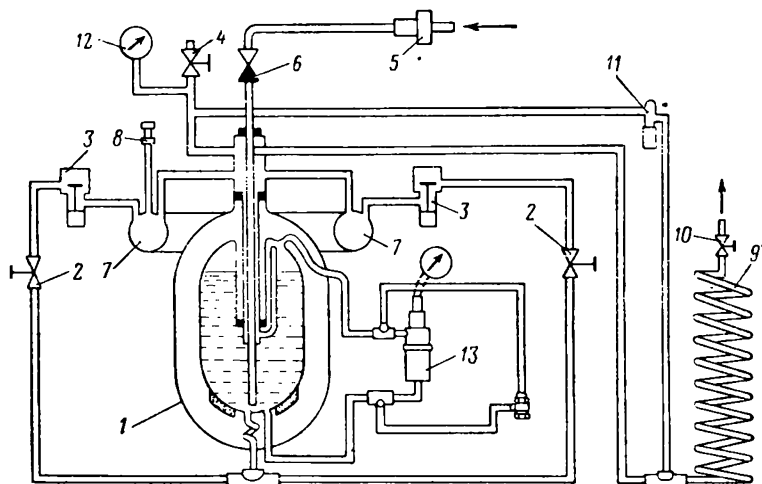


Рис. 6.12. Схема газификатора:

1 — сосуд; 2 — вентиль; 3 — клапан подъема давления; 4 — вентиль сброса давления; 5 — штуцер для зарядки жидкого кислорода; 6 — обратный клапан; 7 — ресивер; 8 — предохранительный клапан; 9 — змеевик-испаритель; 10 — запорный вентиль; 11 — клапан перепускной; 12 — манометр; 13 — указатель уровня жидкого кислорода

При работе прибора, когда происходит отбор газообразного кислорода потребителем, жидкий кислород из сосуда под действием разности давлений в сосуде и испарителе поступает в испаритель 9 , в котором переходит в газообразное состояние. Из испарителя газообразный кислород через запорный вентиль 10 направляет в бортовую магистраль и к приборам. Давление в газификаторе может поддерживаться в зависимости от регулировки клапана давления. В случае превышения допустимого давления через предохранительный клапан кислород будет выпускаться в атмосферу.

В некоторых конструкциях газификатор для лучшего испарения и подгрева газообразного кислорода обдувается горячим воздухом, который подается в распределительный коллектор под кожу нагретым до 80—100°С и выходит из него через отверстия на коже.

Автономная регенеративно-инжекторная система

На рис. 6.13 приведена схема автономной шестичасовой регенеративно-инжекторной системы скафандра. В этой системе регенеративные патроны размещены внутри скафандра. Они сделаны по контуру оболочки скафандра и не мешают летчику или космонавту выполнять работу. По сравнению с шестичасовой стационарной системой (см. рис. 6.10) автономная система представляет ряд преимуществ: она проще и компактнее, имеет меньшее количество деталей и меньший вес.

Так как регенеративные патроны находятся внутри скафандра в благоприятных температурных условиях, можно считать, что 1 кг ХПИ способен поглотить 160 л углекислоты. При этом к расчетной величине ХПИ здесь не требуется добавлять 20—30%, как это делается для регенеративных патронов стационарной системы. Кроме двух патронов с ХПИ, в системе имеется патрон с силикагелем для поглощения влаги, он также находится внутри скафандра. Регенеративные патроны автономной системы перезаряжаемого типа изготавливаются из луженой жести толщиной 0,3 мм. Размеры патронов и вес ХПИ определяются, как и для стационарной системы,

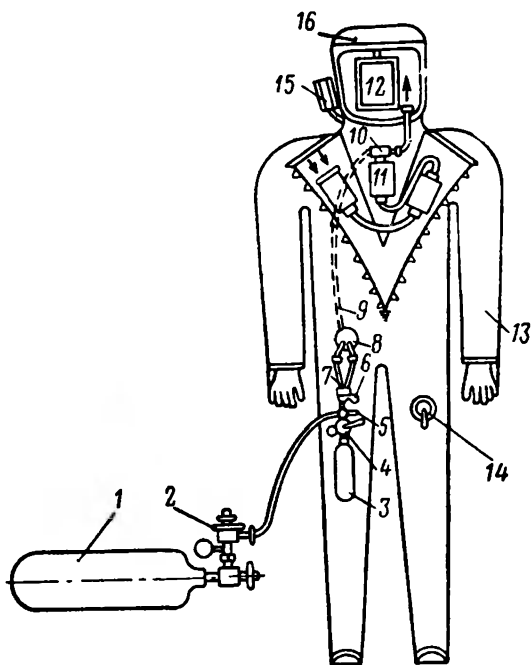


Рис. 6.13. Схема автономной шестичасовой системы скафандра:

1 — баллон с кислородом; 2 — редуктор; 3 — аварийный баллончик; 4 — замок переключателя; 5 — соединительный штуцер; 6 — переключатель; 7 — шланг; 8 — переходной штуцер; 9 — внутренний шланг; 10 — инжектор; 11 — регенеративные патроны; 12 — окошко; 13 — скафандр; 14 — клапан избыточного давления; 15 — манометр; 16 — шлем

Регенерация воздуха в системе происходит следующим образом. Из баллона 1 (см. рис. 6.13), находящегося на борту самолета, кислород под давлением 150 кг/см^2 подается в редуктор 2, где понижается до давления 6 кг/см^2 , и по эластичному трубопроводу через переходной штуцер 8 поступает в инжектор 10, который включен в систему регенеративных патронов. Расход кислорода через инжектор составляет 2—2,5 л/мин, вентиляция в скафандре при таком расходе кислорода будет 50 л/мин. Регенерированный воздух

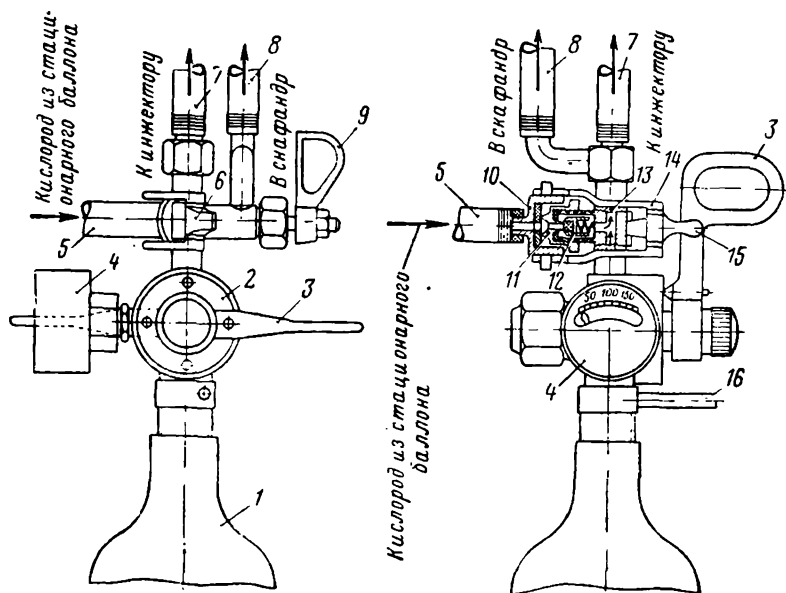


Рис. 6.14 Схема замка переключателя:

1 — баллон; 2 — редуктор; 3 — ручка; 4 — манометр; 5 — дюритовый шланг; 6 — замок; 7—8 — шланг; 9 — аварийный кран; 10 — штуцер замка; 11 — гнездо; 12 — клапан; 13 — корпус замка; 14 — шарнир; 15 — рычажок; 16 — упор

дается в верхнюю часть шлема по специальному шлангу, в конце которого (у окна шлема 12) установлен индикатор, показывающий величину потока в л/мин.

Избыточное давление в скафандре показывает манометр 15, укрепленный на шлеме скафандра. Манометр для удобства может устанавливаться на рукав скафандра около верхней части кисти руки (как наручные часы). Для поддержания постоянного перепада давления в скафандре установлен клапан 14.

Клапан избыточного давления 14 посредством переключателя может устанавливаться для поддержания избыточного давления в скафандре от 0,1 до 0,25 атм. При необходимости снижение избыточного давления в скафандре осуществляется посредством поворота ручки клапана. Для быстрого поднятия избыточного давления в скафандре предназначен переключатель с краном 6. При открыва-

нии крана кислород или воздух по трубопроводу через редуктор поступает в скафандр.

Кроме автономной системы, имеется аварийная система, состоящая из баллончика 3 с редуктором емкостью 0,7 л, находящегося в чехле на правой ноге скафандра, замка переключателя 4, гибкого шланга, соединенного с автономной системой.

Если необходимо перейти на аварийное питание, летчик поворачивает ручку редуктора и открывает подачу кислорода из ава-

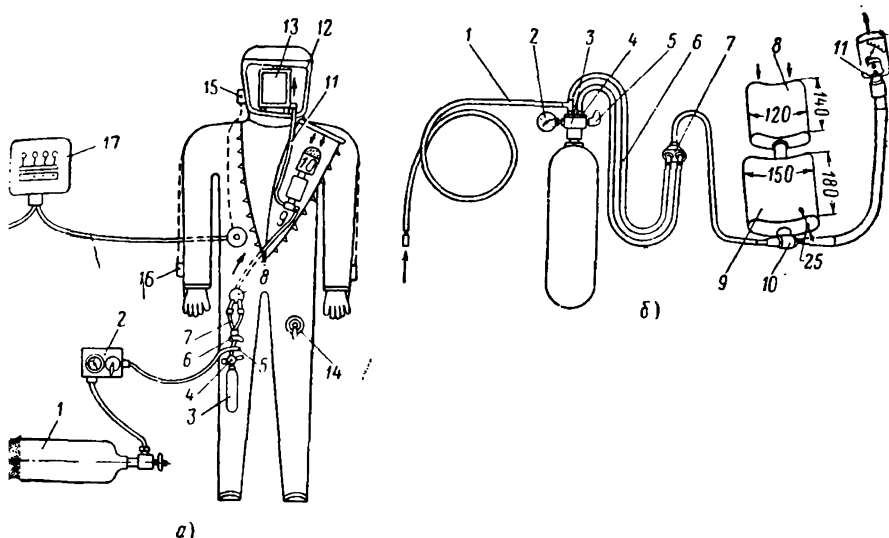


Рис. 6.15. Автономная двухчасовая система, расположенная в скафандре:
 - общий вид; 1 — баллон; 2 — щиток с редуктором и краном; 3 — аварийный баллончик;
 4 — редуктор с рычажком; 5 — соединительный штуцер; 6 — переключатель; 7 — шланг; 8 —
 переходной штуцер; 9 — инжектор; 10 — регенеративный патрон; 11 — шланг; 12 — шлем; 13 —
 проточка шлема; 14 — клапан избыточного давления; 15 — манометр; 16 — скафандр; 17 —
 электрощиток;
 б) — схема работы;
 - шланг от стационарной сети; 2 — манометр; 3 — редуктор; 4 — соединительный штуцер;
 5 — рычажок; 6 — шланг; 7 — переходной штуцер; 8 — регенеративный патрон с силикагелем;
 9 — регенеративный патрон с ХПИ; 10 — инжектор; 11 — указатель вентиляции

рийного баллончика. В то же время посредством замка переключателя (рис. 6.14) отключается подача кислорода от бортового баллона следующим образом. Ручка 3 открывает рычажок 15 замка, весь замок с дюритовым шлангом отключается; обратный клапан 12 закрывается и кислород из аварийного баллончика поступает к инжектору. Далее система регенерации воздуха работает так же, как автономная (см. рис. 6.13).

При катапультировании включение аварийной системы происходит автоматически.

Кроме того, в скафандре существует автономная двухчасовая система, схема которой показана на рис. 6.15.

Инжекторы для регенеративных систем скафандра

Инжекторы применяются в технике для достижения малых пеней сжатия паров и газов. Действия инжектора основаны на использовании кинетической энергии сжатого воздуха или кислорода, выходящего из сопла с большой скоростью. Инжектор забирает определенное количество воздуха и тем самым создает определенную подачу или вентиляцию.

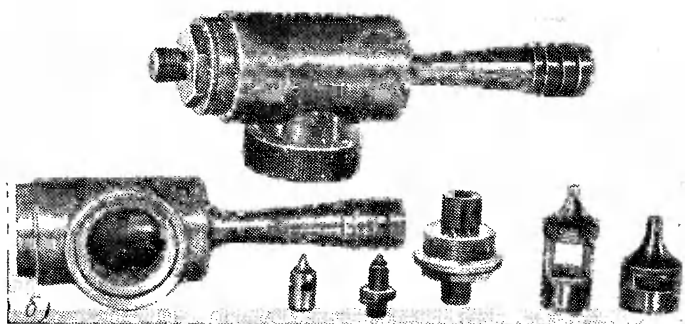
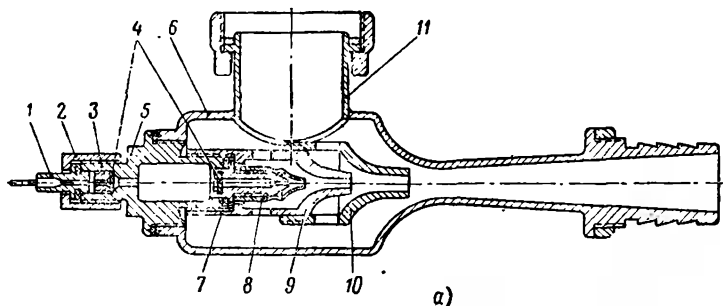


Рис. 6.16. Инжекторы для стационарной системы скафандра:
а — конструкция;

1 — штуцер трубопровода; 2 — соединительная гайка; 3 — игла; 4 — сетчатый фильтр; 5 — соединительный штуцер; 6 — корпус с диффузором; 7 — сопло первое; 8, 9 и 10 — сопло второе, третье и четвертое; 11 — штуцер с наконечной соединительной гайкой
б — общий вид

Инжекторы, применяемые в паровой и химической промышленности, оказались непригодными для скафандров и регенеративных систем. Первые пригодные для этих целей инжекторы были предложены, разработаны и испытаны А. И. Хромушкиным.

Инжекторы изготавливаются из латуни, обрабатываются с высокой точностью и затем никелируются. От точности изготовления и чистоты поверхностей зависит величина коэффициента инжекции.

На рис. 6.16 приведены общий вид и конструкция инжектора. Через штуцер 1 из трубопровода кислород поступает в инжектор.

Гайка 2 соединяет штуцер с ниппелем 3. Ниппель, ввернутый в штуцер 5, держит сетчатый фильтр 4. Штуцер 5, ввертывается в корпус инжектора 6, который выточен за одно целое с диффузором. В первом сопле 7 имеется отверстие диаметром 0,2 мм, через которое течет кислород. Для предохранения этого отверстия от засорения на пути прохода кислорода или воздуха установлены два сетчатых фильтра 4.

Второе, третье и четвертое сопла 8, 9 и 10 имеют резьбу и навинчиваются последовательно. Штуцер с накидной гайкой 11 служит для соединения с агрегатом или с регенеративной системой.

Коэффициент инжекции можно определять по следующей формуле [38]:

$$\varphi_{\text{и}} = \frac{Q - g}{g}, \quad (6.16)$$

где Q — подача воздуха инжектором в л/мин;

g — расход кислорода инжектором в л/мин.

Чем больше сопротивление в системе, тем меньше коэффициент инжекции.

Характеристики инжектора для стационарной системы скафандра при разном давлении и расходе кислорода приведены в табл. 6.3. Диаметр сопла инжектора 0,2 мм.

Таблица 6.3

Характеристики инжектора для стационарной системы скафандра

1. Давление кислорода 7 ат, расход кислорода 3 л/мин

| | | | | | | | | | | | |
|-----------------------------|------|------|------|------|------|------|----|------|-----|-----|-----|
| Сопротивление в мм вод. ст. | 17 | 21 | 30 | 40 | 50 | 60 | 70 | 80 | 90 | 100 | 115 |
| Подача инжектором в л/мин | 104 | 98 | 87 | 78 | 67 | 60 | 49 | 36 | 25 | 10 | 3 |
| Коэффициент инжекции | 33,1 | 31,1 | 27,5 | 24,6 | 21,0 | 18,7 | 15 | 10,8 | 7,2 | 2,3 | — |

2. Давление кислорода 5,5 ат, расход кислорода 2,5 л/мин

| | | | | | | | | | |
|-----------------------------|------|----|------|------|------|-----|----|----|-----|
| Сопротивление в мм вод. ст. | 13 | 20 | 30 | 40 | 50 | 60 | 70 | 80 | 90 |
| Подача инжектором в л/мин | 88 | 80 | 67 | 53 | 43 | 27 | 20 | 10 | 2,5 |
| Коэффициент инжекции | 34,2 | 31 | 25,8 | 20,2 | 16,2 | 9,8 | 7 | 3 | — |

3. Давление кислорода 4,2 ат, расход кислорода 2 л/мин

| | | | | | | |
|-----------------------------|----|----|----|----|----|----|
| Сопротивление в мм вод. ст. | 11 | 20 | 30 | 40 | 50 | 65 |
| Подача инжектором в л/мин | 46 | 60 | 46 | 30 | 20 | 2 |
| Коэффициент инжекции | 37 | 29 | 22 | 14 | 9 | — |

При конструировании стационарной регенеративно-инжекторной системы скафандра инжектор и его параметры подбираются по таблице следующим образом. Принимаем:

| | |
|----------------------------------|----------------|
| Сопротивление всей системы . . . | 40 мм вод. ст. |
| Расход кислорода | 2,5 л/мин |
| Вентиляция в скафандре | 50 " |

По табл. 6.3 при расходе кислорода 2,5 л/мин и сопротивлении 40 мм вод. ст. находим (в средней строке) подачу инжектора = 53 л/мин. Эта подача приемлема. При таких условиях инжектор будет работать на режиме давления кислорода (или смеси воздуха с кислородом) 5,5 ат.

На рис. 6.17 показана конструкция инжектора для автономной системы скафандра. Инжектор имеет меньшие габариты и вес.

В инжектор подается кислород (или смесь воздуха с кислородом) под давлением 6 ат; расход 2—2,5 л/мин, вентиляция 50 л/мин при сопротивлении 40 мм вод. ст.

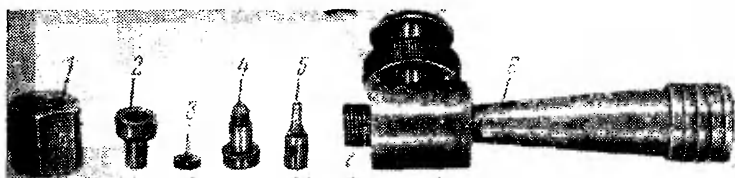


Рис. 6.17. Конструкция инжектора для автономной системы скафандра:

1 — гайка, 2 — штуцер, 3 — фильтр сетчатый, 4 — сопло первое, 5 — сопло второе, 6 — корпус с диффузором

На основе рассмотренных конструкций СКБ горноспасательной аппаратуры Луганского Совнархоза в 1961 г. разработало инжектор (рис. 6.18), в котором подсос воздуха и подача происходит по

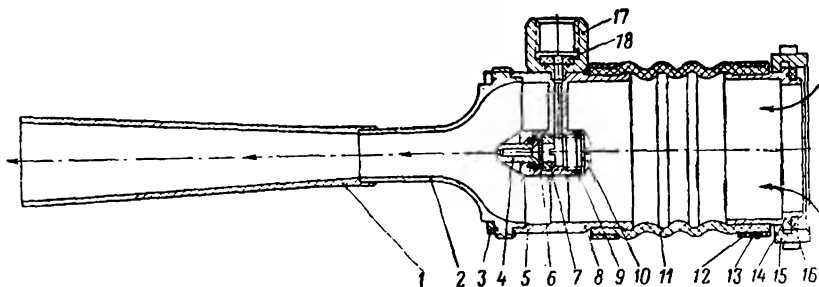


Рис. 6.18. Конструкция инжектора с подсосом по прямой оси:

1 — диффузор; 2 — переходник; 3 — прокладка; 4 — сопло; 5 — прокладка сопла; 6 — фильтр сетчатый; 7 — гайка фильтра; 8 — корпус; 9 — прокладка; 10 — заглушка; 11 — шланг; 12 — обвязка; 13 — кольцо; 14 — штуцер; 15 — гайка; 16 — прокладка; 17 — штуцер; 18 — прокладка

ной оси. Этот инжектор удобен тем, что его корпус состоит из трубки и диффузора. В трубке имеется переключка, в которую ввинчивается сопло и устанавливается соответственно диффузору. В зависимости от конструкции системы патрубков инжектора посредством шланга может крепиться к штуцеру регенеративного патрона. На трубке предусмотрена накидная соединительная гайка. Для подвода кислородного трубопровода к инжектору сбоку патрубка имеется резьбовой штуцер. Данные инжектора такие же, как и для инжектора стационарной системы.

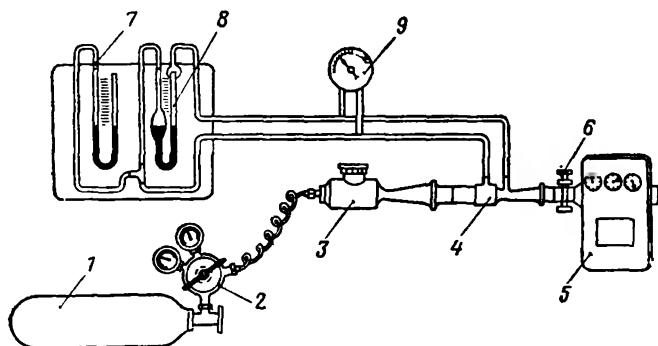


Рис. 6.19. Схема установки для проверки параметров инжектора:

1 — баллон с кислородом; 2 — редуктор; 3 — инжектор; 4 — трубка Вентури; 5 — газовые часы; 6 — зажим для создания сопротивления; 7 — водяной манометр; 8 — расходомер; 9 — указатель подачи воздуха

Рассмотренные конструкции инжекторов могут применяться также при небольших объемах герметических кабин самолетов.

Тарировка и проверка инжектора должна производиться в лабораторных условиях на установке, схема которой приведена на рис. 6.19. Редуктором устанавливается и контролируется по манометру давление кислорода или воздуха. По давлению фиксируется расход или подача инжектором. Зажимая трубку, создают нужное сопротивление и определяют вентиляцию, создаваемую инжектором при данном сопротивлении. Полученные величины заносят в таблицу, которой и следует руководствоваться при эксплуатации инжектора.

Регуляторы давления для скафандров

Конструкция

Важным элементом скафандра является регулятор давления, который должен автоматически поддерживать заданное избыточное

давление в скафандре при определенном расходе воздуха на различных высотах.

На рис. 6.20 показаны различные типы регуляторов давления. Мембранный регулятор давления (рис. 6.20, а) может работать

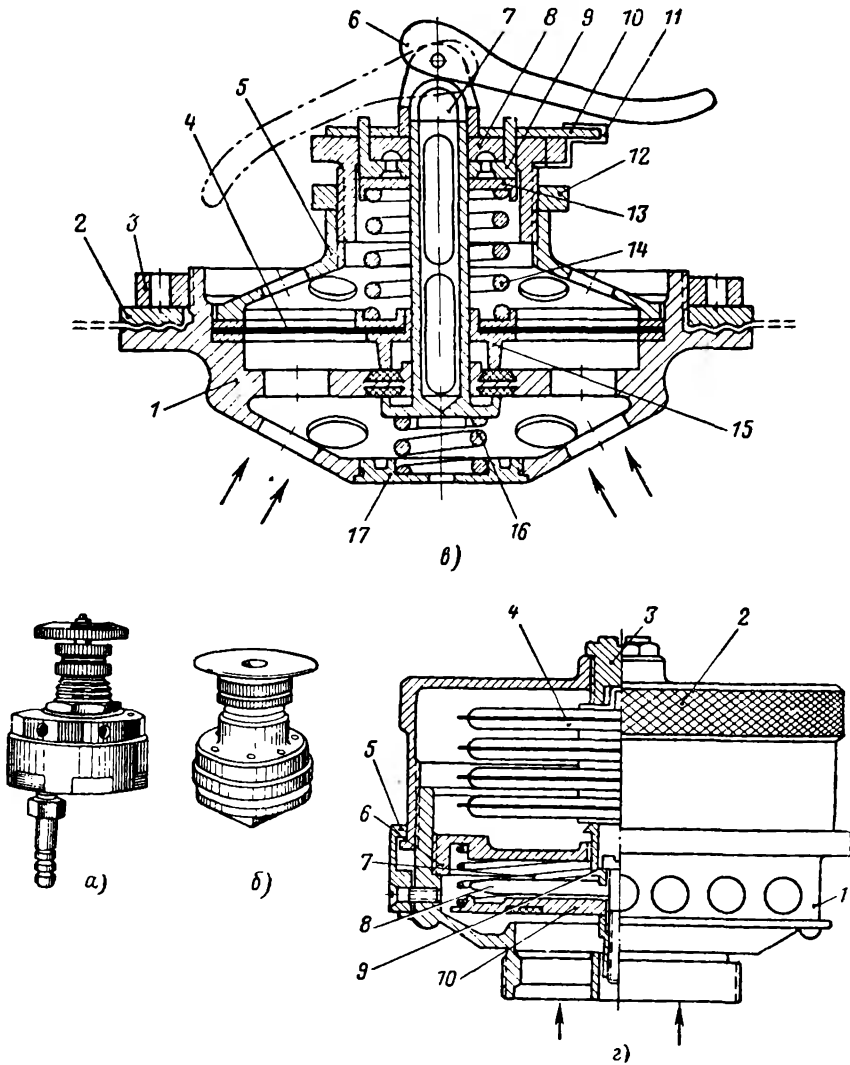


Рис. 6.20. Регуляторы давления:

а — мембранный регулятор для установки на щитке; б — мембранный регулятор для установки на скафандре; в — комбинированный регулятор;
 1 — корпус клапана; 2 — шайба; 3 — гайка; 4 — мембрана; 5 — крышка корпуса; 6 — ручка; 7 — клапан; 8 — чашка; 9 — гнездо; 10 — переключатель; 11 — фиксатор; 12 — гайка; 13 — гнездо; 14 — пружина; 15 — клапан; 16 — пружина; 17 — гайка.

в — регулятор aneroidного типа;
 1 — корпус; 2 — крышка; 3 — регулировочный винт; 4 — aneroidная коробка; 5 — упор; 6 — гайка; 7 — пружина; 8 — плоская пружина; 9 — штуцер; 10 — клапан

диапазонах 0,2—0,25 *ати*. Регулировка осуществляется нажатием пружины на мембрану. Регулятор устанавливается на щитке летательного аппарата.

Регуляторы давления (рис. 6.20, б) отличаются тем, что крепятся непосредственно к скафандру. Они удобны в эксплуатации, имеют малые габариты и вес.

Если необходимо уменьшить или быстро стравить давление воздуха из скафандра, следует потянуть на себя крышку регулятора.

Комбинированный регулятор давления (рис. 6.20, в) в отличие от предыдущих имеет переключатель 10, посредством которого можно быстро менять диапазон избыточного давления в скафандре: 0,15; 0,20; 0,25 *ати*.

Для быстрого стравливания или уменьшения давления в скафандре следует повернуть ручку б на 180°.

На рис. 6.20, г показан регулятор давления анероидного типа. В конструкции регулятора применен пакет анероидных коробок, подобных применяемым в «легочных автоматах». Пакет анероидных коробок осуществляет регулировку давления в скафандре по высоте и мгновенно герметизирует скафандр, т. е. закрывает отверстие клапана при резком падении избыточного давления в герметической кабине летательного аппарата.

Работа регулятора давления осуществляется следующим образом. Начиная с высоты 9 км расширяющиеся анероидные коробки сжимают пластинчатую пружину и давят на клапан, постепенно закрывая его с поднятием на высоту. На высоте около 20 км анероидные коробки расширяются до упора, выше этого постоянное избыточное давление в скафандре поддерживается регулятором за счет спиральной пружины.

Во время полетов в загерметизированной кабине летательного аппарата в скафандре нет избыточного давления, происходит только вентиляция и в нем создается незначительное давление до 0,03 *ати* за счет гидравлического сопротивления воздуха, проходящего через открытый клапан регулятора. В момент разгерметизации кабины, т. е. при возникновении аварийной ситуации, регулятор может поддерживать избыточное давление от 0,2—0,35 *ати* в зависимости от величины нажатия спиральной пружины и высоты полета; при этом высота в скафандре будет составлять 8—10 км.

Для проверки герметичности скафандра в наземных условиях следует завернуть до упора крышку регулятора. В результате в скафандре будет создано избыточное давление; при этом сжимается пластинчатая пружина, а спиральная пружина, рассчитанная на заданное избыточное давление, закрывает клапан.

Несмотря на сложность конструкции этого регулятора, он имеет преимущество по сравнению с простыми мембранными регуляторами. Основное преимущество заключается в том, что в условиях полета до высоты 10 км происходит постепенное закрывание клапана регулятора, а в момент нарушения герметизации кабины клапан закрывается мгновенно.

Проходное сечение клапана регулятора давления, предназначенное для пропускания заданного количества воздуха (по весу), должно рассчитываться для двух случаев: для высоты полета, на которой должна быть обеспечена максимальная располагаемая по чаша воздуха, и для полета на предельной высоте (на потолке). Наибольшее из полученных расчетом проходных сечений и принимается в качестве обязательного.

Расчетное давление в скафандре можно определить по формуле

$$p_{\text{ск}} = p_a + \Delta p_{\text{max}}, \quad (6.17)$$

где p_a — абсолютное атмосферное давление на расчетной высоте в кг/см^2 ;

Δp_{max} — заданное избыточное давление, которое клапан должен поддерживать постоянным при расчетной пропускной способности, в кг/см^2 .

Проходное сечение клапана определяют по законам термодинамики, считая процесс истечения воздуха адиабатическим, по следующей формуле:

$$F_0 = \frac{G}{\sqrt{2g \frac{k \cdot 10^4}{k-1} \cdot \frac{p_{\text{ск}}}{v_{\text{ск}}} \left[\left(\frac{p_a}{p_{\text{ск}}} \right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{p_a}{p_{\text{ск}}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}}, \quad (6.18)$$

где F_0 — проходное сечение клапана в м^2 ;

G — секундный расход воздуха через клапан в кг/сек ;

g — ускорение, равное $9,81 \text{ м/сек}^2$ на средних широтах;

$v_{\text{ск}}$ — удельный объем воздуха скафандра в $\text{м}^3/\text{кг}$;

$p_{\text{ск}}$ — абсолютное давление в скафандре в кг/см^2 ;

p_a — абсолютное атмосферное давление в кг/см^2 ;

k — 1,4 показатель адиабаты для воздуха.

Для отношения давлений $\frac{p_a}{p_{\text{ск}}} < \beta = 0,528$ проходное сечение клапана следует рассчитывать по формуле

$$F_0 = \frac{G}{a \sqrt{\frac{p_{\text{ск}} \cdot 10^4}{v_{\text{ск}}}}}, \quad (6.19)$$

где

$$a = \left(\frac{2}{k-1} \right)^{\frac{1}{k-1}} \sqrt{\frac{2gk}{k-1}}.$$

Принимая для воздуха $k=1,4$ и $a=2,14$, формулы (6.18) и (6.19) можно привести к более простому и удобному для практических расчетов виду:

для

$$\frac{p_a}{p_{ск}} > 0,528$$

$$F_0 = \frac{G \sqrt{T} \cdot 0,653}{p_{ск} 10^4 \sqrt{\left(\frac{p_a}{p_{ск}}\right)^{1,43} - \left(\frac{p_a}{p_{ск}}\right)^{1,71}}}; \quad (6.20)$$

для

$$\frac{p_a}{p_{ск}} < 0,528$$

$$F_0 = 2,53 \frac{G \sqrt{T}}{p_{ск} 10^4}, \quad (6.21)$$

где T — абсолютная температура воздуха, проходящего через клапан, может быть принята равной средней абсолютной температуре воздуха в скафандре.

Для отношения давления $\frac{p_a}{p_{ск}} = 0,528$ проходное сечение F_0 можно определять или по формуле (6.20), или по формуле (6.21).

Из-за гидравлических потерь в щели клапана величину проходного сечения F_0 , полученную расчетом по приведенным выше формулам, придется несколько увеличивать, так как эти формулы не учитывают гидравлических потерь. С учетом этих потерь необходимое проходное сечение клапана будет

$$F = \frac{1}{\mu} F_0, \quad (6.22)$$

где μ — коэффициент расхода; по опытным данным, для клапанов скафандра можно считать $\mu = 0,45 \div 0,60$.

Диаметр клапана $d_{ср}$ выбирают исходя из принятого конструктивно рабочего диаметра мембраны d_m (рис. 6.21), считая, что от-

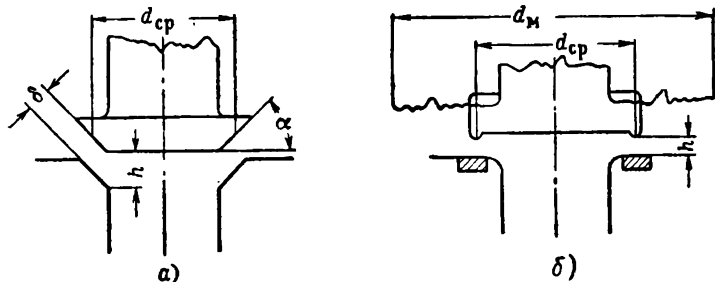


Рис. 6.21. Принципиальная схема клапана:
а — простой клапан, б — мембранный клапан

отношение $\frac{d_m}{d_{ср}}$ должно быть равным от 2 до 4. Если в конструкцию клапана входит сильфон, то средний диаметр клапана выбирают исходя из рабочей площади сильфона.

Величина щели δ клапана зависит от его диаметра и полного сечения:

$$\delta = \frac{F}{\pi d_{\text{ср}}}. \quad (6)$$

Ход клапана определяют по формуле

$$h = \frac{\delta}{\cos \alpha}. \quad (6)$$

По этой формуле рассчитывают подъем клапана для конструкции, показанной на рис. 6.21, а. Для конструкции, показанной на рис. 6.21, б, $\cos \alpha = 1$ и ход клапана будет

$$h = \delta.$$

Конструкции ранних и современных образцов авиационных скафандров

Конструкции ранних образцов скафандров

На рис. 6.22 показан один из первых скафандров конструкции Е. Е. Чертовского (1937 г.) [35]. Оболочка скафандра сделана из прорезиненной ткани. В скафандре успешно решена проблема обеспечения жизненных условий человека в полете длительностью до десяти часов, а также проблема герметичности и прочности скафандра.

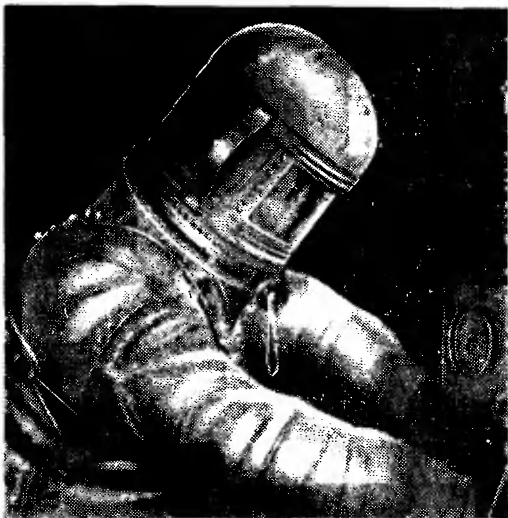


Рис. 6.22. Скафандр Ч-3 конструктора Е. Е. Чертовского

При избыточном давлении 0,1—0,15 атм человек мог относительно свободно передвигаться и выполнять все движения, необходимые для управления самолетом.

Система жизнеобеспечения летчика была комбинированной — регенеративно-вентиляционного типа. Скафандр испытывался в условиях барокамеры до высот 15—18 км. После испытаний в барокамере летчик-испытатель С. Коробов проводил летные испытания скафандра на высотах до 12 км. В полете участвовал и конструктор скафандра инженер Е. Чертовской. Испыта-

ния дали положительный результат. Система обеспечивала необходимое давление в скафандре при различных режимах полета и, в частности, при быстром пикировании. Температурный режим в скафандре поддерживался стабильно в пределах 15—18°С при температуре в кабине, равной температуре окружающего воздуха.

Один из первых зарубежных скафандров был разработан известным американским летчиком Вилли Постом (рис. 6.23). Скафандр Поста представлял собой воздухонепроницаемый комбинезон, сшитый из нескольких слоев прорезиненного шелка, гермети-

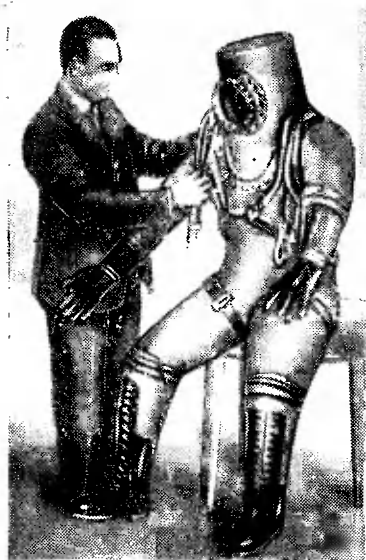


Рис. 6.23. Скафандр Вилли Поста (Америка)

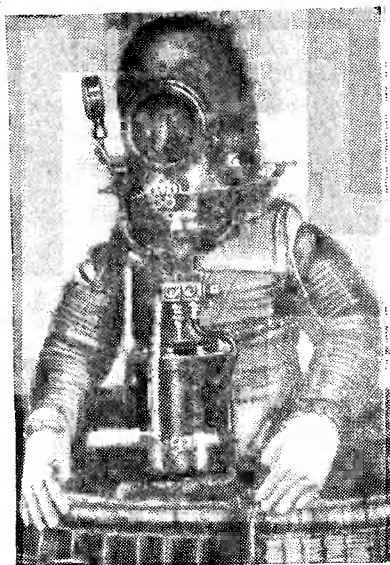


Рис. 6.24. Скафандр Херрера (Испания)

чески соединявшийся с металлическим шлемом. Комбинезон состоял из двух частей, соединяемых на талии металлическим поясом. В другом варианте скафандра соединение было на груди.

На рис. 6.24 показан скафандр Херрера (Испания). В этом скафандре Херрер предполагал подняться на стратостате в открытой кабине до высоты 22 000 м.

При создании этого скафандра конструктор столкнулся с рядом серьезных трудностей. В частности, трудной оказалась проблема терморегуляции внутрискафандрового пространства [35].

Помимо больших теплотерь в окружающее пространство, необходимо было учитывать нагрев оболочки скафандра прямым воздействием солнечных лучей. Серьезной проблемой оказалось обеспечение необходимой подвижности пилоту.

Первые две задачи Херрер разрешил, применив теплоизолиру-

ющие материалы (шелк, стекло), не пропускающие инфракрасные лучи, и посеребренные ткани.

Труднее всего оказалась проблема подвижности. Решение ее требовало длительных исследований и, несмотря на все усилия задача была разрешена частично. В последнем варианте скафан на месте каждого сгиба имеет складки в виде гармошки. Продольное натяжение ткани воспринимается двумя туго натянутыми ста.

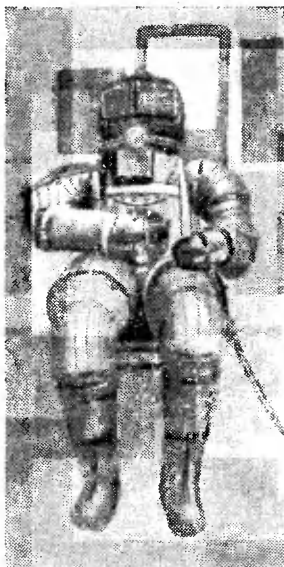


Рис. 6.25. Скафанр Розенфельда (Франция)

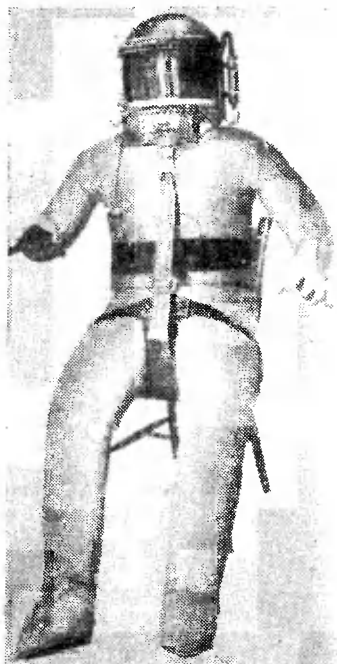


Рис. 6.26. Скафанр Холдена и Девиса (Англия)

ными тросами, расположенными по одному с каждой стороны сгиба.

На скафандр сверху крепится стальной никелированный шлем, на передней поверхности которого имеется круглое окошечко с двумя последовательно расположенными стеклами: одно из них не пропускает ультрафиолетовых, а другое инфракрасных лучей. Из пространства между стеклами выкачан воздух.

Оболочка французского скафандра Розенфельда (рис. 6.25) состоит из одного куска двухслойной ткани с нетеплопроводной прослойкой. Разрез для надевания скафандра, снабженный застежкой «молния», начинается у паха, проходит между ногами и заканчивается на спине. Свобода движений обеспечивается при помощи шарниров, расположенных на локтях скафандра и коленях. Чтобы

В шарниры не просачивался воздух, они заделаны прорезиненной тканью. В газовом сочленении имеется шарнир, позволяющий стратоавту наклоняться вперед. Отклонений в сторону скафандр не допускает.

Перчатки скафандра — без пальца. Сгибание кистей рук обеспечивается стальной полосой, прикрепленной к тыльной стороне каждой перчатки. На передней поверхности сферического дюралюминиевого шлема под углом 120° расположены две квадратные рамки, в которые вставлены двойные стекла. Во избежание обмерзания стекол из пространства между ними выкачан воздух.

Спереди шлема на уровне рта расположен кран, закрывающийся специальной рукояткой. При подъеме на высоту кран остается

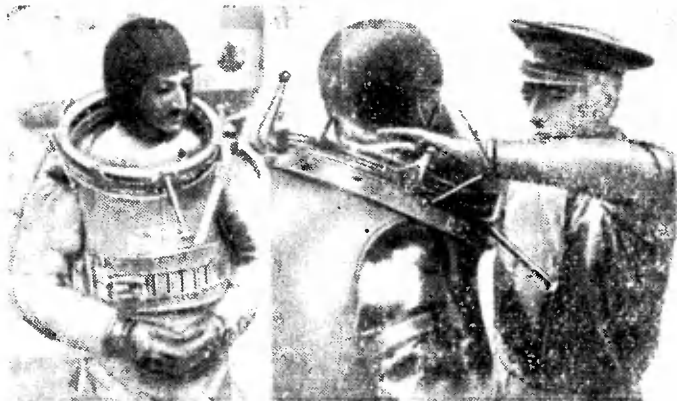


Рис. 6.27. Скафандр Кавалотти (Италия)

открытым до 3500—4000 м и пилот дышит атмосферным воздухом. Выше 4000 м пилот перекрывает кран и дышит воздухом, подаваемым от компрессора мотора и сжатым примерно до 0,3 ат. Движения человека в скафандре Розенсьеля чрезвычайно стеснены.

Скафандр английской фирмы Зибе Горман (рис. 6.26), которым пользовались летчики Свейн и Адам, установившие два рекорда высоты на самолетах Бристоль 138, сконструирован проф. Холденом и инж. Девисом. Скафандр изготовлен из двухслойной прорезиненной ткани и состоит из двух частей — нижней и верхней, соединенных герметически у пояса. Нижняя часть — прорезиненные брюки, переходящие в такие же чулки; верхняя часть — рубашка со шлемом. Шлем жесткий, с широким целлулоидным окном. Летчик может свободно поворачивать голову внутри шлема и смотреть по сторонам. Скафандр регенерационного типа.

Скафандр Кавалотти (рис. 6.27), изготовленный в итальянском научно-исследовательском институте «Гвидония», состоит из цельного резинового комбинезона с металлическим кольцом большого

сферного воздуха. При наличии же избыточного давления кислородный прибор подает только чистый кислород.

В этой системе подаваемый в скафандр воздух не используется для дыхания — он вентилирует скафандр, удаляя выдыхаемую человеком углекислоту и водяные пары.

В комплект кислородного оборудования скафандра входит в качестве основной части стационарный кислородный прибор типа «легочный автомат», отличающийся, однако, от обычного кислородного прибора. Мембраны прибора и индикатор герметизированы с внешней стороны, их полости соединены трубками и шлангами с подскафандровым пространством, поэтому давление по обеим сторонам мембран одинаково и равно давлению в скафандре.

В рассматриваемом скафандре предусмотрен парашютный кислородный прибор, вмонтированный в ранец парашюта летчика. Включение этого прибора и отключение его от коммуникации стационарного кислородного питания производится перед прыжком посредством выдергивания шпильки с помощью специального троса, прикрепленного внутри кабины самолета.

Американский скафандр фирмы Гудрич (рис. 6.29) представляет собой эластичный костюм с наддувом, изготовленный из прорезиненной ткани. Он был испытан в барокамере в условиях, соответствующих высоте 24 400 м, при избыточном давлении $0,28 \text{ кг/см}^2$.

В конструкции этого скафандра интересным является объединенный разъем, обеспечивающий одновременно соединение шлангов дыхания и системы связи с соответствующей бортовой системой самолета.

Прозрачный шарообразный шлем, изготовленный из плексиглаза, быстро снимается при помощи особого замка.

Костюм имеет герметичную водонепроницаемую и воздухопроницаемую застежку типа «молния». Эластичность скафандра и подвижность шарниров удовлетворительная, благодаря чему пилот может производить относительно свободно движения ногами и руками.



Рис. 6.29. Скафандр фирмы Гудрич

Конструкции современных скафандров

Современные скафандры изготавливаются из новых материалов: капрона, нейлона и др. Эти материалы эластичны, обладают

высокой прочностью и обеспечивают более легкий вес скафандра.

На рис. 6.30 показан скафандр фирмы Бенстрон Гудкауз и Тейлор. К конструкции этого скафандра предъявлялись следующие требования: комфорт в скафандре по физиолого-гигиеническим требованиям и легкоподвижность его в разгерметизированном виде при избыточном давлении в нем, хорошая видимость через шлем, неограниченность поля зрения и высокая герметичность.

В скафандре применяются специально изготовленные лег-

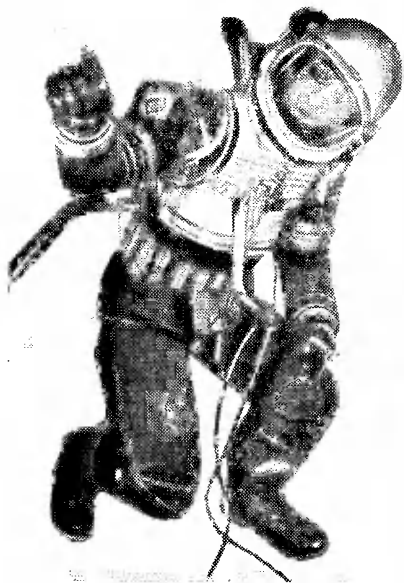


Рис. 6.30. Скафандр фирмы Бенстрон Гудкауз и Тейлор

подшипники в следующих сочленениях: между костюмом и шлем

в области плечевого, локтев
коленного суставов, у запястий и
в области голеностопных суста-
вов.

Обойма подшипника сечением 14 мм снабжена кремниво-резиновой герметизирующей прокладкой и замком. Шейная и плечевая обоймы подшипника выполнены из высокопрочного, допускающего растяжение алюминиевого сплава, а подшипники у запястий и колен — из нилатона, преимуществом которого является большая теплопроводность и небольшой вес. Подшипники можно заменить при подготовке скафандра. Скафандр обеспечивает удовлетворительную гибкость благодаря наличию клиновидных вставок в области локтей, колен и плеч.

Для лучшей подвижности аналогичные вставки выполнены и в области бедер. Места соединений шлема со скафандром, в области запястий и поясе стянуты ремнями

диаметр и ограничивается радиус прогиба.

Оболочка скафандра выполнена из прорезиненного шелка, наклеенного на высокопрочную хлопчатобумажную ткань. Такой скафандр имеет хорошую герметичность, повышенную прочность, так как исключается трение между силовой и герметизирующей оболочками. Для придания большей прочности и предупреждения чрезмерного растяжения оболочки скафандра в условиях высокого вакуума предусмотрен полужесткий жилет, который охватывает грудь и спину. Для обеспечения гибкости жилет имеет гофрированную поверхность. Жилет, подобный описанному, применялся ранее в скафандре Кавалотти (см. рис. 6.27).

Для изменения длины туловища оболочки в положении сидя и

стоя на груди скафандра выполнено специальное устройство с двумя небольшими тросиками, проходящими через пах на спину жителя; при каждом движении они скользят по специальным направляющим желобам. Когда человек сидит, тросики натягиваются, тем самым уменьшается вертикальный размер скафандра и шлем сдерживается в нужном положении.

Шлем в этом скафандре удобно подгоняется в соответствии с размером головы с помощью внутренних губчатых полиуретановых прокладок, что достигается специальным устройством, расположенным вне шлема. К скафандру шлем крепится посредством быстроразъемного замка. Эту операцию без всякого затруднения производит летчик самостоятельно.

Вращательное движение шлема обеспечивается шейным подшипником и гибким соединением; наклон головы вперед и назад — боковыми стержнями, имеющими на концах ограничители, и специальными втулками. Наклоны головы в стороны выполняются с помощью тросов, скользящих в специальных желобах, предусмотренных на груди и спине скафандра. Шлем скафандра имеет специальное устройство, регулирующее диаметр отверстия шейной диафрагмы, которая изолирует подскафандровое пространство от шлема.

Горловина оболочки скафандра имеет ряд радиально расположенных коротких застежек «молния», которые в расстегнутом положении обеспечивают нужный диаметр для прохождения головы. Герметизация застежек обеспечивается внутренними резиновыми прокладками.

Перчатки скафандра надеваются и снимаются самим летчиком без посторонней помощи и крепятся к рукам посредством быстроразъемного замка, который представляет собой герметичный подшипник. Они могут крепиться как в области запястья, так и предплечья. Вентиляция перчаток обеспечивается воздухом посредством вентиляционного клапана, расположенного на наружной поверхности их.

Герметические ботинки крепятся ниже колен, так же, как и перчатки. Такое крепление создает дополнительную свободу движения в голеностопном суставе.

Конструктору удалось довольно просто решить проблему подачи кислорода в скафандр с помощью нового типа малогабаритного регулятора весом 128 г, расположенного на шлеме и подающего кислород непосредственно в подшлемное пространство.

Скафандр вентилируется воздухом, который посредством коллектора и трубок направляется к различным частям тела. Вентиляционная система скафандра имеет небольшие клапаны, посредством которых обеспечивается соответствующая почти постоянная циркуляция потока воздуха. Давление воздуха, подаваемого в систему, 0,2—0,3 атм.

При катапультировании из самолета вентиляционный и кисло-

родный шланги автоматически отсоединяются, избыточное давление в скафандре сохраняется.

На рис. 6.31 показан скафандр фирмы Гудрич. Скафандр может защищать летчика от вредных излучений на большой высоте, от холода при катапультировании на водную или снежную поверх-



Рис. 6.31. Скафандр фирмы Гудрич

1 — вращающийся герметический шлем; 2 — кольцевое сочленение; 3 — подвесная система парашюта; 4 — герметические перчатки; 5 — быстродействующие замки для надевания; 6 — герметические ботинки

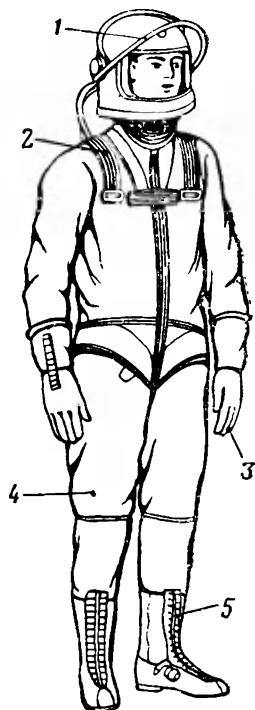


Рис. 6.32. Скафандр фирмы Норт-Америкен:

1 — откидывающееся окно шлема; 2 — подвесные ремни; 3 — герметические перчатки; 4 — металлизированная оболочка; 5 — герметические ботинки

ность, обеспечивает безопасность в случае декомпрессии кабины на высотах до 25 000 м. Скафандр, выполненный из резины и нейлона, эластичен и удобен.

Скафандр фирмы Норт-Америкен (рис. 6.32) создан для полетов на самолете X-15. Оболочка его пятислойная: внутренний слой теплоизолирующий, второй слой — вентилируемый воздухом; третий — противоперегрузочный; четвертый — основной герметизирующий, изготовленный из прорезиненной нейлоновой ткани; пя-

тый слой — наружный, из алюминизированной нейлоновой ткани, которая предохраняет летчика от высоких температур наружного воздуха и солнечной радиации.

Шлем скафандра мало отличается от рассмотренных ранее образцов. Подача кислорода и воздуха в скафандр производится от бортовой системы. Предусмотрен аварийный запас кислорода и воздуха в баллонах, смонтированных на борту самолета.

В скафандре во время полета на больших высотах поддерживается давление, соответствующее высоте 7500 м. Летчик может надевать скафандр без посторонней помощи за 10—12 мин.

В случае катапультирования скафандр защищает летчика от воздействия воздушного потока до приборной скорости около 1200 км/час. Как показали испытания в термобарокамере, на высотах до 53 000 м при температуре +75° С, а также в условиях низких температур он обладает хорошей теплонепроницаемостью. Скафандр в комплекте с кислородным прибором весит 11 кг.

6.5. КОСМИЧЕСКИЕ СКАФАНДРЫ

Скафандр для полетов в космических кораблях

Конструкции скафандра для полета в космическом корабле уделено особое внимание. При его разработке применены последние достижения в этой области. В общем виде требования, предъявляемые к космическому скафандру, подобны требованиям для авиационного высотного скафандра. Вместе с тем имеются и некоторые различия, которые касаются режима избыточного давления, санитарно-гигиенических требований и других, обусловленных особенностями космического полета [13], [24], [32].

Работа всей системы космического скафандра в техническом отношении должна быть высоко автоматизирована и надежно обеспечивать оптимальные жизненные условия для космонавта.

Первые в мире героические полеты в космос были совершены советскими космонавтами Ю. А. Гагариным и Г. С. Титовым в специально разработанных нашими учеными космических скафандрах. Американские космонавты, совершившие свои полеты значительно позже, также были одеты в космические скафандры.

На рис. 6.33 показан общий вид космического скафандра, в котором летали Ю. А. Гагарин и Г. С. Титов. Во время полета окно шлема скафандра было открыто. Система кондиционирования, установленная на корабле-спутнике, поддерживала в кабине нормальное атмосферное давление, концентрацию углекислого газа не выше 1%, температуру в пределах 15—22° С и относительную влажность 30—70%. Для регенерации воздуха, поглощения углекислого газа и паров воды с выделением соответствующего количества кислорода были использованы высокоактивные химические соединения. Процесс регенерации регулировался автоматически. При

достижении в кабине корабля предельной концентрации кислорода автоматически срабатывал исполнительный механизм и поступление кислорода в атмосферу кабины нормализовалось. Аналогично осуществлялся и процесс регулирования влажности воздуха. Система скафандра обеспечивала полную безопасность в случае разгерметизации кабины космического корабля. Смотровое окно скафандра автоматически закрывалось и герметизировалось, скафандр переключался на автономную вентиляцию. Космонавту обеспечивалась возможность завершения полета и приземление.

На рис. 6.34 показан скафандр американского космонавта Джона Глена. Он разработан и изготовлен фирмой Гудрич на основе преды-



Рис. 6.33. Космический скафандр корабля «Восток»



Рис. 6.34. Космический скафандр американского космонавта Джона Глена, совершившего полет на корабле «Меркурий»

дущих типов скафандров. Оболочка скафандра состоит из двух слоев: внутреннего газонепроницаемого и наружного из алюминизированного нейлона. Шлем соединяется с оболочкой скафандра при помощи шейного соединительного кольца. Вниз от кольца издут тесьмы, не позволяющие шлему подниматься при наличии избыточного давления в скафандре. Натяжные тесьмы имеются на оболочке туловища для лучшего регулирования длины; на рукавах и штанинах они препятствуют увеличению скафандра при избыточ-

ном давлении. Четыре герметически закрывающиеся молнии облегчают надевание и снятие скафандра: одна из них идет по диагонали спереди от левого плеча к талии, две другие — на шее спереди и четвертая (круговая) по талии.

Входное вентиляционное отверстие размещено выше талии с левой стороны. Подаваемый воздух по трубопроводу внутри скафандра идет к коллектору и далее по разводящей системе трубок к конечностям. Вентиляционные трубки изготовлены в виде спиральных пружинок, покрытых нейлоном; по длине их через равные промежутки имеются отверстия для поступления воздуха в подскафандровое пространство.

Вентиляционная система скафандра разработана с учетом возможности работы в комплексе с системой капсулы «Меркурий».

В конструкции скафандра предусмотрен специальный резиновый воротник конической формы, укрепленный на шейном кольце оболочки. Он предназначен для предупреждения попадания воды в скафандр во время пребывания на плаву при снятом гермошлеме. Перед надеванием гермошлема воротник скатывается и убирается во внешнюю часть шейного кольца. Гермошлем имеет защитную твердую каску из пропитанного смолами стеклотекстолита. Внутренние прокладки подшипника изготавливаются отдельно и индивидуально подгоняются для каждого космонавта. Герметическая система лицевой части шлема состоит из подвижного плексигласового щитка, пневматического устройства герметизации и клапана впуска и выпуска. Клапан соединен шлангом с газовым баллоном. При закрывании смотрового щитка (окна шлема) приводится в действие впускной клапан и щиток автоматически герметизируется. Разгерметизация шлема осуществляется нажатием на кнопку стравливания.

Система связи состоит из двух телефонов ЛС-10 с ослабляющими звук амбашурами и двух динамических гасящих шуму микрофонов А1-10. Микрофоны установлены на специальном направляющем приспособлении и могут быть сдвинуты в сторону от центра гермошлема, когда космонавт принимает пищу, затем вновь возвращены в исходное положение.

Перчатки скафандра съемные, они могут быстро сниматься и посредством шарикового замка присоединяться непосредственно к оболочке скафандра в нижней части предплечья. При испытании ранних образцов перчаток было установлено, что недостаточная подвижность запястья при избыточном давлении в скафандре затрудняет ручное управление космическим кораблем. Повышенная подвижность руки в запястье достигалась уменьшением давления в герметическом манжете и применением растягивающейся материи на тыльной стороне перчаток.

Пальцам перчаток придано согнутое положение, которое не изменяется и при избыточном давлении, что позволяет относительно свободно пользоваться ручным управлением. Перчатки, подобно оболочке, состоят из двух слоев: газонепроницаемого внутреннего

и защитного — внешнего. Внутренний слой изготавливается по модели руки космонавта. Внешний слой тыльной поверхности перчатки (тыльная поверхность кисти руки и пальцев) изготовлен из растягивающегося нейлона, поверхность перчатки со стороны ладони покрыта материалом из смешанного волокна — нейлон и неперен. Для ускорения подгонки перчаток с их тыльной стороны имеется шнуровка. Две стягивающиеся на запястье шнуровки повышают подвижность руки при избыточном давлении в скафандре. На концах указательного и среднего пальцев перчаток вмонтированы миниатюрные иглообразные лампочки. Электропитание к ним подается от аккумуляторной батареи. Переключатель и батарея расположены на внешней стороне перчаток. Лампочки используются космонавтом для освещения приборной панели и карты.

Ботинки скафандра изготовлены из алюминизированного нейлона, легкие и удобные для полетов.

В комплект скафандра входит специальное нижнее белье, легкое по весу, изготовленное как единое целое из хлопчатобумажной ткани с длинными рукавами и штанинами. На концах рукавов сделаны петли, чтобы они во время надевания скафандра не соскальзывали с рук и ног. Испытания показали, что шерстяное и вискозное белье непригодно, так как при продолжительном ношении оно вызывает раздражение кожи. На белье с внешней стороны предусмотрены специальные вентиляционные накладки тройной конструкции, обеспечивающие воздушную вентиляцию участков кожи, подверженных наибольшему потению.

До и после надевания скафандр проверяется на герметичность при избыточном давлении до $0,35 \text{ кг/см}^2$ по манометру, который вмонтирован на левой руке ближе к запястью.

До посадки космонавта в космический корабль скафандр вентилируется с помощью переносного портативного вентилятора.

Во время полета в космической капсуле МА-6 поддерживалось избыточное давление $0,4 \text{ кг/см}^2$, в скафандре избыточного давления не создавалось. После полета космонавт о скафандре отзывался положительно.

В таком же скафандре полет в космос совершил второй американский космонавт Уолтер Ширра.

На рис. 6.35 приведена конструкция скафандра космического корабля «Джемини VII» [31]. В таких скафандрах летали космонавты Фрэнк Борман и Джеймс Ловелл в течение 14 суток. Скафандр модели G-5C разработан и изготовлен фирмой Дэвид Кларк. Он имеет преимущества по сравнению с описанными выше, так как он является облегченным и мягким скафандром. Оболочка скафандра двухслойная — внутренний герметизирующий слой изготовлен из нейлона с непреновым покрытием, внешний теплозащитный слой — из нейлона. Вместо шлема скафандр имеет капюшон с прозрачным стеклом из поликарбоната, съемные перчатки и ботинки. Под капюшон космонавт надевает стандартный авиационный защитный

шлем для предохранения в случае удара. Вес скафандра, включая шлема и защитный шлем, составляет около 7,5 кг. Скафандр надевается быстро и без посторонней помощи. В снятом состоянии скафандр складывается и занимает немного места.

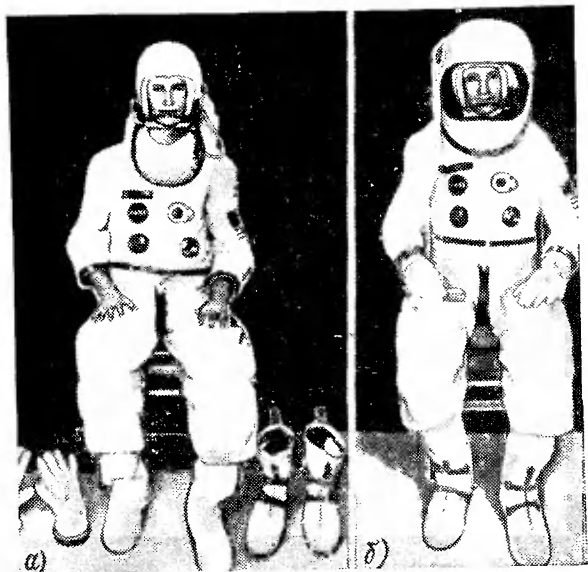


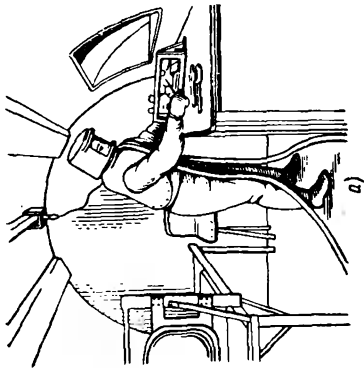
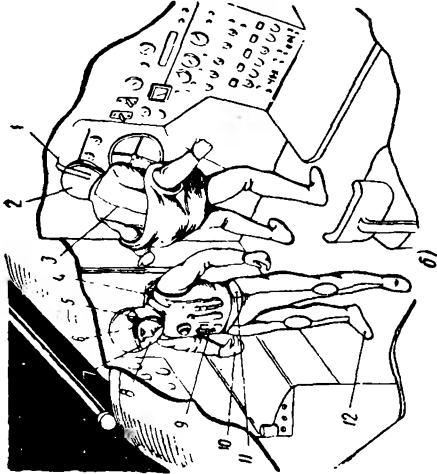
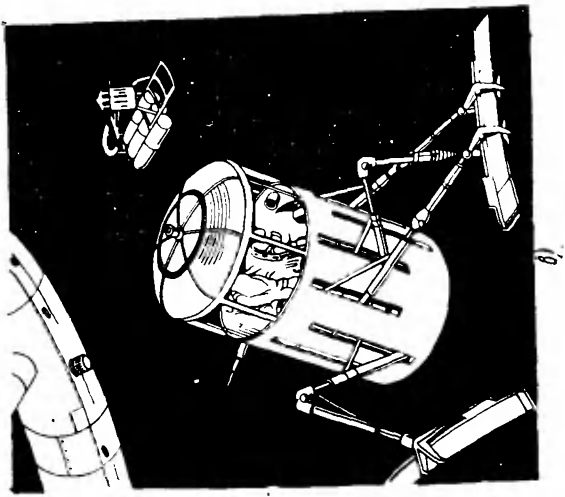
Рис. 6.35. Скафандр космического корабля «Джемини VII»:
а — без наддува, сняты перчатки и ботиинки; б — скафандр в надутым состоянии

Скафандр такой конструкции в полете может сниматься и надеваться по мере надобности. При полете в космическом корабле «Джемини VII» космонавты поочередно снимали скафандр.

Скафандр для выхода в космическое пространство

Выход в космическое пространство советского космонавта А. Леонова и американского космонавта Эдварда Уайта показывает, что недалеко то время, когда человек в скафандре или в индивидуальных летательных аппаратах сможет производить сборку больших кораблей-спутников или оказывать помощь экипажу, потерпевшему бедствие в космосе.

Скафандр для выхода в космическое пространство несколько отличается от скафандра для полетов в космическом корабле. В основном этот скафандр должен быть более прочным, иметь высокоавтоматизированную и достаточно надежную систему кислородного питания.



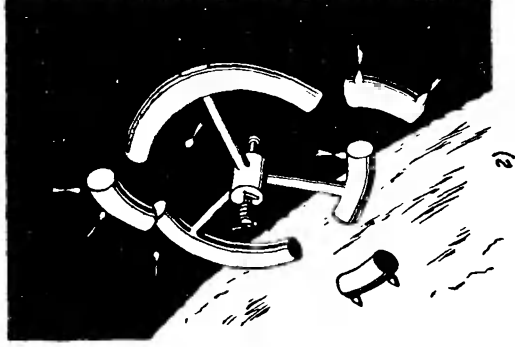
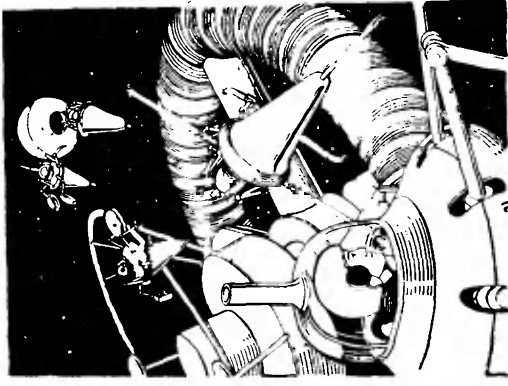


Рис. 6.36. Индивидуальные летательные аппараты и скафандры, обеспечивающие жизнедеятельность и работу человека в космическом пространстве

- а — скафандр для проведения сварочных работ в космосе;
 б — общий вид скафандра для работы вне космического корабля;
 1 — антенна; 2 — жесткий шлем; 3 — герметичная застёжка;
 4 — жилет с наспинным ранцем; 5 — лючок для питания;
 6 — окно шлема (в поднятом состоянии); 7 — устройство на щитке шлема для разоривания спеццеллюлозы. От заплаты шлема — рамка шлема, 8 — дистанционное управление для закрывания молнии (на спине); 10 — теплоизолирующие перчатки; 11 — выходное отверстие; 12 — мягкие ботинки;
 в — двухместный летательный аппарат НАСА для сборки космических станций; г и д — этапы сборки космической станции по проекту Брауна (космонавты в металлических капсулах с манипуляторами и дистанционным управлением)

На рис. 6.36 показаны скафандры и индивидуальные летательные аппараты, обеспечивающие жизнедеятельность и работу человека в космическом пространстве.

Скафандр (рис. 6.36, а) фирмы Литтон Индастри предназначен для проведения сварочных и других работ в космическом пространстве [30]. Скафандр изготовлен из нескольких слоев, примерно так же, как изготовлены описанные выше скафандры. Подвижность в скафандре достигается применением металлического гофрированного жилета. Вес такого скафандра около 22 кг.

На рис. 6.36, б показаны космонавты, снаряженные в скафандры, которые предназначены для выхода из космического корабля для проведения работы на его внешней поверхности. В конструкции этих скафандров имеются автономные регенеративные системы, находящиеся внутри скафандра. Скафандр надевается быстро, без посторонней помощи. Скафандры имеют специальные жилеты, которые надеваются также самостоятельно сверх оболочки скафандра. Задняя застежка-молния скафандра и клапан избыточного давления управляются дистанционно. Для работы в скафандре вне космического корабля предназначены светофильтр и пульверизатор, служащий для нанесения специальной жидкости, защищающей от запотевания смотровое стекло.

На рис. 6.36, в приведен летательный аппарат, предназначенный для сборки больших станций в космическом пространстве. В нем жизнедеятельность космонавта обеспечивается созданием избыточного давления и кондиционированием воздуха. На случай нарушения герметизации кабины летательного аппарата космонавт снаряжен в скафандр, который автоматически наполняется воздухом в момент разгерметизации кабины.

На рис. 6.36, г и д показаны этапы сборки больших космических станций по проекту Вернера фон Брауна [45]. Жизнедеятельность и работоспособность космонавта обеспечивается в металлической капсуле.

Для проведения монтажных работ в космическом пространстве у капсулы имеются манипуляторы с дистанционным управлением, а также реактивные сопла, посредством которых космонавт в капсуле может передвигаться в космическом пространстве и производить монтаж станции.

На рис. 6.37 показан скафандр, в котором американский космонавт Эдвард Уайт совершил выход из корабля в космическое пространство и пробыл в космосе в течение 20 мин.

Оболочка скафандра многослойная. Она состоит из теплозащитных слоев нейлона НТ-1 (внутреннего и внешнего), нескольких теплозащитных слоев, в том числе и войлочного, предназначенного для защиты от метеорных частиц. Внешний верх оболочки имеет алюминиевое покрытие. Вес скафандра составляет 14 кг.

На стекле шлема скафандра изнутри нанесено покрытие, предохраняющее от запотевания. На внешнюю сторону стекла шлема

установлено защитное стекло, предохраняющее от действия метеорных частиц и низкой или высокой температур. Это стекло изготовлено из материала «лексан» (поликарбонат), который по прочности в 30 раз превышает плексиглас, используемый для изготовления фонарей самолетов. Кроме того, имеется светофильтр, защи-

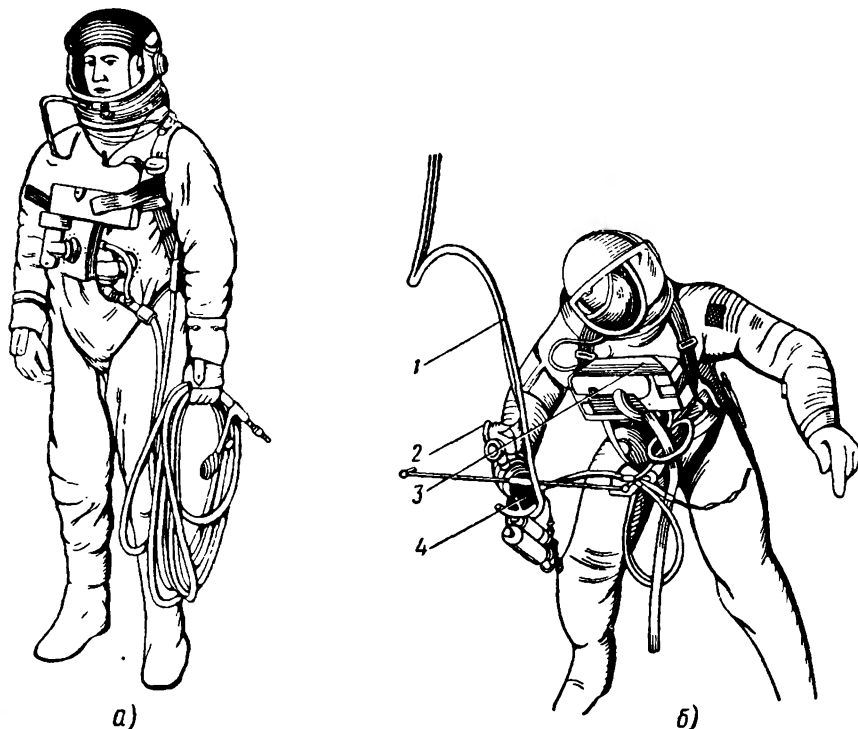


Рис. 6.37. Скафандр для выхода в космическое пространство:
а — общий вид скафандра; *б* — Уайт в скафандре во время пребывания в космическом пространстве (снято камерой, установленной на спутнике «Жемной-IV»);
 1 — фала; 2 — фотокамера; 3 — нагрудный ранец; 4 — реактивное устройство

щающий космонавта от солнечного света. В этом скафандре имеются специальные перчатки, которые Уайт надевал перед выходом из корабля. В этих перчатках можно безопасно держаться в течение нескольких минут за предметы, нагретые до 120°C или охладившиеся до -170°C .

Система жизнеобеспечения расположена на груди скафандра, т. е. типа нагрудного ранца. Основная система питания кислородом включает в себя баллон (рис. 6.38), установленный на космическом корабле (подобно стационарной системе на борту самолета

та), и кислородный шланг длиной около 7,5 м, проложенный в полой фале. Кислород поступает в скафандр через инжектор нагрудного ранца. В скафандре имеется автоматический клапан, который поддерживает избыточное давление кислорода, а то, что превышает установленную величину, сбрасывается в окружающую среду, унося при этом из скафандра углекислоту и влагу. Вентиляция скафандра осуществляется инжектором по циркуляционной системе ранца. Для охлаждения вентиляционного кислорода в циркуляционную систему включен испаритель 12. Вентиляцию скафан-

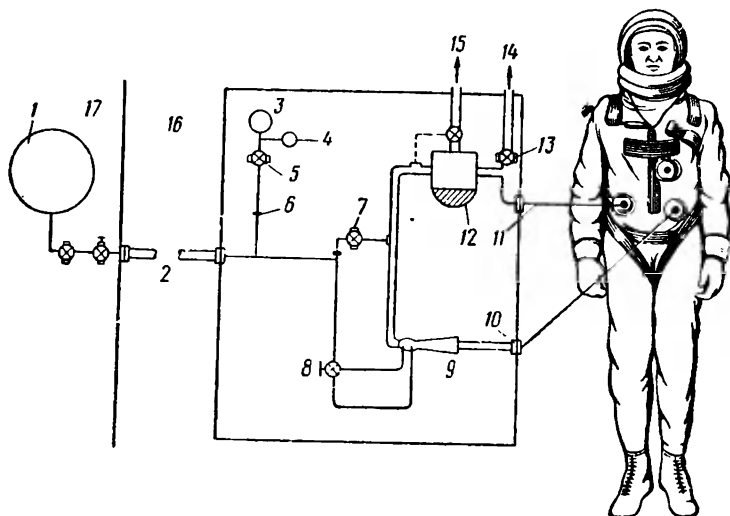


Рис. 6.38. Схема нагрудного ранца скафандра:

1 — кислород, находящийся на борту корабля; 2 — фала; 3 — баллон с аварийным запасом кислорода; 4 — манометр; 5 — редуктор; 6 — индикатор подачи кислорода; 7 — аварийный регулятор; 8 — редуктор инжектора; 9 — инжектор; 10 — кислородный трубопровод; 11 — шланг; 12 — испаритель воды; 13 — регулятор давления скафандра; 14 — трубопровод выхода газа; 15 — сброс пара; 16 — космическая среда; 17 — борт космического корабля

дра можно увеличивать за счет повышения давления кислорода. При падении давления в скафандре ниже 260 мм рт. ст. кислород поступает непосредственно из основной системы. В случае падения давления в кислородном шланге, идущего от основной системы, автоматически включается подача кислорода из аварийного баллончика. Емкость аварийного баллончика рассчитана на подачу кислорода в течение 30 мин при нормальном расходе и в течение 10 мин при повышенном расходе.

Нагрудная ранцевая система скафандра съемная, размеры 340×160×60 мм, вес около 4 кг. Общий вес фалы с кислородным трубопроводом длиной 7,5 м составляет 4,2 кг.

Для перемещения в космосе Уайтом было использовано специальное реактивное устройство, имеющее три сопла, которые ра-

боталли на сжатом кислороде. Кислород находился в двух баллончиках под давлением 280 ат. Устройство было привязано к скафандру на руке космонавта со смонтированной на нем фотокамерой (см. рис. 6.37, б). Вес реактивного устройства около 3,5 кг.

Первые выходы в космическое пространство ограничивались длиной троса, связывающего космонавта с космическим кораблем. При последующих полетах по программе «Джемини» предусматривается попытка свободного перемещения человека в космическом пространстве с помощью специальной системы маневрирования в скафандре (рис. 6.39).

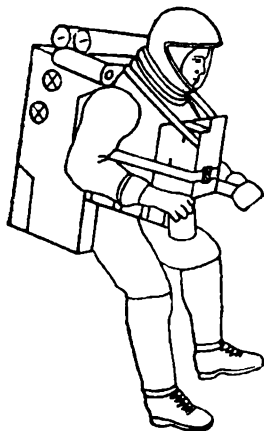


Рис. 6.39. Схема скафандра с реактивным устройством для передвижения в космосе

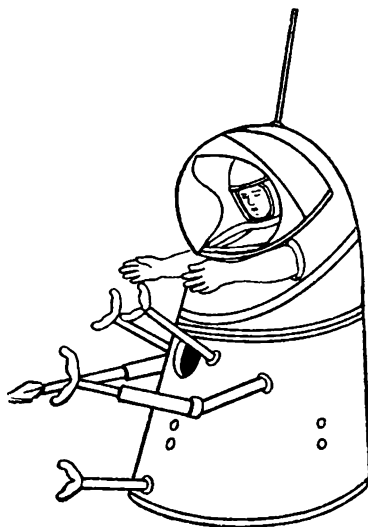


Рис. 6.40. Общий вид жесткой капсулы фирмы Белл

В будущих полетах космонавты в скафандрах будут снабжены заплочными ранцевыми системами ESP и нагрудными ранцевыми системами ELSS, а также реактивным устройством, подобным тому, которым пользовался космонавт Уайт, но работающим не на кислороде, а на фреоне. Эти системы жизнеобеспечения позволят выйти из корабля в открытый космос и пробыть в космосе 1,5—2 часа.

В заплочной ранцевой системе ESP (вес около 42 кг) размещаются два баллона с кислородом для жизнеобеспечения и баллон со сжатым фреоном (под давлением 350 ат) для реактивного устройства. Запас кислорода в двух баллонах рассчитан на обеспечение космонавта в течение 90 мин. В ранцевой системе размещается также батарея 28 в для питания приборов и связи.

В системе нагрудного ранца (вес около 19 кг) размещаются аварийный запас кислорода на 30 мин, насос, теплообменник для охлаждения и другое оборудование.

Для выполнения различного рода работ в космическом пространстве фирмой Белл предложен проект специальной одноместной жесткой капсулы (рис. 6.40). Ориентировочные размеры ее: длина 1,85 м и диаметр 1,3 м. Капсула имеет автономную систему жизнеобеспечения космонавта, систему стабилизации и двигательную систему. На передней стенке предусмотрены рычаги-манипуляторы с инструментами, которые приводятся в действие изнутри. Космонавт располагается в капсуле в положении сидя.

Капсула аналогичного назначения, предложенная фирмой Шлизлер, имеет двойные стенки. Система жизнеобеспечения — автономная для скафандра и аварийная для капсулы. Космонавт может выполнять работу в скафандре, а в случае отказа системы жизнеобеспечения скафандра капсула автоматически герметизируется.

6.6. ПРОЕКТЫ ЛУННЫХ СКАФАНДРОВ

Общие сведения

Требования, предъявляемые к скафандрам для полета на Луну и выхода на ее поверхность, должны быть наиболее высокими [43], [45]. Они определяются прежде всего специфическими условиями: продолжительный лунный день, равный 14 земным при средней температуре $+120 \div +150^\circ \text{C}$, и такой же продолжительности ночь с температурой $-120 \div -150^\circ \text{C}$. Степень разреженности газовой среды на Луне соответствует высоте 550—740 км над уровнем моря, где давление составляет 10^{-13} мм рт. ст. Говоря о температурном режиме на Луне, надо иметь в виду, что скафандр будет подвержен воздействию не только теплового потока солнечной радиации но и отраженного от поверхности Луны. Помимо космической радиации, необходимо учитывать влияние вторичной, наведенной, не говоря уже о вероятной собственно лунной радиации.

Выход из корабля, вероятно, будет производиться шлюзованием или методом выхода в люк, т. е. так же, как происходил выход космонавтов А. Леонова и Э. Уайта. Сейчас преждевременно говорить о деталях процесса шлюзования, будет ли шлюз составной частью — отсеком космического лунного корабля или какой-либо другой — лунной кабины.

Скафандр для выхода из корабля на лунную поверхность должен иметь автономную систему жизнеобеспечения космонавта рассчитанную по меньшей мере на 4—6 час непрерывной работы имея в виду возможные непредвиденные обстоятельства.

Конструкции скафандров

В принципе лунный скафандр может быть сконструирован на базе космического скафандра с учетом некоторых специфически-

дностей лунных условий. Лунный скафандр должен иметь свою систему и специальное оборудование. Такие скафандры в некоторых странах начали разрабатывать, и описания различных типов лунных скафандров появляются в печати.

На рис. 6.41 приведены основные типы лунных скафандров. На рис. 6.41, *a* показан скафандр, предназначенный для выхода на поверхность Луны экипажа космического корабля «Аполлон».

Скафандр состоит из шести слоев нейлона. На внешний слой нанесено алюминиевое покрытие. Время надевания скафандра 5 мин. Кожаные ботинки на резиновой подошве составляют единое целое со скафандром и также имеют алюминиевое покрытие. Перед выходом на поверхность Луны на ботинки должны быть надеты боты, изготовленные из стекловолокна в два слоя с зазором между ними. Перчатки, как и ботинки, составляют единое целое со скафандром. Шлем скафандра выполнен двухслойным из стекловолокна. Снаружи на переднее стекло шлема может надеваться светофильтр, защищающий глаза космонавта от яркого солнечного света. В шлем вмонтированы наушники, микрофоны и некоторые элементы биотелеметрической системы.

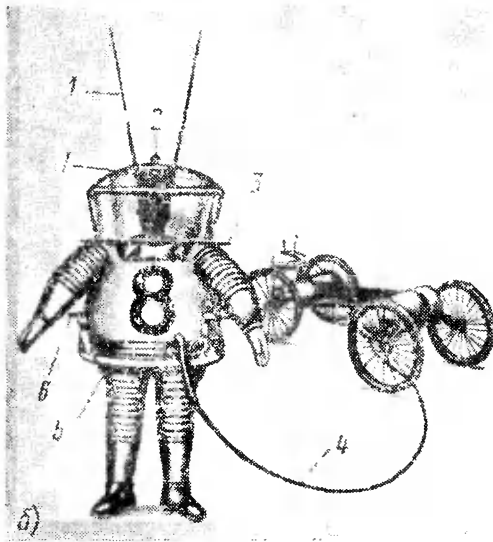
Избыточное давление в скафандре 0,35 *ата*. Для обеспечения большей свободы движения космонавтам, вышедшим на поверхность Луны, давление в скафандре перед выходом из корабля будет постепенно снижено до 0,25 *ата*.

При выходе на поверхность Луны поверх оболочки скафандра космонавты будут надевать теплозащитный комбинезон из многослойной майларовой ткани с алюминиевым покрытием и рукавицы. Вес скафандра около 10 кг.

Скафандр, приведенный на рис. 6.41, *б*, имеет гофры на рукавах и штанинах для лучшей подвижности. В поясной части его выполнено жесткое кольцо с цапфами, за которые крепится трос вспомогательной тележки. На тележке космонавт может возить с собой запас кислорода, инструменты и другие необходимые вещи. Ранцевая система жизнеобеспечения может быть нагрудного типа и закрываться металлическим щитком.

На рис. 6.41, *в* показан опытный образец лунного скафандра английской фирмы «Рипаблик». Это собственно уже разновидность скафандра или своеобразная моделированная подвижная кабина. Скафандр состоит из цилиндрической алюминиевой капсулы и верхней куполообразной части с окном. Снизу скафандр завершается защитными брюками. В таком скафандре космонавт сможет отдыхать сидя, при этом он опирается на специальную треногу. Скафандр имеет радиоаппаратуру, автономную систему жизнеобеспечения, источники электрической энергии, осветительное устройство и контейнеры для хранения пищи.

На рис. 6.41, *г* приведен скафандр жесткого типа фирмы Нормалэпр. Конструкция этого скафандра имеет удовлетворительную



двигатель и герметичность. Такой скафандр, по мнению фирмы, может оказаться практичным для исследования Луны, так как он обеспечивает защиту от проколов, легок в носке и может служить прочной основой для крепления ранцевой системы жизнеобеспечения, установки теплоизоляции и других элементов. Этот скафандр рассчитан на рабочее избыточное давление 0,3 атм.

Кроме мягких скафандров, разрабатываемых по программе «Аполлон», существует еще несколько проектов космического и лунного скафандров. Например, по проекту фирмы Литтон [24], жесткий скафандр представляет собой прочную алюминиевую герметичную оболочку, выполненную по форме тела человека, с шарнирными сочленениями, обеспечивающими достаточную свободу движений. По другому проекту той же фирмы предусматривается использование системы сервоусилителей, которые крепятся к телу человека по «скелетной» схеме (рис. 6.42, б). Сервоприборы срабатывают от моторных сигналов человека и увеличивают

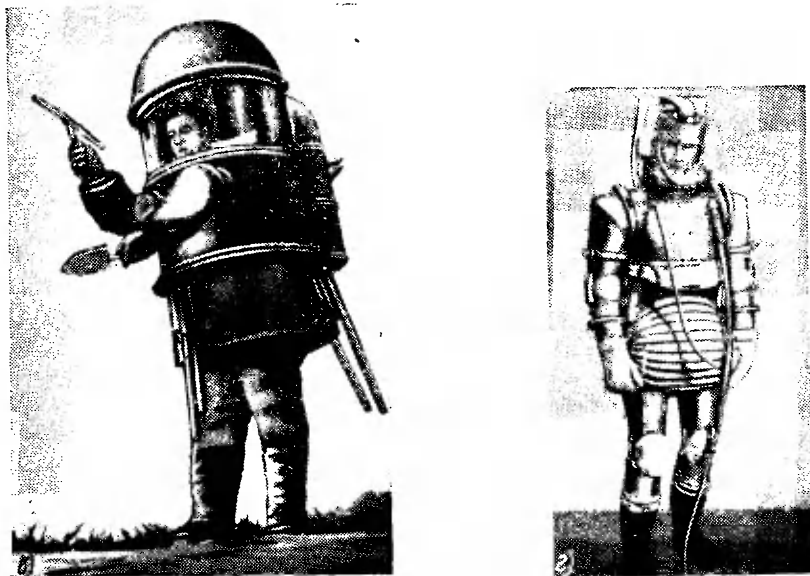


Рис. 6.41. Различные виды скафандров для жизнеобеспечения человека на Луне:

- а — автономная система скафандра для экипажа космического корабля «Аполлон»; б — американский лунный скафандр с тележкой;
 1 — антенна; 2 — световой индикатор; 3 — амортизатор; 4 — кислородный шланг; 5 — светильники; 6 — цапфы; 7 — шлем скафандра;
 в — опытный образец лунного скафандра английской фирмы «Рипаблнк»; г — экспериментальный скафандр жесткого типа фирмы Нормалзир

развиваемые им усилия. Предполагается, что использование этой системы позволит увеличить подвижность космических скафандров.

Известный интерес представляет конструкция скафандра, предназначенного для горноспасательных работ и тушения подземных пожаров, поскольку аппаратура жизнеобеспечения человека этого скафандра схожа с применяемой для лунных условий, за исключением необходимого избыточного давления и других специфических условий на Луне.

На рис. 6.43 показан газотеплозащитный скафандр с автономной системой конструкции В. Я. Балтайтиса, А. И. Гнамма,

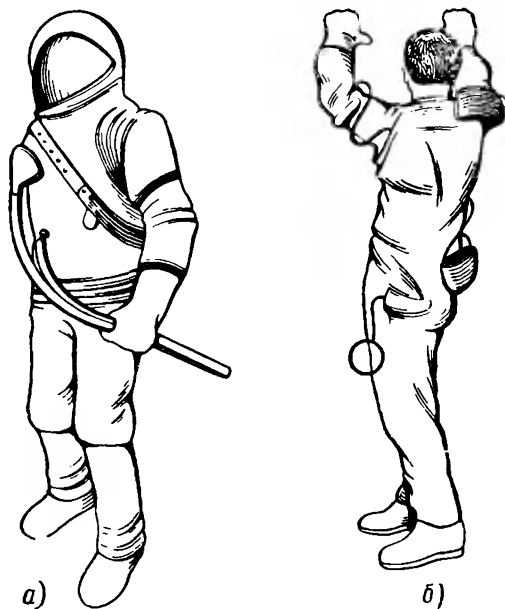


Рис. 6.42. Скафандры жесткого типа по проекту фирмы Литтон:

а — скафандр с алюминиевой герметичной оболочкой;
б — скафандр для использования сервоусилителей

М. М. Кравцова, В. А. Попкова. Этот скафандр является прототипом лунного. При разработке лунных скафандров могут быть использованы элементы некоторых его узлов.

Скафандр состоит из металлической поясной кирасы и оголовья. К боковым проемам кирасы прикреплены рукава из шлемовой резины или пластика, заканчивающиеся резиновым манжетом-обтюратором. К нижней части кирасы прикреплен поясной резиновый обтюратор. Внутри скафандра имеются ремни для крепления системы на плечах, микрофон-громкоговоритель типа шахтофона и экраны, предохраняющие от соприкосновения стенок кирасы (металлического жилета) с телом человека.

Принцип действия автономной системы следующий. Воздух из подкирасного пространства скафандра (рис. 6.44) засасывается вентилятором 1 с электродвигателем 2, питаемым от аккумуляторов 3, и проходит через регенеративный патрон 4 с химическим поглотителем углекислоты. Очищенный от углекислоты воздух направляется в задний холодильник 5, а затем через имеющийся в оголовье канал — в передний холодильник 6. В холодильниках

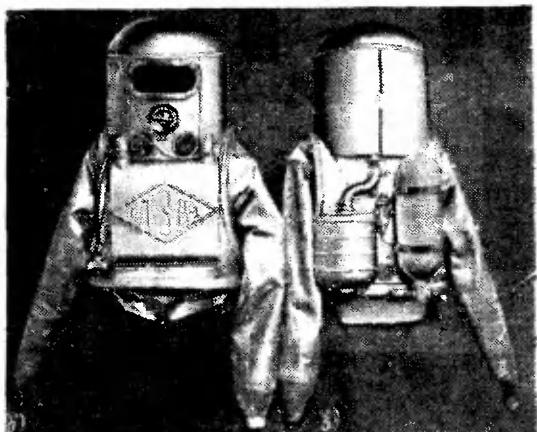
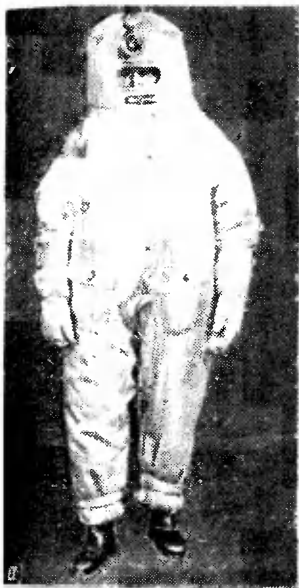


Рис. 6.43. Теплозащитный скафандр (Балтайтис и др.)

а — общий вид с комбинезоном; *б* — вид спереди без комбинезона; *в* — вид сзади без комбинезона с автономной аппаратурой

воздух охлаждается и теряет значительную часть содержащейся в нем влаги за счет конденсации.

Охлажденный и частично осушенный воздух из переднего холодильника по специальному каналу в оголовье направляется к голове и лицу работающего в скафандре. На уровне плеч и верхней части груди воздух вновь охлаждается за счет отрицательной радиации, создаваемой холодильниками внутри кирасы.

Так как охлажденный и освобожденный от углекислоты воздух в подкирасное пространство поступает из верхней части оголовья, а отсасывается через патрубок, расположенный в нижней ее части на уровне поясицы, то между этим пространством создается портящийся ток воздуха, овевающий всю заключенную в скафандр поверхность тела. Требуемое в соответствии с установленными физиолого-гигиеническими нормами количество тепла в 20% от об-

щей теплопродукции организма, подлежащее отводу с поверхности нижних конечностей, удаляется с помощью сухого льда, уложенного в специальных приемниках, прикрепленных к нижней части кирасы.

Кислород для дыхания под кирасу подается из двухлитрового баллона 8 через редуктор 9 и дыхательный мешок.

Для подачи дополнительного количества кислорода, необходимого при напряженной работе, и создания постоянного подпора, предотвращающего подсос воздуха извне через неплотности обтю-

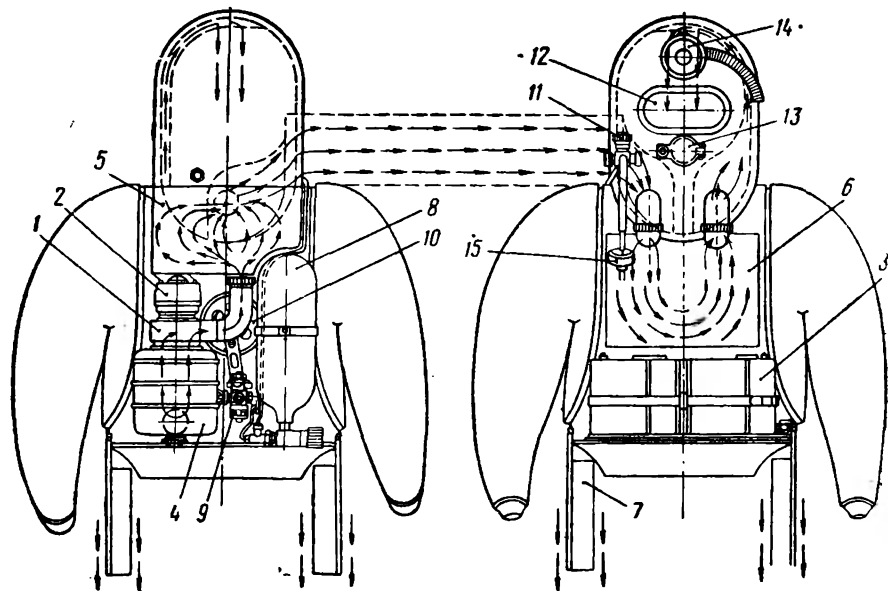


Рис. 6.44. Схема циркуляции воздуха в теплозащитном скафандре:

1 — вентилятор; 2 — электродвигатель; 3 — аккумулятор; 4 — регенеративный патрон; 5 — задний холодильник; 6 — передний холодильник; 7 — чехол; 8 — баллон с кислородом; 9 — редуктор; 10 — автомат подпора; 11 — предохранительный клапан; 12 — смотровой иллюминатор; 13 — аварийный люк; 14 — электрофонарь; 15 — манометр давления кислорода

ратора, в конструкции системы предусмотрен автомат подпора 10.

Клапан избыточного давления в скафандре отсутствует, так как в случае повышения давления более 40—60 мм вод. ст. возникает утечка воздуха через подрукавные и поясной резиновые obtюраторы. Для аварийной подачи кислорода при выходе из строя редуктора предусмотрен аварийный клапан 11, расположенный на оголовье. В шлеме выполнен смотровой иллюминатор 12, аварийный лючок 13 и электросветильник с фарой 14. Давление кислорода в баллоне контролируется посредством манометра 15.

Система охлаждения в скафандре также представляет известный интерес. В ней используется сухой лед, при испарении которого образуется углекислый газ, создающий давление в 3—3,5 ат.

давление подается в инжектор, посредством которого производится вентиляция и охлаждение скафандра. Имеется две зоны охлаждения: верхняя и нижняя. Верхняя зона — передняя стенка ки- и оголовье, где размещены холодильники, снабженные цилиндрическими шашками сухого льда диаметром 35 мм. Нижняя зона охлаждения представлена двумя инжекторами-холодильниками, подвешенными с боков к нижней части кирасы (см. рис. 6.44).

Инжекторный холодильник представляет собой продолговатый, открытый сверху футляр (рис. 6.45), внутри которого помещены металлические, сообщающиеся между собой герметические патроны, заряженные сухим льдом. Патроны герметически закрываются крышками на резьбе. В нижней части футляра находится инжектор, сопло которого соединено с патронами трубкой. При сублимации углекислого льда в патроне газообразная углекислота, выходя из сопла инжектора под давлением 3—3,5 ат, создает в холодильнике поток воздуха, интенсивно омывающий наружные стенки патронов и выходящий через диффузор инжектора. Таким образом, инжекторный холодильник создает непрерывный, замкнутый поток воздуха, причем нагретый воздух засасывается из-под комбинезона верхней частью холодильника, охлаждается о поверхность патронов с сухим льдом и охлажденный поступает вниз через диффузор инжектора, охлаждая нижнюю часть скафандра. На одной из крышек патрона имеется предохранительный клапан, отрегулированный на 7 ат. Естественно, что в космических и лунных скафандрах сухой лед не может применяться, однако описанный принцип работы и конструкция инжекторного холодильника, вероятно, осуществимы при замене сухого льда другим хладагентом, например, жидкими газами — кислородом, воздухом или азотом. Этот принцип можно применять для вращения турбинки (динамики) или вентилятора, а также для других нужд в аппаратуре скафандра.

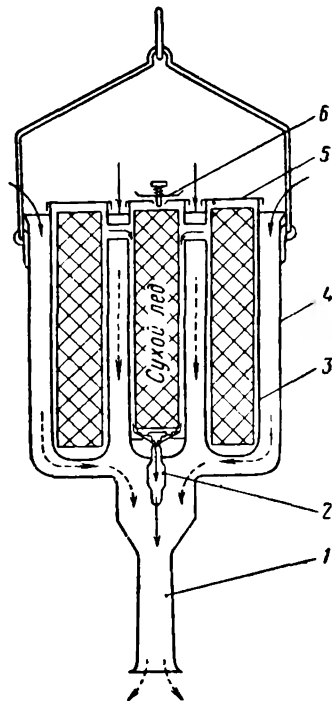


Рис. 6.45. Инжекторный холодильник:

- 1 — диффузор инжектора; 2 — сопло; 3 — герметический патрон; 4 — чехол; 5 — крышка с резьбой; 6 — предохранительный клапан;
- горячий воздух;
- - - - - охлажденный воздух.

Описанный скафандр имеет следующие технические данные

| | |
|---|------------------------|
| Вес с аппаратурой в снаряженном виде (без льда) | 14 кг |
| Вес комбинезона | 6 |
| Давление кислорода в 2-литровом баллоне | 200 кг/см ² |
| Запас углекислого льда | 5,7 кг |
| Количество химвсаслителя (ХПИ) для углекислоты в регенеративном патроне | 1,5 " |
| Постоянная подача кислорода | 3 л/мин |
| Вентиляция — вентилятором или инжектором | 60—70 " |

В аппаратуре скафандра предусмотрена возможность замены вентилятора инжектором, в котором используется кинетическая энергия сжатого кислорода (3 л/мин), что обеспечивает подачу воздуха 60—70 л/мин. Для большей надежности работы в лунных и других скафандрах можно устанавливать в одном металлическом корпусе вентилятор и инжектор на случай выхода из строя того или другого. Продолжительность работы человека в скафандре по хладагенту:

| | |
|-----------------------------------|--------|
| при температуре + 50° С | 2 часа |
| » » + 75° С | 1,5 » |
| » » + 100° С | 1 час |
| » » + 125° С | 45 мин |

Автономная система жизнеобеспечения скафандра

На рис. 6.46 показана ранцевая система жизнеобеспечения скафандра, предназначенного для использования космонавтами кабины космического корабля «Аполлон» [47]. Ранцевая система рассчитана на то, чтобы обеспечить космонавтам при выходе на поверхность Луны проведение работы в течение 4 час. Размеры ранцевой системы следующие: 620×425×190 мм. Вес модифицированной системы составляет около 29 кг.

Ранцевая система работает следующим образом. Кислород из баллона поступает в шлем скафандра. В скафандре создается избыточное давление и осуществляется вентиляция. Циркуляцию кислорода обеспечивает вентилятор. Вентилятор засасывает из скафандра смесь кислорода с обогащенной выдыхаемой космонавтом углекислотой и водяными парами и прогоняет его через регенеративную часть системы, содержащей гидроокись лития и активированный уголь, где поглощаются углекислота и часть влаги, а затем очищенный от CO₂ кислород опять поступает в скафандр.

В процессе циркуляции кислород проходит сублиматор, соединенный с вакуумом (рис. 6.47), где охлаждается примерно до 7° С, при этом водяные пары конденсируются. Затем вода отделяется в сепараторе и собирается в резервуаре, а очищенный от влаги кислород поступает в скафандр и смешивается со свежим кислородом, который подается в шлем из баллона.

Для отвода тепла из скафандра при ранцевой системе используется водяное охлаждение; циркуляция воды обеспечивается насосом 18.

В ранцевой системе, кроме основного запаса кислорода $0,45 \text{ кг}$ в баллоне под давлением 70 кг/см^2 , предусмотрен аварийный запас кислорода в 120 г , который находится в баллоне под давлением 520 кг/см^2 ; баллон смонтирован сзади на шлеме. Редуктор обеспечивает снижение давления кислорода до расчетного рабочего давления в скафандре $0,30 \text{ кг/см}^2$. Предусмотрены два режима расхода аварийного запаса кислорода: один при полном выходе из строя

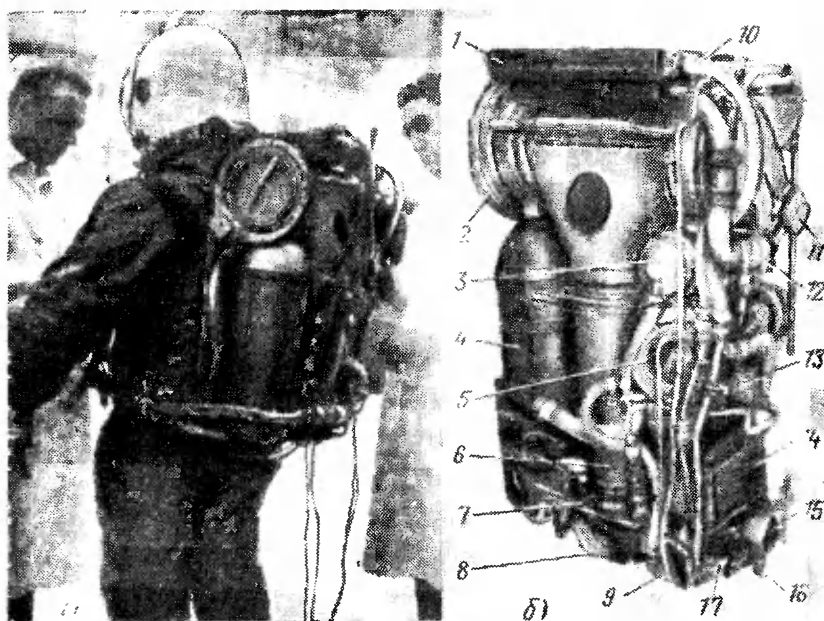


Рис. 6.46. Ранцевая система лунного скафандра:

a — общий вид; *б* — конструкция;
 1 — сублиматор; 2 — регенеративная часть; 3 — аккумулятор для циркулирующей воды; 4 — баллон с кислородом; 5 — моторчик с вентилятором; 6 — резервуар с водой; 7 — входные и выходные трубы резервуара; 8 — регулирующий клапан для воды; 9 — регулятор подачи кислорода; 10 — устройство для установки теплообменника; 11 — мягкая прокладка; 12 — сепаратор для отделения воды; 13 — привод насоса; 14 — батарея; 15 — клапан отвода воды; 16 — регулирующий клапан; 17 — штуцер для наполнения баллона кислородом

ранцевой системы подачи кислорода, второй — для восполнения возможной утечки в этой системе. В первом случае аварийного запаса кислорода хватит на 5 мин , во втором — до $1,5 \text{ час}$.

Прототипом автономной регенеративной системы лунного скафандра может служить отечественный изолирующий кислородный респиратор «Луганск-2» (рис. 6.48). При конструировании ранцевых систем для лунных скафандров могут быть использованы схема и некоторые его элементы.

Респиратор «Луганск-2» состоит из трех систем: воздухораспределительной, кислородоподающей и продувочной.

Все части респиратора помещаются в металлическом ранце (кожухе) с ремнями для ношения.

Воздухораспределительная система респиратора (рис. 6.48, б) состоит из мундштучной коробки 1 с загубником и насосом для откачки слюны, двух дыхательных шлангов 2 и 3, переходного патрубка 4 с клапаном выдоха 5, регенеративного патрона 6, дыхательного мешка 7 с клапаном 8 избыточного давления, холодильником 9 и клапаном вдоха 10.

Кислородоподающая система состоит из кислородного баллона 11 с вентилем 12, кислородоподающего узла 13, объединяющего

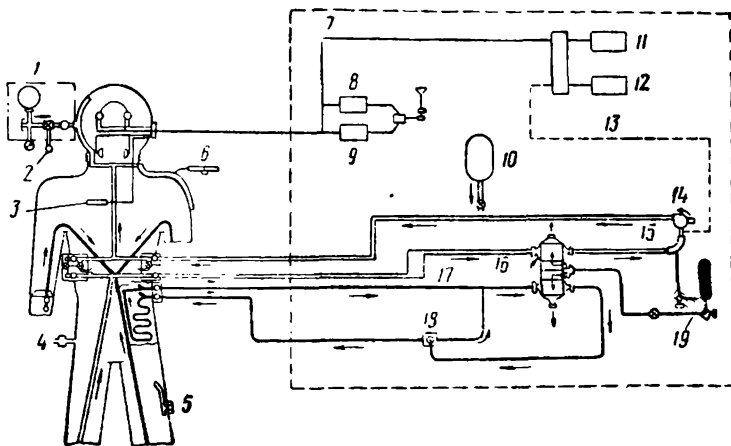


Рис. 6.47. Схема ранцевой системы жизнеобеспечения лунного скафандра:

1 — аварийный запас кислорода; 2 — тросовое управление; 3 — розетка электропроводов; 4 — предохранительный клапан; 5 — сборник мочи; 6 — клапан продувки; 7 — наспинный ранец; 8 — двусторонняя связь; 9 — односторонняя связь; 10 — основной запас кислорода; 11 — запасная батарея; 12 — основная батарея; 13 — рабочая сеть; 14 — вентилятор; 15 — сепаратор воды; 16 — сублиматор; 17 — регенеративная часть для поглощения углекислоты; 18 — насос для циркуляции воды; 19 — резервуар с водой

в себе легочный автомат, аварийный клапан и перекрывной вентиль магистрали манометра, пера легочного автомата 14, кислородоподающей трубки низкого давления 15, кислородоподающей трубки высокого давления 16 и спиральной капиллярной трубки, находящейся в шланге, укрепленном на плечевом ремне 17. В конце шланга расположен манометр 18 для контроля давления кислорода в баллоне.

Продувочная система включает насос 19 с двумя клапанами — всасывающим и нагнетающим, индикатор работы продувочного насоса и перекрывной клапан 20. Продувочный насос помещается в резиновой рубашке, служащей одновременно соединительным патрубком между регенеративным патроном и дыхательным мешком.

Ранец предназначен для крепления частей респиратора и защиты их от повреждения при работе. Он состоит из корпуса 21 и крышки. Корпус респиратора имеет замок и проушину для крепления дыхательного мешка, кронштейны с откидными шарнирами, к которым крепятся поясные ремни и плечевые ремни 17. Плечевые ремни при помощи скобы и кронштейна крепятся к корпусу респиратора: они имеют мягкие, обшитые кожей подушки. На левом плечевом ремне при помощи скобы укреплен манометр с индикатором работы продувочного насоса.

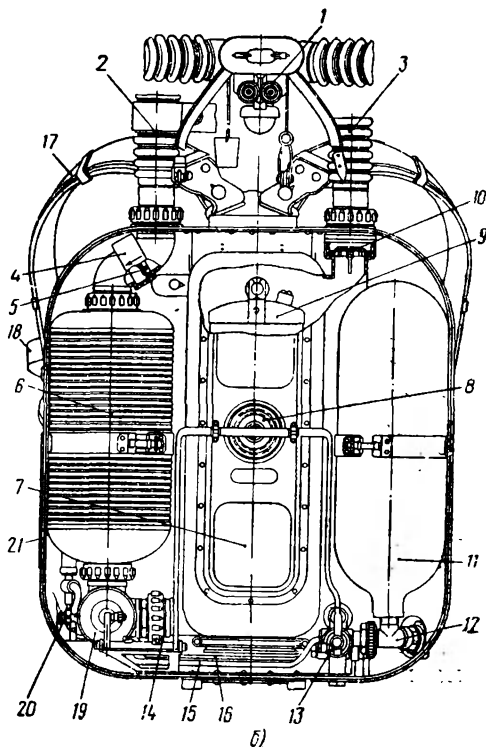


Рис. 6.48. Изолирующий кислородный респиратор «Луганск-2»:

a — общий вид; *б* — конструкция;
 1 — мундштучная коробка; 2 и 3 — дыхательные шланги; 4 — переходной патрубков; 5 — клапан выдоха; 6 — регенеративный патрон; 7 — дыхательный мешок; 8 — клапан; 9 — холодильник; 10 — клапан влоха; 11 — кислородный баллон; 12 — вентиль; 13 — кислородный узел; 14 — перо легочного автомата; 15 — трубка низкого давления; 16 — трубка высокого давления; 17 — плечевые ремни; 18 — манометр; 19 — насос; 20 — перекрывной клапан; 21 — корпус

Для более удобного расположения респиратора на спине на его корпусе имеются поясной и спинной амортизаторы с натяжным винтом. Респиратор работает следующим образом.

Выдыхаемый воздух проходит через мундштучную коробку 1 (см. рис. 6.48), выдыхательный шланг 2, переходной патрубков 4 с выдыхательным клапаном и поступает в регенеративный патрон 6, в котором поглощается имеющаяся в выдыхаемом воздухе углекислота. Очищенный от углекислоты воздух через патрубков продувочного насоса 19 поступает в дыхательный мешок 7, охлаждается хо-

холодильником 9, перемещает верхнюю подвижную стенку мешка и связанное с ней перо легочного автомата 14.

При вдохе воздух из дыхательного мешка проходит через дыхательный клапан 10 и по вдыхательному шлангу 3 через мундштучную коробку 1 поступает снова в легкие человека.

В случае недостатка воздуха в мешке верхняя подвижная стенка его и связанное с ней перо легочного автомата 14 опустится настолько, что регулирующий винт пера нажмет на мешочек, откроет клапан легочного автомата и в мешок поступит необходимое количество кислорода. Избыток воздуха в дыхательном мешке во время выдоха удаляется через клапан 8.

На случай выхода из строя легочного автомата предусмотрен аварийный клапан в кислородном узле 13, управляемый вручную. На случай повреждения спиральной капиллярной трубки или манометра в респираторе имеется перекрывной вентиль, при помощи которого перекрывается магистраль манометра.

Автоматическая продувка, осуществляемая с помощью продувочного насоса 19, предупреждает накопление азота в системе.

Рабочий орган насоса—сильфон при помощи штока связан с пером 14 легочного автомата, поэтому при каждом дыхательном цикле насос делает одно качание, удаляя из системы респиратора некоторое количество газовой смеси. Размеры насоса рассчитаны так, что количество удаляемой смеси составляет 10% кислорода от расходуемого. Дыхательный мешок выполнен в виде меха.

Контроль за работой продувочного насоса осуществляется при помощи манометра 18.

Воздух в респираторе охлаждается при помощи съемного холодильника 9, заполненного фосфорнокислым натрием, за счет скрытой теплоты плавления фосфорнокислого натрия. Каждый килограмм хладагента отбирает от воздуха около 65 ккал тепла и снижает его температуру на 4—5° С.

Основные технические данные респиратора «Луганск-2»

| | |
|---|--------------------------------------|
| Рабочее давление кислорода в баллоне | 200 кг/см ² , емкость 2 л |
| Запас кислорода | 400 л |
| Количество ХПИ в регенеративном патроне | 2100 г |
| Полезная емкость дыхательного мешка | 3,8 л |
| Коэффициент продувки | 10—12% |
| Давление, при котором срабатывает клапан избыточного давления | 25—35 мм вод. ст. |
| Количество хладагента в холодильнике | 700 г |

Габариты:

| | |
|----------------------------------|--|
| ширина | 400 мм |
| высота | 440 » |
| толщина | 180 » |
| Вес в снаряженном виде | 13,5 кг |
| Срок действия | при работе средней напряженности до 6 час, при пребывании в покое до 12 час |

Особенности теплообмена между человеком в скафандре и средой на поверхности Луны [43]

Исходными данными для расчета теплообмена человека в скафандре на Луне должны быть приняты характеристики лунной поверхности и время лунных суток, в какое будет находиться космонавт в скафандре.

Рассмотрим теплообмен в скафандре на лунной поверхности днем.

1. Считаем, что с поверхности Луны отражается 25% солнечного излучения и что температура почвы Луны равна $\approx 80^\circ\text{C}$, а ее излучающая способность в области инфракрасных лучей принята равной единице.

2. Постоянную Солнца на Луне берем $1200 \text{ ккал/м}^2 \text{ час}$. Солнце расположено под углом 30° к горизонту, а площадь теневой стороны человека равна 1 м^2 .

3. Предположим, что в теплообмене путем радиации участвует 75% поверхности скафандра при общей площади 3 м^2 .

Расчет произведем с учетом двух видов верхнего покрова скафандра: во-первых, черного покрытия, во-вторых, однослойного покрытия алюминиевой фольгой. Одежда космонавта состоит из белья (шерстяной или хлопчатобумажной ткани); двухслойного охлаждающего костюма, в котором может быть использован в качестве теплозащиты жидкость или газ. После охлаждающего костюма идет слой из газонепроницаемого материала (резина) и, наконец, поверх всего — силовая оболочка скафандра.

Предположим, что охлаждающая система отбирает все тепло в скафандре, получаемое в процессе биологического обмена веществ (выделяемое космонавтом тепло возьмем равным 400 ккал/час). Необходимо также принять во внимание тепло, поступающее извне через оболочку скафандра.

Считаем, что с помощью вентиляции на внутренней поверхности изоляционного слоя скафандра будет поддерживаться температура $+17^\circ\text{C}$. Температура кожи человека будет находиться в пределах $32\text{—}33^\circ\text{C}$.

Излучающую способность черного покрова скафандра для инфракрасной радиации берем равной единице, алюминиевой поверхности $0,1$ и для солнечной радиации $0,2$. Далее для расчета примем:

| | |
|---|-----------------------|
| Площадь поверхности скафандра | 3 м^2 |
| Поверхность тела человека в среднем | $1,8 \text{ м}^2$ |
| Давление в скафандре | $0,3 \text{ кг/см}^2$ |

В зависимости от конструкции автономной системы регенерации воздуха в скафандре и хемпоглотителей при расчете необходимо также учитывать тепло, выделяемое патронами в процессе реакции поглощения CO_2 и H_2O . Это особенно важно, если регене-

ративная часть автономной системы расположена внутри оболочки скафандра.

На наружной поверхности скафандра будет происходить теплообмен излучением.

Стационарный тепловой режим наступит при воздействии следующих лучистых потоков:

1. Прямое излучение Солнца.
2. Отраженное излучение Солнца.
3. Инфракрасное излучение грунта Луны.
4. Инфракрасное излучение внешней поверхности скафандра в космическое пространство.

В результате воздействия этих тепловых потоков и при сделанных выше допущениях количество тепла, приходящее к внешней поверхности скафандра, в зависимости от ее температуры будет определяться соотношениями [43]

при черном покрытии

$$Q_1 = 3403 - 11,1 \cdot 10^{-8} T^4 \text{ ккал/час}; \quad (6.25)$$

при алюминиевой фольге

$$Q_1 = 505 - 1,11 \cdot 10^{-8} T^4 \text{ ккал/час}. \quad (6.26)$$

Величины 3403 и 505 определяются из суммы слагаемых: прямого и отраженного излучения Солнца и излучения поверхности Луны.

Если температура внешней поверхности скафандра будет отличаться от температуры внутренней поверхности изоляционного слоя, то между ними будет существовать теплообмен и количество тепла, проходящее внутрь скафандра, будет определяться формулой

$$Q_2 = RF(T - 290) \frac{\lambda}{\delta}, \quad (6.27)$$

где

Q_2 — тепловой поток через изоляцию в ккал/час;

R — отношение теплоизоляции плоской поверхности (скафандра) к теплоизоляции ткани человека; принято за 0,8;

$\frac{\lambda}{\delta}$ — значение теплоизоляции в ккал/м² час · град (λ — коэф-

фициент теплопроводности, δ — толщина);

F — поверхность скафандра, равная 3 м².

При стационарном тепловом режиме потоки Q_1 и Q_2 должны быть равны между собой.

Таким образом, задаваясь температурой внешней поверхности скафандра, из формул (6.25) и (6.26) можно найти количество тепла, которое проходит внутрь скафандра. Подставляя это значение $Q_1 = Q_2$ и принятое значение T в (6.27), можно определить необходимую изоляцию $\frac{\lambda}{\delta}$, которая потребна для поддержания

температурного перепада ($T-290$) на поверхности изоляционного слоя.

Результаты таких вычислений приведены в табл. 6.4.

Защита космонавтов, высадившихся на поверхность Луны, от перегрева представляет собой далеко не простую задачу. Существуют различные точки зрения по этому поводу. Так, например, Обертс рекомендует устанавливать над головой специальный излучатель тепла конусообразной формы, внутри которого имеется полость, сообщающаяся с системой теплообмена скафандра. Наружная поверхность конуса — посеребренная, внутренняя — черная.

Таблица 6.4

Охлаждение, необходимое для скафандров различных видов днем на поверхности Луны

| Вид скафандра | Температура поверхности скафандра °С | Тепловой поток из окружающей среды к человеку ккал/час | Теплоизоляция скафандра | Тепловой поток, который должен быть удален системой охлаждения ккал/час | Способы охлаждения | | |
|---|--------------------------------------|--|-------------------------|---|-----------------------------|------------------------|------------------------|
| | | | | | Черный конус м ² | Жидкий кислород кг/час | Парообразование кг/час |
| Скафандр с черной поверхностью | 17 | 2623 | ∞ | 3023 | 10,3 | 30,0 | 4,98 |
| | 50 | 2205 | 27,8 | 2605 | 8,8 | 25,8 | 4,32 |
| | 100 | 1258 | 6,35 | 1658 | 5,6 | 16,8 | 2,82 |
| | 120 | 753 | 3,05 | 1153 | 3,9 | 11,4 | 1,92 |
| | 130 | 458 | 1,69 | 858 | 2,9 | 8,4 | 1,38 |
| | 155 | 0 | 0 | 400 | 1,4 | 4,2 | 0,72 |
| Скафандр с однослойной алюминиевой поверхностью | 18 | 497 | ∞ | 897 | 3,0 | 9,34 | 1,50 |
| | 30 | 412 | 13,2 | 812 | 2,8 | 8,10 | 1,38 |
| | 40 | 399 | 7,24 | 799 | 2,7 | 7,98 | 1,32 |
| | 70 | 341 | 2,68 | 741 | 2,5 | 7,38 | 1,26 |
| | 80 | 324 | 2,15 | 724 | 2,4 | 7,26 | 1,20 |
| | 100 | 290 | 1,46 | 690 | 2,3 | 6,90 | 1,14 |
| | 150 | 128 | 0,402 | 528 | 1,8 | 5,28 | 0,90 |
| | 189 | 0 | 0 | 400 | 1,4 | 4,20 | 0,72 |

Своим раструбом конус обращен в сторону от Солнца, так что отвод тепла излучением происходит с внутренней поверхности, а внешняя поверхность в силу ее малой степени черноты практически не взаимодействует ни с Солнцем, ни с лунной поверхностью. Размеры основания конуса приведены в табл. 6.4. При этом предполагается, что подвод тепла к излучателю из скафандра происходит без потерь, а температура излучателя равна 0°С.

6.7. СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ СКАФАНДРА

Система охлаждения с испарением жидкого кислорода

На рис. 6.49 приведена схема системы охлаждения с испарением жидкого кислорода для удаления избытка тепла из лунного скафандра и осушки вентиляционного воздуха [54]. Осушка достигается пропусканием воздуха через испаритель жидкого кислорода, на стенках которого будут конденсироваться и замерзать водяные

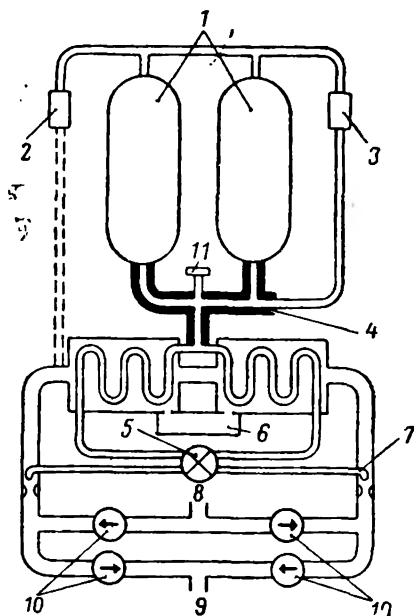


Рис. 6.49. Схема системы охлаждения скафандра на жидком кислороде:

1 — резервуары с жидким кислородом; 2 — предохранительный клапан; 3 — регулятор давления; 4 — теплоизоляция; 5 — двухходовой кран; 6 — водяной коллектор; 7 — форсунка; 8 — штуцер воздуха из скафандра; 9 — штуцер воздуха в скафандр; 10 — обратный клапан; 11 — зарядный штуцер

быточным давлением $0,25 \text{ атa}$ в течение 6 час, показали, что запас жидкого кислорода должен составлять около 19 кг. Такое количество жидкого кислорода может храниться в двух специальных сосудах. Они могут быть укреплены на скафандре сзади на спине. Общий вес установки около 25 кг; производительность ее 430 ккал/час, что обеспечивает работу космонавта в течение 6 час.

Система охлаждения с испарением воды

В этой установке (рис. 6.50) охлаждение осуществляется посредством испарения воды. Скрытая теплота парообразования воды

пары, что снизит эффективность работы системы. Для увеличения производительности и эффективности в системе предусмотрены два независимых змеевика. В этой системе кислород поступает определенное время через один змеевик и форсунку, а затем меняет свое направление. Лед в первом змеевике тает и предварительно охлаждает воздух на входе во второй змеевик. Вода, образующаяся этом процессе, собирается в водяном коллекторе 6. Если змеевик видоизменить так, чтобы вода постоянно находилась под действием окружающей среды космического пространства, то будет возможно дальнейшее охлаждение за счет испарения воды.

Устройством регулирующего клапана на дренажном баке можно обеспечить такое испарение без потери давления в системе. Испытания системы, поддерживающей нормальные условия в скафандре с из-

на 573 ккал/кг, в то время как скрытая теплота парообразования кислорода при расширении его в условиях вакуума равна его 85 ккал/кг.

В рассматриваемой системе охлаждение будет осуществляться регулированием потока воды через змеевик теплообмена, испаряющейся в вакуум. Регулирующий клапан предназначен для предотвращения замерзания воды в змеевике вследствие потери водой своего тепла в результате интенсивного испарения. Водяные пары, выделяемые космонавтом, в такой системе конденсируются на змеевике теплообменника, а образовавшаяся вода отводится в водяной бак и в дальнейшем используется для охлаждения.

Поскольку в бак для воды кислород поступает из циркуляционной магистрали, подача воды в бак должна осуществляться автоматически. При охлаждении водой примерно 0,27 кг конденсата заменяют 1,35 кг жидкого кислорода. При работе с небольшой интенсивностью теплопродукция уменьшается и снижается расход воды. Кислород, используемый для дыхания, также будет обеспечивать некоторое дополнительное охлаждение, хотя его, по-видимому, целесообразно рассматривать как полезный резерв.

Циркуляция охлаждающего газа будет осуществляться с помощью вентилятора с приводом от электродвигателя, питаемого от батарей. Вес вентилятора с электродвигателем около 1,8 кг; вес батарей, обеспечивающих необходимую мощность 20 Вт, 1,8 кг. Общий вес системы около 18 кг.

Один из перспективных методов, над которым усиленно работают в США, это метод с применением жидкостных теплообменников за счет испарения воды при определенной дозе вакуума, т. е. может быть использован вакуум лунной среды. Такая охлаждающая система является более простой. Производительность около 500 ккал/час. Если снимать такое тепло путем вентиляции, то

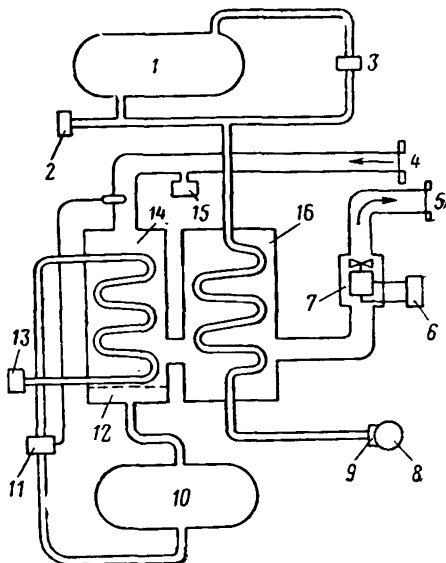


Рис. 6.50. Схема системы охлаждения скафандра, работающей на принципе испарения воды:

1 — баллон с жидким кислородом; 2 — зарядный штуцер; 3 — регулятор давления; 4 — штуцер воздуха из скафандра; 5 — штуцер воздуха, поступающего в скафандр; 6 — аккумулятор; 7 — вентилятор; 8 — маска; 9 — регулятор кислорода; 10 — бак с водой; 11 — терморегулятор; 12 — водоотстойник; 13, 15 — предохранительные клапаны; 14 — водоотделитель; 16 — дополнительный охлаждающий теплообменник

для этого необходим воздушный поток около 450—500 л/мин, что обеспечить практически невозможно.

Система водяного охлаждения путем испарения воды при вакууме имеет преимущества по сравнению с охлаждением жидким кислородом или азотом в портативности и весовом отношении. Ее вес почти в 3 раза меньше.



Рис. 6.51. Экспериментальный костюм водяного охлаждения скафандра

На рис. 6.51 показан экспериментальный костюм водяного охлаждения фирмы Гамильтон Стандарт. Костюм надевается на нижнее белье. Он изготовлен в виде сетки из тонких трубок поливинилхлорида с внутренним диаметром 3 мм, по которым в замкнутом контуре циркулирует вода.

Циркуляционная вода проходит теплообменник, соединенный с вакуумом, где охлаждается примерно до 8—10°С, и затем поступает в сетку костюма. Таким путем система охлаждения может поддерживать заданную температуру в скафандре.

В проводимых испытаниях скафандра с водяным охлаждением при высокой окружающей температуре отмечено, что температура кожи испытуемого сохраняется на уровне 28°С, а при воздушном охлаждении температура достигает 36°С.

Для лунного скафандра космического корабля «Аполлон» в ранцевой системе жизнеобеспечения применена установка водяного охлаждения (см. рис. 6.47). В настоящее время проводится окончательное комплексное испытание лунного скафандра фирмой Гамильтон Стандарт.

6.8. МЕТОДЫ ИСПЫТАНИЙ СКАФАНДРОВ И ИХ СИСТЕМ

К применяемым для изготовления скафандров материалам предъявляются весьма высокие требования. Они особенно высоки, когда речь идет о космических или лунных скафандрах. На все материалы, предназначенные для изготовления высотного скафандра, должны иметься самые подробные характеристики. Исключительно важное значение придается недеформирующим свойствам ткани. Такие ткани как капрон, нейлон и другие материалы, кроме обычной программы испытаний, подвергают испытанию на многократный изгиб (стирание) и старение.

Испытание по комплексу прочности проводится дважды: первое испытание, когда материал еще новый и он не подвергался какому-либо воздействию; второе испытание — после многочасового или многосуточного, в зависимости от назначения скафандра, воздействия кислорода, озона и других возможных компонентов газовой среды, присутствующих в воздухе кабины космического корабля или в воздухе, подаваемом под скафандр. Материал должен быть также испытан на устойчивость к воздействию высоких и низких температур от $+50$ до -60°C для авиационных скафандров и от $+150$ до -150°C для космических скафандров. Кроме того, к этим материалам предъявляются специальные требования.

Резина и резиновые ткани особо тщательно испытываются на морозостойкость, подверженность воздействию кислорода и озона. Следует всегда иметь в виду, что под действием озона резина быстро теряет свои упругие свойства. В специальных экспериментальных исследованиях было показано, что при воздействии на резиновые изделия озона в концентрациях $0,0012$ — $0,01$ в течение нескольких часов они становились ломкими, полностью теряли свою эластичность и упругость. Материал оболочки скафандра испытывается также на газопроницаемость. Для этого изготавливаются опытные цилиндрические баллоны (диаметр примерно 300 мм, длина образующей 500 — 600 мм), на которых определяется утечка разных газов при избыточном давлении от $0,1$ до $0,35$ ат, а затем подвергается максимальному избыточному давлению, при котором баллоны разрушаются.

Готовый скафандр в обязательном порядке подвергается испытанию на прочность. Целью такого испытания является проверка на соответствие прочности скафандра техническим условиям и расчетным напряжениям в элементах конструкции.

Для проведения полноценных лабораторных испытаний, помимо основных скафандров, необходимо делать экспериментальные образцы из того же материала. Как правило, экспериментальный образец после проведения всех необходимых испытаний дополнительно испытывается на разрушающее избыточное давление с целью определить запас прочности. Испытание скафандра избыточным давлением на разрушение производится на открытом месте в специально огороженном пространстве, чтобы можно было наблюдать, в каких местах и как происходит разрушение.

Результат испытаний фиксируется в акте, к которому должны быть приложены фотоснимки скафандра до и после испытаний. Такие материалы полезны для дальнейшей отработки скафандров.

При испытании на прочность исходят обычно из коэффициента безопасности 2 — 3 (считая от максимального рабочего давления). Для перчаток коэффициент безопасности принимают не менее 3 .

Герметичность скафандра характеризуется величиной утечки воздуха из скафандра в единицу времени. Полная величина утечки воздуха из скафандра, приведенная к давлению 760 мм рт. ст.

и температуре 15°C , связана с изменением давления внутри скафандра и определяется следующим уравнением:

$$v_{\text{ут}} = 278,8 \frac{v_{\text{ск}} \Delta p}{T_{\text{ск}} \Delta \tau} \text{ л/мин}, \quad (6.28)$$

где $v_{\text{ск}}$ — свободный объем скафандра в л;
 $\Delta p = p_1 - p_2$ — изменение давления в скафандре в кг/см^2 за промежуток времени $\Delta \tau$;

$T_{\text{ск}}$ — абсолютная температура в скафандре;
 278,8 — коэффициент, приводящий величину утечки к давлению 760 мм рт. ст. и к температуре 15°C .

Испытанию на герметичность подвергается как вся система в целом, так и отдельные ее конструктивные элементы (оболочка, кислородо- и воздухоподающие коммуникации).

Утечка при максимальном рабочем сверхдавлении в авиационном скафандре не должна превышать для регенеративной системы следующих величин:

| | |
|--|-----------|
| Оболочка скафандра | 2—3 л/мин |
| Кислородная аппаратура и системы трубопроводов | 0,5 " |
| Скафандр в целом с регенеративной системой | до 3 " |

Величины утечек вентиляционных скафандров допускаются несколько большими, в зависимости от условий работы и наличия вентиляционного воздуха.

Для испытания оболочки скафандра на герметичность берется инжектор, с которого снята характеристика расхода кислорода через сопло при различных давлениях. Скафандр наполняется кислородом до определенного давления, контролируемого манометром. Расход кислорода в минуту, необходимый для поддержания постоянного давления в скафандре, считается равным утечке.

В качестве нормы для вентиляционных систем можно принять падение избыточного давления на 25% за 10 мин, что соответствует утечке воздуха в 0,5—0,8 объема скафандра в час при избыточном давлении в нем 0,1—0,2 ат.

Герметичность будет достаточной, если падение давления на 0,05 ат происходит в стационарной системе в течение 25 мин, а в системе скафандра в целом 20 мин. Результат испытаний на герметичность представляется в виде таблицы или кривых, по которым производится дальнейшая доработка скафандра.

Испытание регенеративной системы скафандра производится следующим образом. Кислород поступает через инжектор, который создает вентиляцию, т. е. засасывает из скафандра воздух, насыщенный углекислотой или влагой. Этот воздух проходит через регенеративные патроны, контрольно-измерительную аппаратуру и подается опять в скафандр.

Во время испытаний в течение 3—6 час проверяется работа каждого агрегата, входящего в оборудование скафандра. Работу

регенеративных патронов определяют при испытаниях по количеству поглощенной ими углекислоты и влаги. Каждые 30 мин производят анализ воздуха, проверяя содержание в нем углекислоты. В конце испытаний такой анализ проводят через каждые 15 мин. Воздух для анализа берут до и после патрона для того, чтобы иметь представление о работе поглотителей. После испытаний производят химический анализ поглотителей, для чего берут пробы в нескольких местах и определяют качество и равномерность поглощения.

Проверка вентиляции в скафандре во время испытания производится с помощью указателя вентиляции, установленного внутри шлема скафандра. Влажность воздуха в скафандре проверяют по сухому и влажному термометрам, установленным до и после регенеративного патрона. По показаниям этих термометров проверяют и работу поглотителя влаги.

Регулятор в течение всего испытания должен поддерживать заданное давление в скафандре. Показания манометра давления внутри скафандра проверяются по ртутному манометру.

Расход кислорода во время испытаний определяют приближенно путем расчета по манометру, показывающему давление кислорода в баллоне.

Аварийная система в скафандре испытывается после окончания испытаний стационарной системы. Одетый в скафандр экспериментатор отключается от стационарной системы и переводится на аварийное питание, которое должно удовлетворять всем требованиям, предъявляемым к аварийной системе. Работа с аварийной системой продолжается 30—40 мин. Если не нужны какие-либо конструктивные доделки и изменения, то после лабораторных испытаний переходят к испытаниям в термобарокамере и далее к летным испытаниям, катапультированию и прыжкам с парашютом в скафандре.

Испытания в термобарокамере (ТБК) имеют целью проверить температурные режимы в скафандре, незапотеваемость стекол шлема, а также работу всей системы на различных режимах.

До начала испытания в ТБК должны быть предусмотрены и изготовлены выходные трубопроводы для взятия проб воздуха из скафандра — один вывод в шлеме и второй вывод после регенеративных патронов; выводы для проводов электрооборудования и переговорного устройства.

Кроме того, должна быть предусмотрена возможность включения в систему переговорного устройства, которым оборудована ТБК. Лучше всего для переговоров использовать усилитель радиоприемника, а при возможности установить телеметрические установки.

Для монтажа стационарной аппаратуры и щитка управления должен использоваться специальный штатив.

Рабочее место для испытания должно соответствовать рабоче-

му месту на самолете или космическом корабле с предусмотренным для данного места приборным оборудованием.

Испытатель должен быть расположен в ТБК так, чтобы за ним можно было наблюдать через окна камеры.

Высотные эксперименты в ТБК проводятся под наблюдением врача, имеющего специальную подготовку.

Для правильной и надежной работы системы регенерации поступающий в ХПИ воздух должен иметь высокую относительную влажность и положительную температуру $+15-20^{\circ}\text{C}$. Температуру воздуха рекомендуется измерять с помощью термпар в следующих точках:

- 1) в шланге на выходе из оболочки скафандра;
- 2) в регенеративной коробке в зоне патрона с ХПИ;
- 3) в шланге на выходе из регенеративной коробки и на входе под оболочку скафандра.

Кроме того, для проверки условий, в которых находится испытатель, следует замерять температуру воздуха под оболочкой скафандра, в шлеме, на груди, на спине, на коленях и бедрах, в руках и ногах.

Регулировка и подбор температурного режима в системе регенерации воздуха производится с помощью реостатов, включаемых в цепь обогрева шлангов и регенеративной коробки. Обогрев шлангов рассчитывается так, чтобы температура воздуха на пути от оболочки к регенеративной коробке оставалась постоянной (допустимо колебание в пределах $\pm 3^{\circ}\text{C}$), а на пути от коробки до оболочки падала не более чем на $10-15^{\circ}\text{C}$.

Желательная температура воздуха в шлеме $15-20^{\circ}\text{C}$, а под оболочкой около 10°C .

Содержание кислорода в воздухе скафандра в первые 40 мин проверяется через каждые 10 мин, а затем 2 раза в течение часа.

В программу испытаний скафандра входит определение допустимых углов сгибания (в сочленениях) и величины прилагаемых для этого усилий.

В процессе эксперимента или испытания необходимо тщательно следить за температурой воздуха под скафандром. Она должна быть около $15-18^{\circ}\text{C}$. Понижение температуры ухудшает работу регенерационной установки и ведет к накоплению CO_2 . При различных сверхдавлениях — от нулевого до максимального рабочего давления — через каждые 0,05 ат, на различных высотах экспериментатор, одетый в скафандр, воспроизводит весь комплекс движений, связанный с управлением самолета или космического корабля, включая и катапультирование. Проверяются движения рук снизу вверх, разведение в стороны, скрещивание, заведение за затылок и за спину; подъем ног (при влезании на стенд), сгибание в пояснице на 90° ; работа пальцев, возможность писать.

Экспериментатор, испытывающий скафандр в ТБК, должен точно проверять работу всех приборов и выключателей, показания

манометра, работу и регулировку автоматического клапана, силу тока в электрообогревательных цепях и т. д.

Данные испытаний заносятся в протокол.

Последним этапом испытаний в ТБК является испытание скафандра при имитации пикирования. При заданной скорости пикирования проверяется работа всех систем скафандра в целом.

Глава VII

СИСТЕМЫ ЖИЗНЕОБЕСПЕЧЕНИЯ ЧЕЛОВЕКА В УСЛОВИЯХ КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА

7.1. СИСТЕМЫ ЖИЗНЕОБЕСПЕЧЕНИЯ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОГО КОРАБЛЯ-СПУТНИКА

Обеспечение жизненных условий человека как на высотном, так и на космическом летательных аппаратах, сводится в основном к поддержанию необходимого давления, газового состава O_2 , CO_2 и температуры окружающей его среды. Поставленные условия обеспечиваются при помощи герметических кабин.

Идея применения герметической кабины принадлежит гениальному русскому ученому Д. И. Менделееву, занимавшемуся изучением атмосферы. Она высказана им еще в восьмидесятых годах прошлого века. Он считал, что для полетов на больших высотах стратонавты должны подниматься в герметически закрытой, достаточно прочной гондоле, имеющей «свою собственную» атмосферу. Дальнейшие работы ученых в этом направлении привели к практическому осуществлению идей, высказанных Д. И. Менделеевым.

В настоящее время для высотных полетов применяют скафандры, герметические кабины на самолетах и космических кораблях, герметические гондолы на стратостате, в которых создается атмосфера, обеспечивающая жизнедеятельность человека.

По конструктивному решению и выполнению герметические кабины летательных аппаратов весьма различны в зависимости от его назначения. Они различны и по основным характеристикам внутренней среды. Наибольшее различие имеется между герметическими кабинами самолетов и космических кораблей. Оно касается прежде всего режима давления в них. Для самолетов характерны величины давления меньше атмосферного; в космических же кораблях, во всяком случае, летавших до сих пор, поддерживается давление, равное атмосферному.

Второе различие составляет принцип создания и поддержания постоянства газовой среды в кабине. Для самолетов в настоящее время типична герметическая кабина компрессорно-вентиляционного типа с дополнительным кислородным обеспечением или без него, в зависимости от назначения самолета, высотности его и избранного

режима давления в кабине. Напротив, все космические корабли оборудованы кабинами регенеративного типа с замкнутым автономным циклом вентиляции.

Перед первыми полетами человека в космос была проведена серия полетов с животными. Впервые на втором советском спутнике был осуществлен полет собаки Лайки.

На рис. 7.1 показана собака Лайка в герметической кабине с системой жизнеобеспечения. На спутнике были установлены система кондиционирования воздуха, запас пищи и приборы для

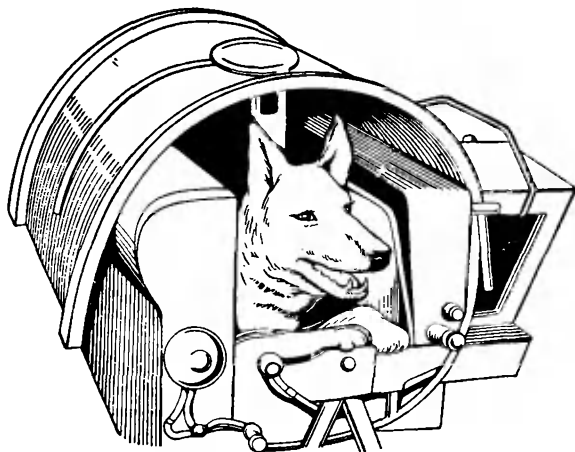


Рис. 7.1. Лайка в герметической кабине спутника

изучения жизнедеятельности в условиях космического полета, а также аппаратура для исследования состава излучения Солнца и космических лучей, изучения температуры и давления; телеметрическая аппаратура для передачи данных научных измерений на Землю.

Затем был осуществлен полет в космос с животными Белкой и Стрелкой на втором советском спутнике.

На рис. 7.2 приводится оборудование герметической кабины животных второго советского космического Спутника.

В герметической кабине поддерживались следующие условия: барометрическое давление, близкое к давлению на уровне моря; концентрация кислорода 20—25% и углекислого газа не выше 1%. Для поддержания равновесия между выделением кислорода и потреблением его животными было создано специальное устройство, которое автоматически регулировало скорость поглощения углекислоты и водяных паров с выделением необходимого количества кислорода.

Автоматическое регулирование процесса регенерации осуществлялось специальным высокочувствительным элементом установ-

ки, реагирующим на изменение соотношений в содержании CO_2 и O_2 в атмосфере кабины.

Уменьшение кислорода и увеличение концентрации углекислого газа воспринималось датчиком, дающим сигналы на исполнительный механизм. Одновременно соответствующая информация передавалась на Землю.

Температура воздуха поддерживалась в пределах $15\text{--}25^\circ\text{C}$ и относительная влажность $30\text{--}70\%$.

Для отвода тепла из кабины космического корабля был применен холодильный агрегат с жидкостно-воздушным радиатором.

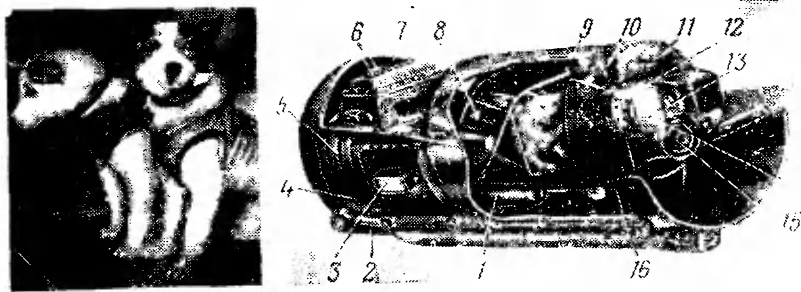


Рис. 7.2. Герметическая кабина второго советского спутника:

1 — баллон системы воздухообеспечения; 2 — стреляющий механизм катапультирования; 3 — блок радиопеленгаторного устройства; 4 — специальная аккумуляторная батарея для подогрева пробирок с микробами; 5 — аккумуляторная батарея; 6 — блоки специальной научной аппаратуры; 7 — катапультируемый контейнер; 8 — датчик движения; 9 — гермокабина животных; 10 — микрофон; 11 — антенна радиопеленгаторного устройства; 12 — клапан вдоха и выдоха; 13 — телевизионная камера; 14 — зеркало; 15 — вентиляционная установка; 16 — автомат комбинированного питания

Жидкий хладагент поступал в радиатор из системы терморегулирования. Расход хладагента регулировался в зависимости от температуры в кабине. Такая система обеспечивала устойчивое поддержание температуры воздуха в кабине космического корабля в течение всего полета.

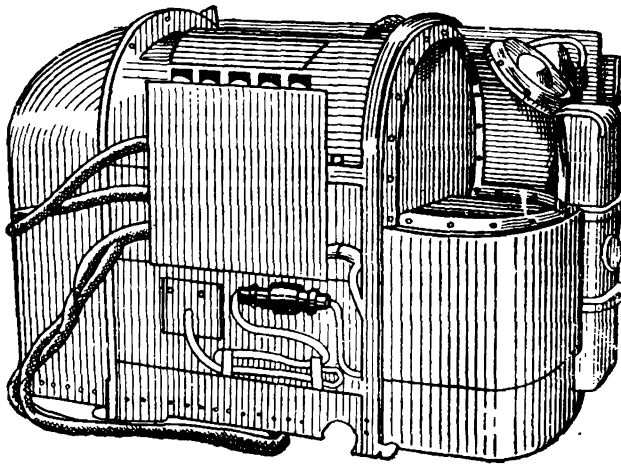
Решение проблемы продолжительных полетов человека в космосе на высоте 900 км и выше требует применения сложных методов исследования, которые могут быть выполнены только на животных.

Такое исследование проводилось в течение 22 суток в апреле 1966 г. на специализированном спутнике «Космос-110» с животными на борту.

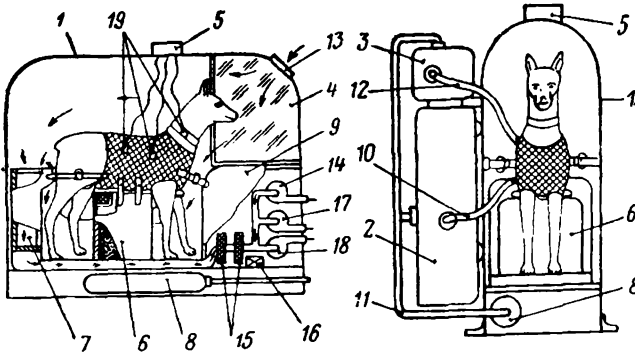
Для жизнеобеспечения подопытных животных Ветерок и Уголек на искусственном спутнике «Космос-110» установлены две отдельные кабины, представляющие в целом биологическую лабораторию в космосе.

Для жизнеобеспечения и проведения исследовательских работ на спутнике «Космос-110» были установлены следующие системы:

1) кондиционирования и регенерации воздуха в кабинах животных;



a)



b)

Рис. 7.3. Кабина Ветерка на искусственном спутнике «Космос-110»:

a — внешний вид; б — схема системы жизнеобеспечения;
 1 — корпус кабины; 2 — пищевой контейнер; 3 — фармакологический контейнер; 4 — прозрачный колпак; 5 — блок физиологических датчиков; 6 — сборник жидких отходов; 7 — сборник твердых отходов; 8 — пневмосистема с баллоном сжатого газа; 9 — отсек для размещения приборов; 10 — трубопровод для подачи пищи; 11 — трубопровод подачи пищи из блока; 12 — шланг подачи медико-биологических препаратов; 13 — воздухозаборник; 14 — вентилятор; 15 — фильтры; 16 — электронное устройство; 17 — запасной вентилятор; 18 — дополнительный мощный вентилятор; 19 — физиологические датчики

- 2) вентиляции кабины;
- 3) сборник твердых и жидких отходов;
- 4) кормления животных;
- 5) управления и регулирования;
- 6) телеметрии.

Кондиционирование воздуха и связь с некоторыми другими системами в основном происходит следующим образом. Кондиционированный воздух подается внутрь контейнера с животными через воздухозаборник 13 (рис. 7.3) прозрачного колпака 4. Вентилятор 14 отсасывает воздух из контейнера через сборник твердых отходов 7 и фильтры 15, служащие для очистки воздуха от капельной влаги и вредных примесей. Создаваемое в результате работы вентилятора разрежение в контейнере животного обеспечивает поступление в контейнер свежего воздуха через воздухозаборник 13. Для увеличения надежности работы системы специальное электронное устройство 16 в случае отказа вентилятора 14 автоматически включает в работу дублирующий вентилятор 17. Поскольку в условиях невесомости внутри контейнера животного в воздухе могут накапливаться взвешенные твердые и жидкие частицы, то для их удаления особое программное устройство через каждые два часа полета включает на полминуты дополнительный мощный вентилятор 18.

В системе управления и регулирования используются командные программные устройства электронного типа для подачи необходимых сигналов исполнительным устройствам, чувствительные элементы для регистрации параметров в системах и исполнительные устройства электрического, пневматического и механического типа.

Сигналы физиологических датчиков 19, смонтированных на костюме-корсете животных, и датчиков различных параметров в системах, а также сигналы о подаче и исполнении разнообразных команд передаются обрабатывающему эту информацию наземному координационно-вычислительному центру с помощью радиотелеметрической аппаратуры.

7.2. СИСТЕМА ЖИЗНЕОБЕСПЕЧЕНИЯ СОВЕТСКИХ КОСМИЧЕСКИХ КОРАБЛЕЙ «ВОСТОК» И «ВОСХОД»

На советском космическом корабле «Восток» был совершен первый в мире полет в космическое пространство гражданином СССР Ю. А. Гагариным.

В герметической кабине корабля (рис. 7.4) размещается оборудование, обеспечивающее условия жизнедеятельности космонавта, система управления и контроля. Кроме того, корабль снабжен тормозной двигательной установкой и системой приземления [1].

Космонавт размещается в корабле на катапультируемом кресле, которое является его рабочим местом в полете, а также служит для покидания корабля в случае необходимости.

Кабина космонавта на корабле много просторнее кабины летчика на самолете. Оборудование кабины космонавта выполнено с учетом удобства работы в полете. Находясь в кресле, космонавт имеет возможность осуществлять все необходимые операции по наблюдению, связи с Землей, контролю полета и в случае необходимости — по управлению кораблем.

Приземление космонавта может осуществляться в кабине корабля. Предусмотрен также вариант покидания методом катапультирования кресла с космонавтом из кабины на высоте около 7 км и последующим приземлением его на парашюте.

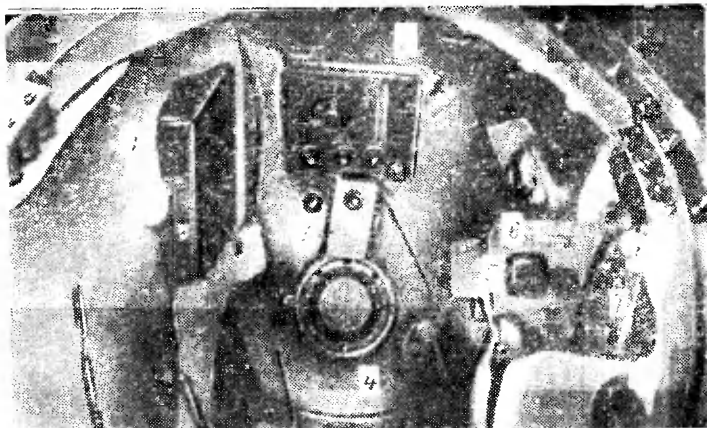


Рис. 7.4. Кабина космического корабля «Восток»:

1 — пульт космонавта; 2 — приборная доска с глобусом; 3 — телевизионная камера; 4 — иллюминатор с оптическим ориентиром; 5 — ручка управления ориентацией корабля; 6 — радиоприемник; 7 — контейнеры с пищей

Система кондиционирования, установленная на корабле, поддерживает в кабине космонавта давление, близкое к нормальному, концентрацию кислорода 20—25% при концентрации углекислого газа не выше 1%, температуру на уровне 15—22°С и относительную влажность в пределах 30—70%.

Регенерация воздуха осуществляется применением высокоактивных химических соединений. Процесс регулируется автоматически. При уменьшении количества кислорода и увеличении концентрации углекислого газа специальным датчиком подается сигнал, по которому исполнительным механизмом изменяется режим работы регенеративной системы. Напротив, при избыточном выделении кислорода срабатывает специальное устройство, в результате чего изменяется направление потока воздуха и уменьшается поступление кислорода в атмосферу кабины.

Специальные фильтры освобождают воздух от вредных примесей, образующихся в результате жизнедеятельности человека и работы аппарата.

Поддержание заданного температурного режима в кабине корабля в полете осуществляется системой терморегулирования, отличительной особенностью которой является использование для отвода тепла из кабины космонавта жидкого хладагента с постоянной температурой. Хладагент поступает из системы терморегулирования в жидкостно-воздушный радиатор. Расход воздуха через радиатор автоматически регулируется в зависимости от температуры.

Система жизнеобеспечения, основные параметры атмосферы кабины и способ регулирования их на корабле «Восход» в принципе подобны системам на кораблях типа «Восток».

7.3. СИСТЕМА ЖИЗНЕОБЕСПЕЧЕНИЯ АМЕРИКАНСКОГО СПУТНИКА ЗЕМЛИ «МЕРКУРИЙ»

На рис. 7.5 приведена принципиальная схема системы жизнеобеспечения человека в герметической кабине спутника Земли «Меркурий» [53]. Расположение аппаратуры жизнеобеспечения по-

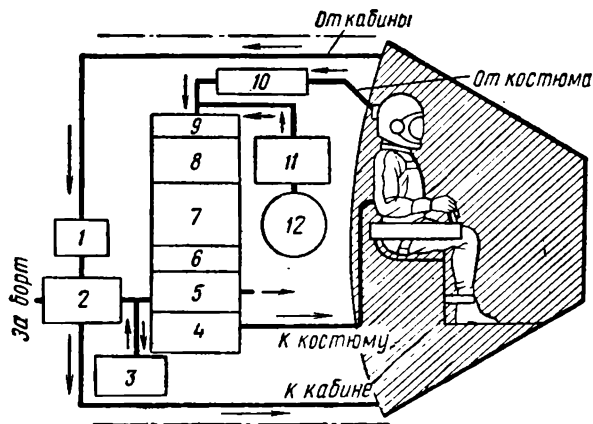


Рис. 7.5. Принципиальная схема системы жизнеобеспечения в герметической кабине космического корабля «Меркурий»:

1 — вентилятор; 2 — теплообменник; 3 — охлаждающий бак; 4 — водопоглотитель; 5 — теплообменник; 6 — фильтр; 7 — поглотитель углекислоты; 8 — дезодоратор; 9 — вентилятор; 10 — ловушка; 11 — редуктор; 12 — кислород

казано на рис. 7.6. Система имеет регенеративную часть и запас сжатого кислорода в баллонах с рабочим давлением 520 кг/см^2 . Давление понижается редуктором с двумя ступенями до

7 кг/см² (кислородные баллоны расположены под сиденьем космонавта).

Для повышения безопасности полета космонавт снаряжен в скафандр, поэтому в общей системе кондиционирования кабины предусмотрен шланг для автономной системы скафандра.

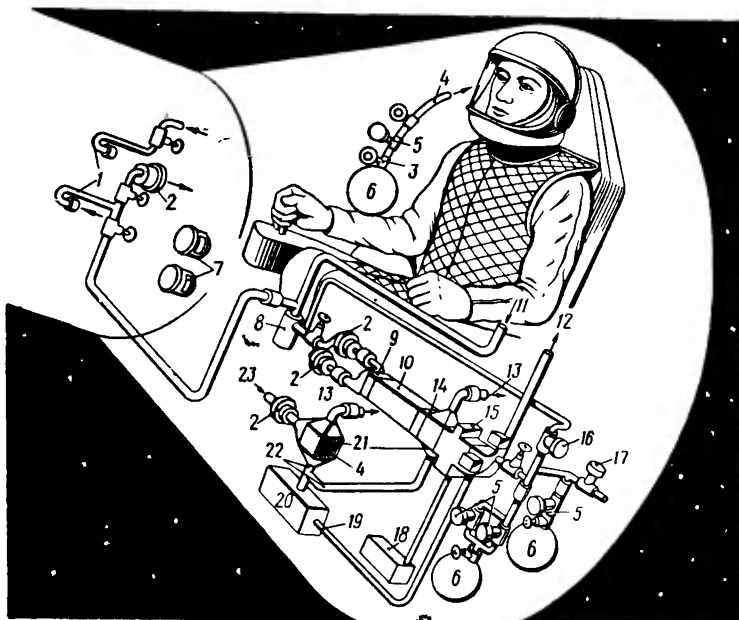


Рис. 7.6. Схема расположения основных агрегатов системы жизнеобеспечения космического корабля «Меркурий»:

1 — вентиляционные клапаны; 2 — вентиляторы; 3 — система продувки; 4 — в кабину; 5 — редукторы; 6 — баллон с кислородом; 7 — сбрасывающие клапаны; 8 — ловушка; 9 — дезодоратор; 10 — поглотитель углекислоты; 11 — шланг от скафандра; 12 — шланг к скафандру; 13 — воздух из кабины за борт; 14 — фильтр; 15 — водопоглотитель; 16 — регулятор расхода воздуха; 17 — регулятор давления; 18 — бак с водой; 19 — линия давления бака; 20 — охлаждающий бак; 21 — теплообменник; 22 — водопроводы; 23 — воздух из кабины. Система охлаждения при входе в атмосферу не показана

Избыточное давление в кабине поддерживается 0,385 кг/см². Для компенсации возможной утечки и поддержания давления в кабине используется газообразный кислород, находящийся в трех баллонах, один из которых является основным. Второй баллон обеспечивает подачу кислорода в течение 26 часов и является аварийным. Третий баллон меньшей емкости предназначен для продувки кабины. Когда газ в первом баллоне будет израсходован, автоматически включается в систему второй. Такая система обеспе-

чивает питание кислородом в течение 52 час. В случае аварии кислород из второго баллона подается через регулятор постоянного расхода в нужном количестве.

Регенерация воздуха в системе кондиционирования скафандра обеспечивается за счет непрерывной подачи кислорода. Регулятор подачи кислорода в скафандр снижает давление с 7 кг/см^2 до 0,35 и обеспечивает летчика и вентиляцию. Поглощение углекислоты и влаги производится за счет непрерывной циркуляции воздуха из скафандра, проходящего через дезодоратор и поглотитель CO_2 , где используется гидроксид лития. Здесь же имеется активированный древесный уголь (рис. 7.7) для поглощения запаха.

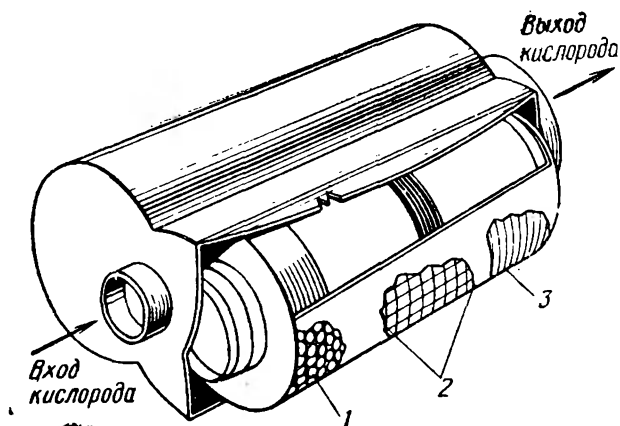


Рис. 7.7. Регенеративный патрон системы жизнеобеспечения для поглощения углекислоты и влаги:

1 — древесный уголь; 2 — гидроксид лития; 3 — фильтр, задерживающий пыль лития

Между секциями гидроксид лития имеется зазор, который является ресивером и предотвращает просачивание газа по периферии фильтра. На границах этого зазора неподвижно прикреплены сетчатые перегородки из пластика. Пружины, имеющиеся по концам коробки, прижимают секции фильтра к этим сеткам, так что древесный уголь и гидроксид лития плотно сжаты и их зерна неподвижны. Пружины также плотно прижимают периферию фильтра к стенкам коробки, что предотвращает течение газа по периферии. Другой фильтр, расположенный по потоку ниже второй секции, поглощает частицы гидроксид лития, которые могут вызывать раздражение дыхательных путей. Сетчатые перегородки из пластика установлены между древесным углем и гидроксидом лития, а также на концах секций фильтра, снабженных пружинами.

Воздух проходит через поглотитель и вентилятор, нагревается и направляется в испаритель для охлаждения до 5°C . После охлаждения воздух, перед тем как попасть в систему скафандра, про-

Видит через влагопоглотитель, где капли воды, образующиеся вследствие конденсации в испарителе, поглощаются специальной губкой.

Система жизнеобеспечения корабля «Меркурий» рассчитана на обеспечение полета продолжительностью до 2 суток.

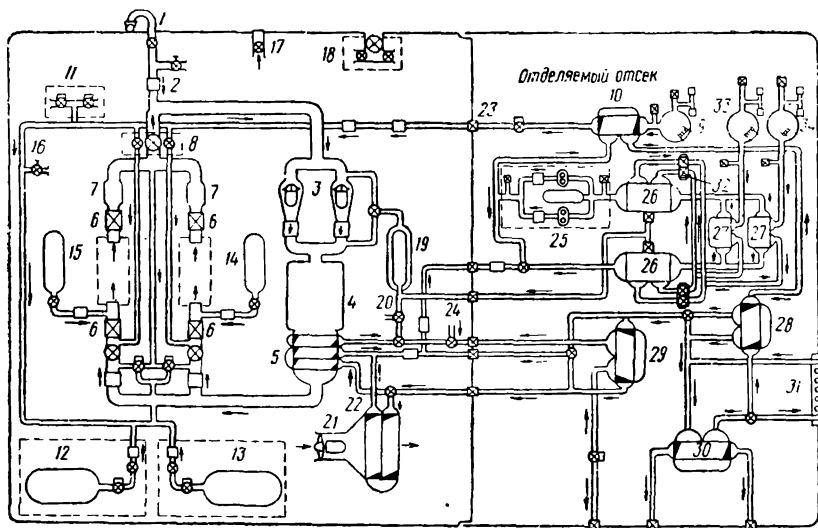
7.4. СИСТЕМА ЖИЗНЕОБЕСПЕЧЕНИЯ АМЕРИКАНСКОГО КОРАБЛЯ-СПУТНИКА «ДЖЕМИНИ»

В основу проекта системы жизнеобеспечения «Джемини», за исключением некоторых изменений, взята система жизнеобеспечения корабля-спутника «Меркурий». Основное отличие состоит в том, что система «Меркурий» рассчитана на работу в течение 28 час при экипаже в составе одного человека, тогда как проект «Джемини» предусматривает экипаж в составе двух человек и длительность полета 14 суток [31]. Принципиальная схема системы жизнеобеспечения по проекту «Джемини» приведена на рис. 7.8. Стрелками показана последовательность работы агрегатов системы.

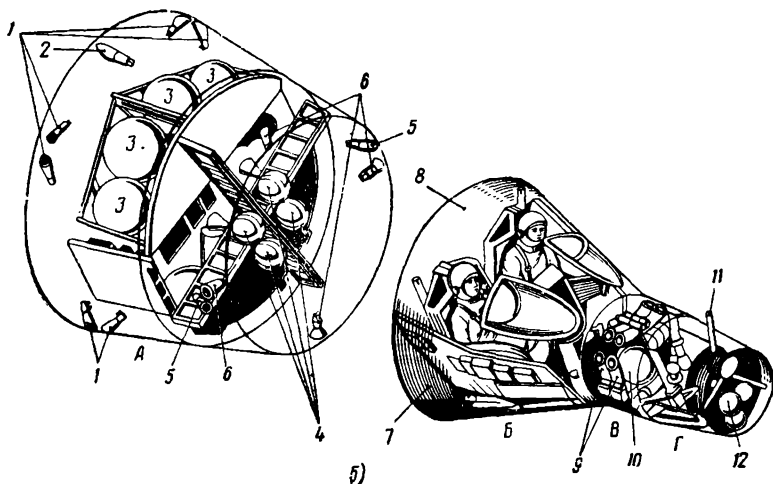
Система жизнеобеспечения «Джемини» создает необходимую вентиляцию кабины и автоматически поддерживает заданную температуру в пределах 18—25° С, обеспечивает кислородом и удаляет выдыхаемую экипажем углекислоту, создает запас воды для нужд экипажа и для охлаждения агрегатов. Вода образуется в качестве побочного продукта в топливных элементах системы при реакции взаимодействия газообразного кислорода и водорода. Атмосфера в кабине состоит из чистого кислорода, величина избыточного давления поддерживается 230÷260 мм рт. ст.

Для продолжительного полета в течение 14 суток предусмотрен в качестве основного источника газификатор с жидким кислородом, вмещающий 48 кг. Кроме того, имеется дополнительный запас кислорода, находящийся в двух баллонах емкостью по 8 л с рабочим давлением 350 кг/см². В случае отказа основного источника питания кислородом каждый дополнительный баллон с кислородом может обеспечить экипаж из двух человек в течение 90 мин полета по орбите и 30 мин при посадке. Предусмотрена еще аварийная система питания кислородом, состоящая из двух баллонов емкостью около 2 л под давлением 230 кг/см²; баллоны расположены под сидениями космонавтов.

Особенность системы жизнеобеспечения «Джемини» состоит в том, что она разделяется на две части: одна, необходимая при спуске, находится в кабине, другая (основная) во вспомогательном отсеке. Вторая часть перед спуском отделяется от корабля вместе с отсеком. В момент отделения вспомогательного отсека (рис. 7.8, б) во всех разъединенных трубопроводах обратные клапаны мгновенно перекрываются. В этом случае снабжение кислородом будет осуществляться только из дополнительных баллонов.



а)



б)

Рис. 7.8. Система жизнеобеспечения по проекту «Джебели»:

а — принципиальная схема системы жизнеобеспечения;

1 — вентиль выпуска воздуха из кабины; 2 — воздушно-циркуляционный вентиль; 3 — компрессоры; 4 — поглотители углекислоты и запаха; 5 — теплообменник скафандра и сепаратор воды; 6 — разъединительные штуцера для скафандров; 7 — раструб; 8 — вентиль; 9 — основной запас кислорода; 10 — теплообменник основной системы; 11 — регулятор давления в кабине; 12—13 — дополнительный запас кислорода; 14, 15 — аварийный запас кислорода; 16 — вентиль для быстрого наполнения давления в кабине; 17 — выпускной вентиль; 18 — вентиль для понижения давления в кабине; 19 — резервуар для воды; 20 — вентиль питьевой воды; 21 — вентилятор; 22 — теплообменник кабины; 23 — разъединители отделяемого отсека; 24 — вентиль; 25 — насос; 26 — топливный элемент; 27 — теплообменник; 28 — регенерационный теплообменник; 29 — охлаждающий теплообменник при взлете; 30 — охлаждающий теплообменник; 31 — космический радиатор; 32 — двойной регулятор давления для кислорода и водорода; 33 — резервуар для запаса водорода; 34 — резервуар для запаса кислорода;

б — схема кабины спутника и вспомогательного отсека;

А — вспомогательный отсек; Б — отсек экипажа; В — отсек системы ориентации; Г — отсек радиолокатора

и отделении вспомогательного отсека питание кислородом из дополнительной системы включается автоматически.

Регенеративная часть системы 4, содержащая LiOH и активированный уголь (рис. 7.8, а), работает следующим образом. Посредством компрессора засасывается из скафандра (скафандр присоединяется к трубопроводу разъединительными штуцерами б) кислород, обогащенный углекислотой, и подается в регенеративный патрон, где углекислота поглощается LiOH, а запах — активированным углем, затем поступает в скафандр и смешивается с подающимся свежим кислородом. В процессе циркуляции очищенный кислород проходит теплообменник 5, где высушивается и охлаждается примерно от 30 до 12° С. Величина вентиляции скафандра может устанавливаться от 0,3 до 0,5 м³/мин. Примерно таким же путем происходит кондиционирование воздуха кабины корабля (см. рис. 7.8, б). Вес поглотителей регенеративного патрона для 14-суточного полета составляет LiOH, 36 кг и активированного угля — около 1,3 кг.

Система охлаждения включает в себя теплопроводящие коммуникации, по которым циркулирует жидкость, идущая к семи теплообменникам кабины и затем к космическим радиаторам для охлаждения.

В этой системе применен сочлененный теплообменник — сепаратор воды — вместо отдельного теплообменника и сепаратора на основе губчатых материалов. Для удаления выходяемой влаги применены губчатые материалы, располагающиеся между пластинами теплообменника. Конденсированная на пластинах теплообменника вода поступает в емкость для хранения по капиллярам фитиней из материалов, пропускающих воду, но задерживающих газы.

Система водообеспечения основана на использовании воды, образующейся в результате работы топливных элементов при реакции взаимодействия газообразных кислорода и водорода. Количество полученной воды около 230 л/час. Кроме того, предполагают использовать конденсат атмосферной влаги кабины, скорость поступления которого 0,15 кг от одного человека в час.

Для визуального наблюдения за работой агрегатов системы жизнеобеспечения на центральной панели размещены приборы, показывающие температуру в кабине и скафандре, давление и вентиляцию в кабине и скафандре, парциальное давление углекислоты, расход кислорода, количество кислорода в основной и дополнительной системах, скорость циркуляции хладагента, количество и давление воды в резервуаре.

1 — ЖРД тягой по 11,5 кг, используемые для ориентации спутника; 2 — ЖРД тягой по 45 кг, вектор тяги которых направлен по полету; 3 — топливные баки; 4 — РДТТ тягой по 1,14 Т (тормозная двигательная установка); 5 — ЖРД тягой по 38,5 кг, вектор тяги которых направлен против полета; 6 — ЖРД тягой по 45 кг, вектор тяги которых перпендикулярен продольной оси спутника; 7 — негерметизированное отделение для оборудования; 8 — герметизированная кабина; 9 — ЖРД тягой по 11,5 кг, используемые для ориентировки спутника при входе в атмосферу; 10 — топливный бак; 11 — «мушка» для визуального выравнивания спутника перед стыковкой с ракетой «Аджена Д»; 12 — антенна радиолокатора

Эта система жизнеобеспечения была модифицирована и применена на космическом корабле «Джемини VII», в котором космонавты Фрэнк Борман и Джеймс Ловелл в декабре 1965 г. совершили полет в космос продолжительностью 14 суток.

7.5. ПРОЕКТЫ СИСТЕМ ЖИЗНЕОБЕСПЕЧЕНИЯ ДЛЯ ОБИТАЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ СТАНЦИЙ

Проблемы, связанные с созданием обитаемых орбитальных станций, в течение ряда последних лет интенсивно разрабатываются учеными многих стран. В докладах на международных конгрессах, посвященных проблемам космоса, за последние годы предлагалось много различных проектов подобных станций. Некоторые из них опубликованы в печати. Представляет интерес проект

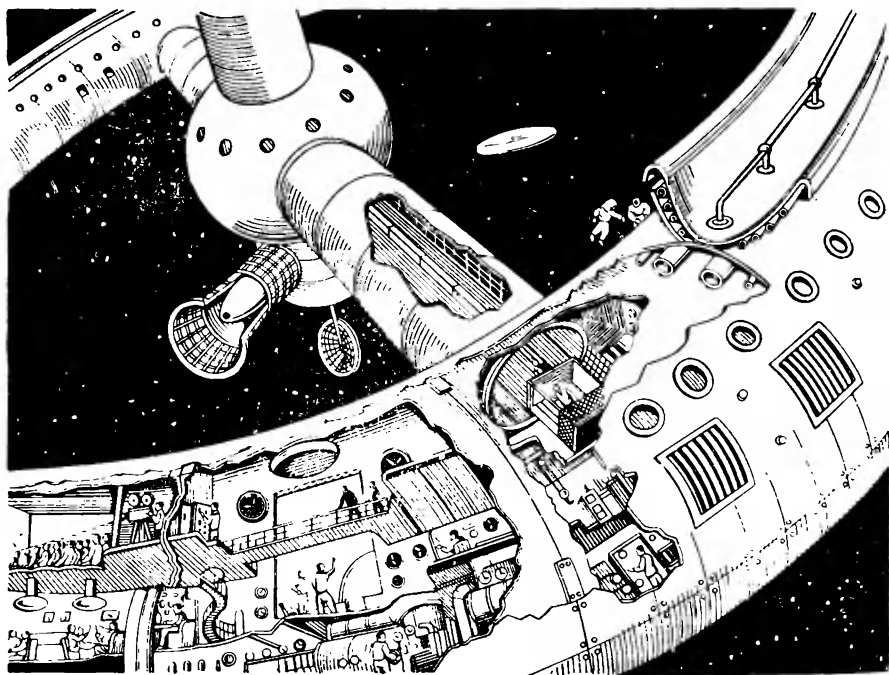


Рис. 7.9. Орбитальная космическая станция по проекту фон Брауна

космической станции, предложенный Вернером фон Брауном. По этому проекту, огромный обитаемый спутник Земли, являющийся промежуточной космической станцией, представляет собой большое колесообразное трехпалубное сооружение диаметром 80 м, разделенное на отсеки (рис. 7.9).

Атмосфера в отсеках состоит из газовой смеси кислорода и гелия (вместо азота). На станции одновременно будут работать 200—300 человек. Полный вес станции составит примерно около 400 т.

С помощью ракетных двигателей станции придается вращение вокруг центральной оси с определенной скоростью. При этом возникает искусственное ускорение, которое позволит людям ходить по полу и существовать в условиях, похожих на земные.

В случае пробоя обшивки станции отдельными мелкими метеороитами двери, ведущие в данный отсек, будут автоматически закрываться, давление регистрироваться приборами и по мере возможности восстанавливаться. В качестве строительного материала предполагается использовать стеклотекстолит на нейлоновой основе.

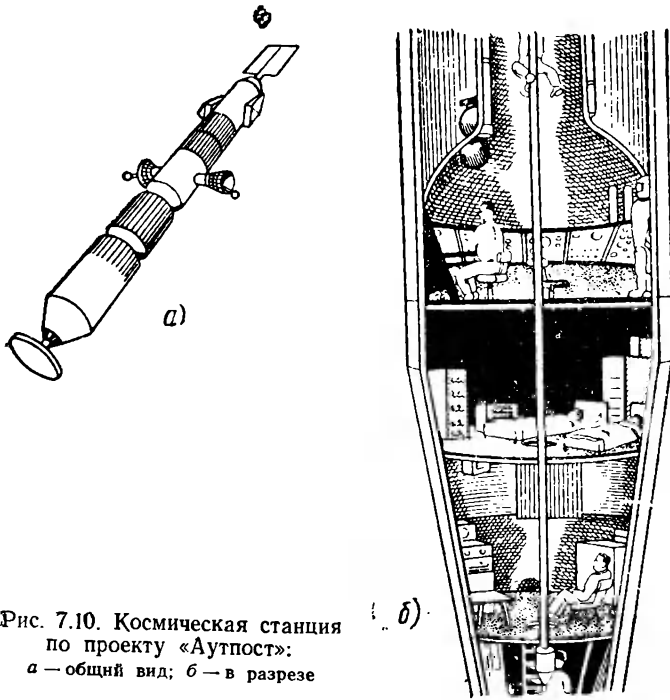


Рис. 7.10. Космическая станция по проекту «Аутпост»: а — общий вид; б — в разрезе

На рис. 7.10 показан проект космической станции «Аутпост-1», предназначенной для проведения различных космических экспериментальных полетов и для тренировки экипажа перед более сложными космическими полетами.

Экипаж на станции может находиться постоянно или периодически. Проект станции предусматривает создание искусственной тяжести путем сообщения ей вращательного движения вокруг оси. Обитаемый отсек длиной 9,8 м имеет три этажа.

Кроме проекта космической станции «Аутпост-1», имеется два других варианта: «Аутпост-2» и «Аутпост-3». Станция «Аутпост-2»,

более современная по конструкции, — с помещениями для экипажа, кладовыми и атомным силовым реактором, который с помощью телескопических балок выдвигается в сторону от станции.

Космическая станция «Аутпост-3» имеет четыре жилых отсека, последовательно соединенных друг с другом. Она рассчитана на экипаж из 10 человек.

Космическая станция имеет надежную защиту на случай столкновения с большими метеорными частицами. Общая длина станции

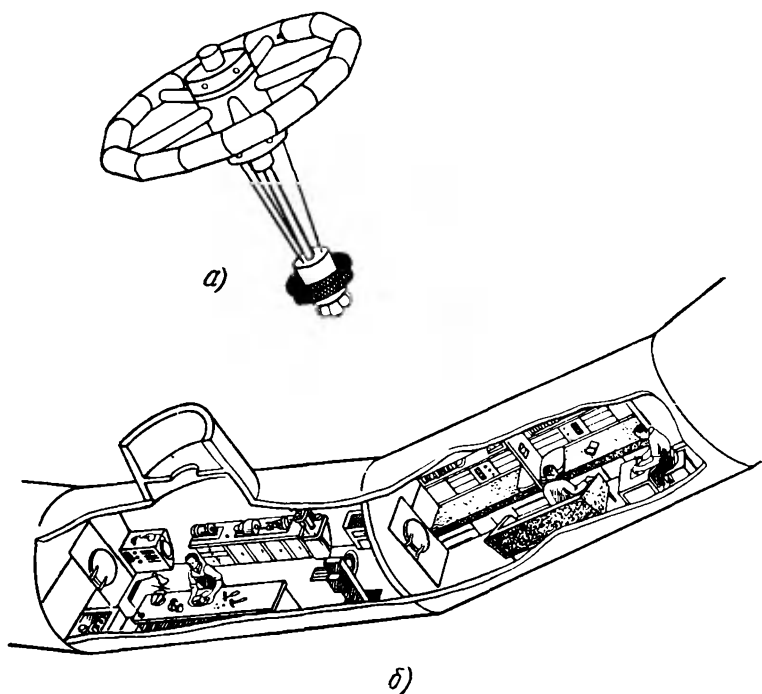


Рис. 7.11. Космическая станция по проекту фирмы Локхид:
а — общий вид; б — в разрезе

около 64 м. Для возвращения на Землю членов экипажа предполагается использовать небольшие сверхзвуковые планеры.

В проекте космической станции для обеспечения жизненных условий экипажу предусматривается использование запасов газообразного кислорода при поглощении CO_2 и влаги соответствующими химическими поглотителями. Предполагается, что космонавты будут работать без скафандров, так как давление в отсеках будет близким к земному.

Авторы считают, что основной проблемой научных исследований обитаемой космической станции является создание рациональных

хем циклической регенерации внутренней газовой среды, восстановления кислорода и поглощения углекислоты и паров воды.

На рис. 7.11 показана космическая станция по проекту фирмы Локхид [5], [54]. Эта станция должна летать на круговой орбите высотой 800 км. Выход станции на орбиту предполагается осуществить по частям с помощью трехступенчатых стартовых ракет. Такой способ доставки в настоящее время считается более рациональным. Сборка станции производится на орбите в условиях невесомости. Для этих целей, а также для выполнения других работ на станции предполагается использовать скафандры специального типа, предложенные Вернером фон Брауном и имеющие специальные манипуляторы (см. рис. 6.36, *д*). Как видно из рис. 7.11, космическая станция имеет конфигурацию колеса и состоит из пятнадцати одинаковых отсеков длиной 6 м и диаметром 3 м каждый. Шпиль меньшего диаметра соединяют «обод» со ступицей. Обод вращается со скоростью, обеспечивающей ускорение, равное 1 g. Таким образом, экипаж станции будет находиться как бы в условиях нормальной весомости. В конструкции предусмотрено, что ось «ступицы» остается неподвижной. Это позволяет производить погрузку запасов и высадку членов экипажа, а также создает устойчивую платформу для астрономических наблюдений и выполнения других работ. На одной из сторон ступицы находится балка, поддерживающая атомную силовую установку и экран, на другой крепится кольцевая конструкция с дополнительными топливными баками, служащая зарядной станцией для прилетающих космических аппаратов.

В качестве транспортного средства предполагается использовать два летательных аппарата с ракетными двигателями. Летательный аппарат с летчиком и тремя пассажирами доставляется к станции, находящуюся на орбите, стартовой ракетой за 20—30 мин и может оставаться на станции в течение недели. Для обратного полета на Землю потребуется 2—4 час. [14], [45].

Экипаж станции фирмы Локхид состоит из 10 человек, куда входят разные специалисты. Продолжительность полета рассчитана на три-шесть месяцев. Давление внутри отсеков станции будет поддерживаться близким к наземному. Применение скафандров предусматривается лишь в аварийных случаях.

В общую систему кондиционирования воздуха (рис. 7.12) входят следующие основные части: воздушная магистраль очищенного и неочищенного воздуха, вентилятор, цеолитовые патроны, голландитовый патрон, патрон с активированным углем, трехходовые краны и перекрывающие клапаны.

Воздух, подлежащий регенерации, засасывается вентилятором 11 через входной штуцер 5 в магистраль 3, затем направляется к теплообменнику 8 через трехходовой кран 9. В теплообменнике из воздуха вымораживается вода. Далее он направляется в цеолитовый патрон 16, защищенный от солнечной радиации, где задерживается углекислота. После цеолитового патрона воздух, пройдя че-

рез патроны 12 с активированным углем и патроны 14 с голкаллитом, поступает в магистраль и отсюда через выходные штуцера 2 в гермоотсеки станции. К очищенному воздуху добавляется необходимое количество кислорода из газификатора 7. Система регенерации атмосферы рассчитана на использование жидкого кислорода. В процессе работы системы лед во втором теплообменнике 10 тает под действием тепла кабины. Цеолитовый патрон 17 с помощью параболического зеркала 19 нагревается за счет энергии Солнца и освобождается от имеющейся в нем углекислоты.

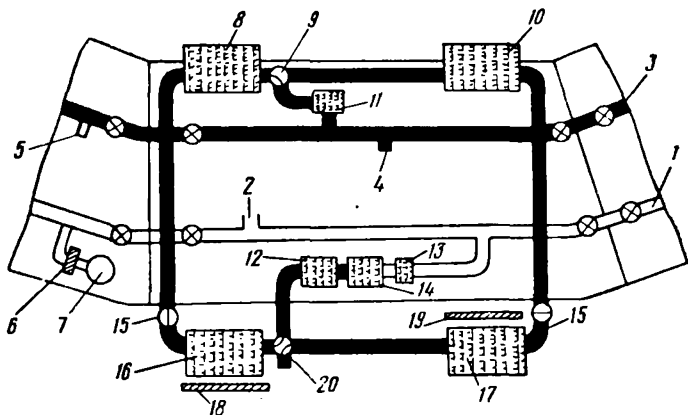


Рис. 7.12. Принципиальная схема системы кондиционирования воздуха космической станции Локхид;

1 — магистраль очищенного воздуха; 2 — выходной штуцер магистрали очищенного воздуха; 3 — магистраль неочищенного воздуха; 4 — входной штуцер неочищенного воздуха с перекрывным клапаном; 5 — входной штуцер; 6 — регулятор давления в кабине; 7 — газификатор жидкого кислорода; 8 — теплообменник для вымораживания паров воды; 9 — трехходовой кран; 10 — теплообменник размораживания; 11 — вентилятор с электродвигателем; 12 — патрон с активированным углем; 13 — обратный клапан; 14 — голкаллитовый патрон; 15 — перекрывной клапан; 16 и 17 — цеолитовые патроны; 18 и 19 — солнечные зеркала; 20 — перекрывной и дренажный клапан

Кроме основной системы регенерации атмосферы, в пяти отсеках станции имеются автономные, что повышает безопасность в случае повреждения метеоритами или нарушения герметичности какого-либо из отсеков станций. Каждый отсек станции является независимым и в случае аварии автоматически полностью изолируется от общей системы посредством перекрывных клапанов. Каждая автономная система в принципе работает так же, как и общая, и рассчитана на кондиционирование воздуха для четырех человек.

В данной космической станции для системы кондиционирования воздуха выбраны цеолитовые патроны, общий вес которых составляет 186 кг. Это минимальный вес по сравнению с другими возможными поглотителями CO_2 . Так, например, если взять для подобной станции с экипажем из 10 человек в качестве поглотителя гидроокись лития LiOH , то для работы в течение шести ме-

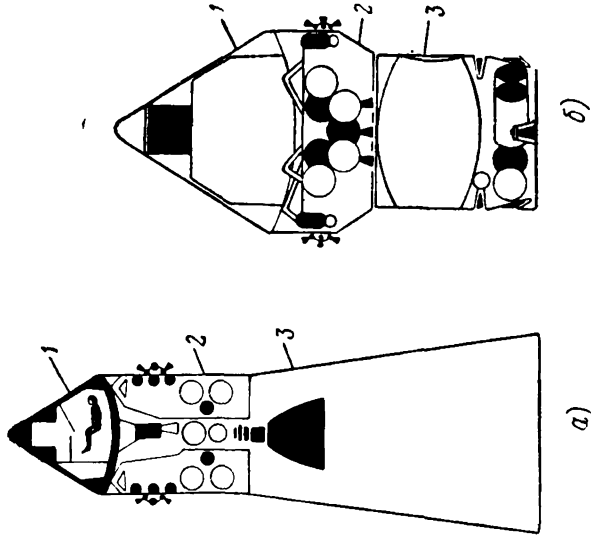


Рис. 7.14. Малая орбитальная космическая станция «Аполлон X»:

a — первый проект; *б* — второй проект;
 1 — отсек экипажа; 2 — двигательный отсек; 3 — отсек перехода

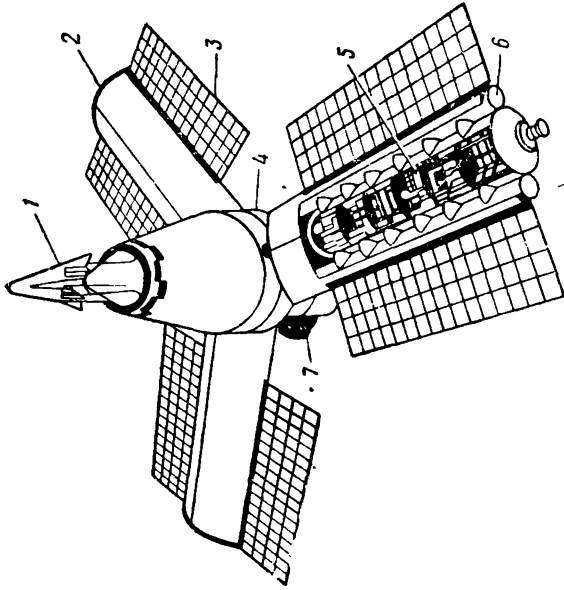


Рис. 7.13. Большая орбитальная космическая станция LORL:

1 — транспортный корабль; причаленный к центральной части станции; 2 — лопасть; 3 — панель с солнечными элементами; 4 — центральная часть станции; 5 — отсек в лопасти; 6 — ход сообщения в лопасти; 7 — антенна

сыцев экипажу потребуется примерно 3770 кг гидроокиси лития и 2600—2700 кг кислорода.

Эти цифры показывают, что применение подобных систем не рационально; поэтому необходимо разрабатывать иные системы, более рентабельные, работающие на основе замкнутого экологического цикла.

На рис. 7.13 показана большая космическая станция LORL, рассчитанная на длительную эксплуатацию (в течение нескольких лет) с персоналом 24—36 человек. Общий объем герметизированных отсеков около 2000 м³.

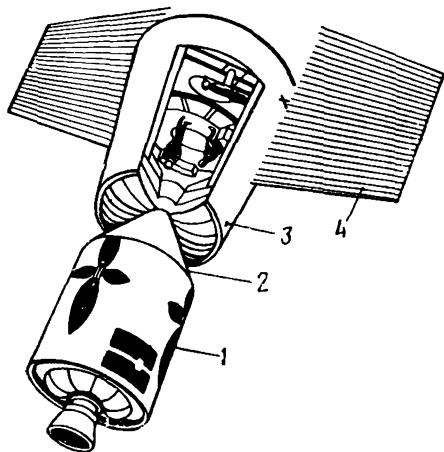


Рис. 7.15. Орбитальная космическая станция AORL:

1 — двигательный отсек; 2 — отсек экипажа; 3 — отсек лаборатория; 4 — панель с солнечными элементами

Помимо проектов больших, длительно действующих космических станций, представляющих собой сложное техническое сооружение, в литературе встречается описание нескольких проектов малых станций с коротким сроком действия. Один из таких проектов показан на рис. 7.14. Это проект орбитальной станции «Аполлон X», которая является модификацией космического корабля «Аполлон».

Модификация в основном касается системы жизнеобеспечения. Предполагается, что атмосфера в кабине будет состоять из смеси

кислорода и азота вместо чистого кислорода. Давление в герметической кабине будет поддерживаться близко к наземному. Экипаж станции состоит из двух человек. Объем герметического отсека экипажа 38 м³. Продолжительность полета до 120 суток. Вес станции 14—16 т, в том числе вес оборудования, необходимого для научных исследований, до 3 т.

Станция AORL (рис. 7.15) по проекту рассчитана на эксплуатацию до 2 лет, экипаж 6 чел. Общий объем герметических отсеков примерно 170 м³. Искусственная атмосфера представляет собой смесь кислорода и азота. В системе для поглощения углекислоты используется молекулярное сито.

На рис. 7.16 показана другая космическая станция MORL: Экипаж ее 6 человек, общий объем герметизированных отсеков 170—200 м³, в том числе объем жилого помещения 85 м³. Фирма Дуглас Эркрафт предполагает создать проект более усовершенствованной

орбитальной станции типа MORL с персоналом на 6—9 человек, рассчитанной на эксплуатацию в течение 5 лет при условии пополнения необходимых запасов через каждые 4 месяца.

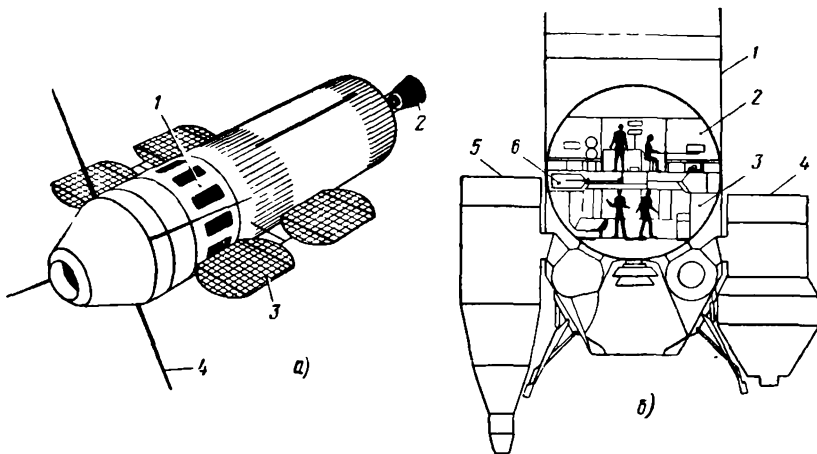


Рис. 7.16. Орбитальная космическая станция MORL:

- a* — общий вид;
 1 — корпус станции присоединенный к последней ступени ракетоносителя; 2 — двигатель последней ступени ракетоносителя; 3 — панель с солнечными элементами; 4 — антенна;
b — вид в разрезе;
 1 — корпус; 2 — лабораторный отсек; 3 — жилой отсек; 4 и 5 — причаленные к станции транспортные корабли типа «Аполлон» (справа) и «Джемини» (слева); 6 — центрифуга

7.6. ПРОЕКТЫ СИСТЕМЫ ЖИЗНЕОБЕСПЕЧЕНИЯ ДЛЯ ЛУННЫХ КОРАБЛЕЙ

Среди всевозможных проектов космических кораблей и космических станций определенное место занимают космические летательные аппараты для полета на Луну и, возможно, ближайшей планеты нашей Солнечной системы. К таким проектам может быть отнесен проект космического корабля «Аполлон».

Корабль «Аполлон», разрабатываемый в США, предназначен для полета на Луну с последующим возвращением на Землю. Экипаж корабля состоит из трех человек. Стартовый вес по проекту составляет 36 т, высота 17 м. Корабль имеет три основных отсека: отсек экипажа, силовой отсек и лунную кабину (рис. 7.17). Основной частью космического корабля является лунная кабина, которая фактически представляет собой летательный аппарат, существенно отличный от всех других известных летательных аппаратов. Лунная кабина предназначена для использования только в космическом пространстве и посадки на поверхность Луны.

Отсек экипажа, приведенный на рис. 7.17, б, имеет форму конуса, диаметр основания около 4 м, высота 3,7 м, вес 4,5 т. Внутренний объем отсека 10 м³, из них 6 м³ заняты различным оборудова-

нием. Космонавты во время свободного полета корабля могут находиться в креслах или передвигаться по отсеку.

Среднее кресло передвижное и может быть приставлено к одному из боковых. В этом случае они служат для отдыха одного из космонавтов. Под другим боковым креслом оборудован туалет. Кресла имеют устройства, позволяющие космонавтам менять позу, а также регулировку по росту космонавта.

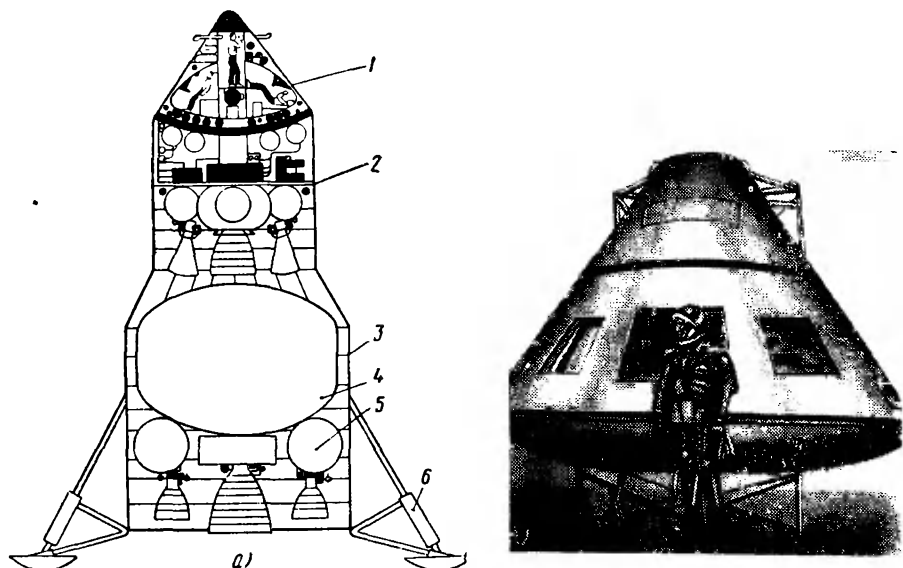


Рис. 7.17. Космический корабль «Аполлон» для полета на Луну:

a — конструкция:

1 — отсек экипажа; 2 — отсек системы взлета с Луны; 3 — отсек посадки на Луну; 4 — бак жидкого водорода; 5 — бак жидкого кислорода; 6 — открывающиеся опоры, на которые корабль устанавливается на поверхность Луны
6 — внешний вид отсека экипажа

Система обеспечения жизненных условий в отсеке корабля подобна рассмотренным системам «Меркурий» и «Джемини». Различие касается состава атмосферы и общего давления. Последнее предполагается равным земному — атмосферному, а вместо чистого кислорода — смесь его с азотом.

Для космонавтов по этому проекту разрабатываются скафандры двух типов: основной и противорадиационный. В противорадиационном скафандре между слоями оболочки скафандра предполагают применить слой воды в 70 мм. Основной скафандр рассчитан на случай потери кабиной герметичности и для выхода на поверхность Луны. Этот скафандр имеет автономную систему жизнеобеспечения (см. рис. 6.40, *a*).

Полет на Луну предполагается осуществить по следующей схеме (рис. 7.18). Рассчитывают, что полет займет семь суток: трое —

на полет к Луне, сутки — космонавты проведут на Луне и трое на обратный путь, т. е. возвращение на Землю. Корабль запускается с Земли с помощью ракеты-носителя «Сатурн С-5».

После выхода последней ступени с кораблем на траекторию полета к Луне лунная кабина должна переместиться и быть впереди отсека экипажа (см. рис. 7.18, б). Здесь предлагается два варианта: первый предусматривает сбрасывание переходника, в котором размещается лунная кабина, затем поворот отсека экипажа и состыкованного с ним двигательного отсека на 180° относительно кабины, а затем присоединение находящегося в вершине отсека экипажа воздушного шлюза к лунной кабине. После этого отделяется последняя ступень ракеты, а весь корабль поворачивается на 180° , чтобы лунная кабина оказалась впереди по полету. Второй способ предусматривает установку лунной кабины впереди отсека экипажа с помощью специальной штанги. Когда лунная кабина присоединится и будет находиться впереди отсека экипажа, командир экипажа и инженер переходят в лунную кабину, а штурман остается в командном отсеке. Переход осуществляется в скафандрах с автономной системой. После перехода кабина отделяется и производится посадка на Луну. Космонавт, оставшийся в главном отсеке экипажа, наблюдает за посадкой, поддерживает связь и передает сведения на Землю. Он же продолжает полет вокруг Луны по орбите на высоте 100—140 км.

Лунная кабина (рис. 7.19) имеет остекления для хорошего обзора. В программе США полета на Луну предусмотрено использовать принцип вертолета, т. е. перед посадкой на Луну лунная кабина повиснет в воздухе на высоте 30 м над поверхностью Луны, что дает возможность выбрать место посадки. Кроме того, космонавты могут выполнять посадку так же, как пилот вертолета, например, наблюдать при посадке за шасси. Если шасси погружается глубоко в грунт, то посадку производить на этом месте нельзя, надо подняться и найти другое место. Для этого потребуются незначительный дополнительный расход топлива.

В программе «Аполлон» учитываются разные случаи, которые могут произойти при посадке на Луну. Если, например, произойдет авария или с космонавтами случится какое-нибудь другое несчастье, то третий космонавт в главном отсеке, находящийся на орбите вокруг Луны и наблюдающий за посадкой, информирует Землю. На крайний случай, если погибнут два космонавта, то третий может вернуться на Землю с фотоматериалами и доложить о полете.

При посадке на Луну один космонавт выходит из кабины на поверхность Луны в скафандре с автономной аппаратурой, а второй остается в кабине для наблюдения за находящимся на поверхности Луны. Для первого полета задание может быть ограничено: произвести анализ грунта лунной поверхности, измерить радиоактивность, температуру и другие параметры.

Космонавты, находящиеся на Луне, каждые два часа могут стартовать и встретиться с главным отсеком, летающим на орбите вокруг Луны [45].

Во время старта с Луны силовая установка, использованная при посадке, остается вместе с шасси на лунной поверхности (рис. 7.19, б). Оба космонавта взлетают с помощью верхней части лунной кабины к главному отсеку, который летает по орбите вокруг Луны.

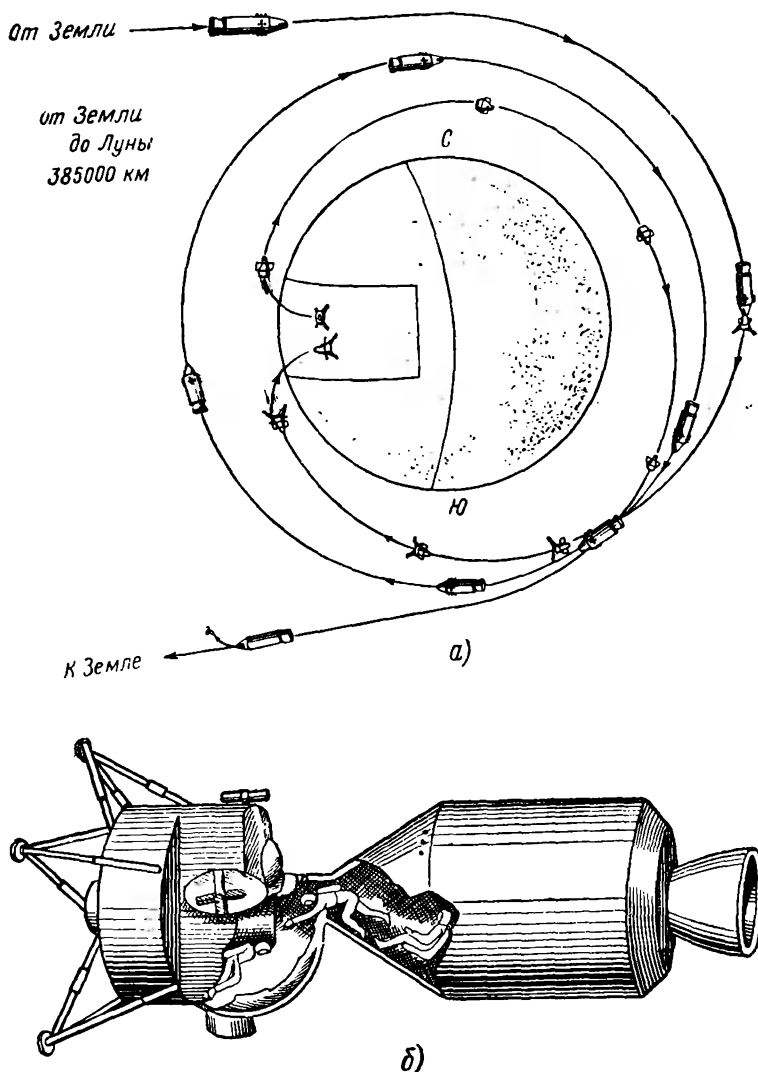


Рис. 7.18. Схема полета на Луну (а) и переход космонавтов в лунную кабину (б)

Сначала оба корабля устанавливают между собой связь с помощью радарной установки. Таким образом, они могут измерять расстояние между кораблями и определять разность скоростей, с которыми они движутся. После необходимой корректировки положения в пространстве и корректировки скорости происходит встреча и стыковка их на лунной орбите.

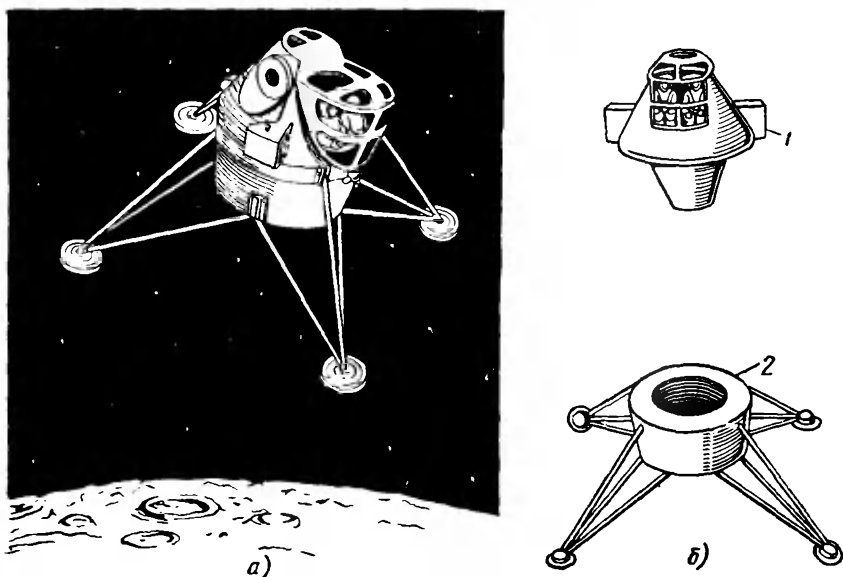


Рис. 7.19. Космический корабль «Аполлон» для полета на Луну:
а — посадка на поверхность Луны; *б* — после старта с Луны;
 1 — лунная кабина; 2 — шасси

Космонавты с материалами исследования Луны переходят в основной отсек экипажа. После перехода их лунная кабина отделяется и остается на орбите вокруг Луны, а экипаж в главном отсеке возвращается на Землю.

Система жизнеобеспечения лунной кабины космического корабля «Аполлон»

Система жизнеобеспечения лунной кабины имеет свои особенности: она должна быть хорошо автоматизирована и иметь специальные устройства для переключения от стационарной на ранцевую систему при выходе космонавта из корабля и входе в него. Запас кислорода должен быть рассчитан с учетом на заправку автономной системы скафандра и на создание избыточного давления в кабине. Кроме того, в ней должны быть другие специальные аг-

регаты и приспособления для проведения основных работ в лунных условиях. Вся система в целом должна надежно работать.

На рис. 7.20 показана принципиальная схема системы жизнеобеспечения лунной кабины. Основной источник питания — жидкий кислород, который находится в резервуарах на посадочной и взлетной ступенях. Жидкий кислород в теплообменнике превращается в

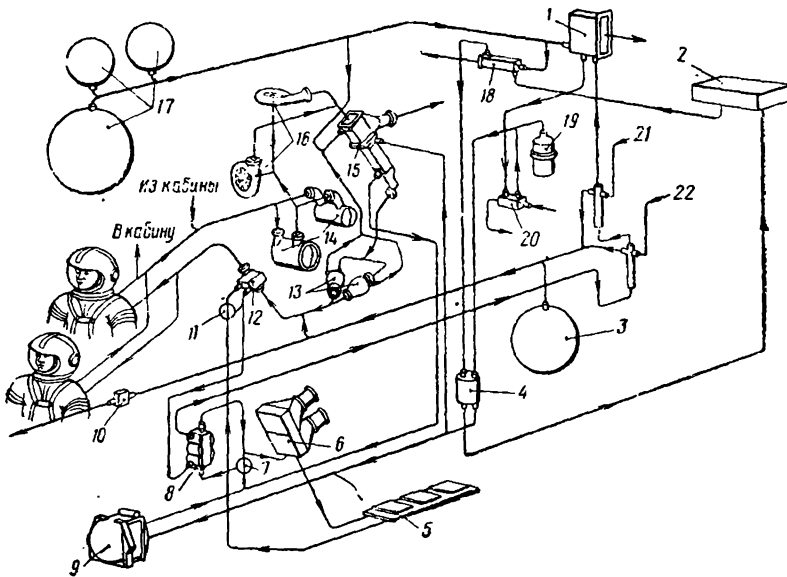


Рис. 7.20. Принципиальная схема системы жизнеобеспечения лунной кабины космического корабля «Аполлон»:

1 — сублиматор; 2 — электронное оборудование; 3 — резервуар кислорода для аварийного наддува кабины; 4 — блок насосов гликоля; 5 — охлаждаемые пластины; 6 — вентиляторы для кондиционирования воздуха в кабине; 7 — регулятор температуры в кабине; 8 — теплообменник; 9 — система наведения; 10 — регулятор подачи кислорода в кабину при аварийном наддуве; 11 — регулятор температуры в скафандрах; 12 — теплообменник; 13 — сепараторы воды; 14 — регенеративные патроны для поглощения углекислоты; 15 — испаритель; 16 — вентиляторы скафандров; 17 — резервуары с водой; 18 — испаритель; 19 — аккумулятор гликоля; 20 — исполнитель фреона; 21 — подача кислорода из баллонов, расположенных на посадочной ступени; 22 — подача кислорода из баллонов, расположенных на взлетной ступени

газообразный, где создается рабочее давление 60 кг/см^2 . Затем кислород проходит фильтр и поступает в систему 21, 22 и направляется в скафандры космонавтов и в кабину, а часть кислорода собирается в запасном резервуаре (аккумуляторе) 3 и служит для аварийного наддува кабины. В аккумулятор помещается около 5 кг кислорода. Рабочее давление в кабине $0,35\text{—}0,4 \text{ кг/см}^2$. В случае падения давления в кабине ниже $0,2 \text{ кг/см}^2$ из аккумулятора в кабину автоматически поступает кислород. Во время разгерметизации кабины при выходе и возвращении космонавтов автоматика не работает.

Кислород, подаваемый в скафандры космонавтов, подогревается в теплообменнике 12. Для обеспечения вентиляции в скафандрах имеются два вентилятора 16; второй вентилятор — резервный. Подача кислорода в кабину осуществляется автоматическим электромеханическим клапаном, связанным с датчиком давления в кабине. Подачу кислорода в кабину могут регулировать и сами космонавты. Вентиляция кабины кислородом обеспечивается двумя вентиляторами 6. Специальные клапаны поддерживают в кабине избыточное давление. В случае необходимости производится стравливание или уравнивание давления в кабине. Это необходимо при переходе космонавтов из главного отсека корабля в кабину и обратно.

В загерметизированной кабине при избыточном давлении скафандры не герметизируются. Кислород, обогащенный выдыхаемой космонавтами углекислотой и водяными парами, из скафандров выходит в кабину, где в процессе вентиляции кабины очищается от углекислоты и влаги.

При падении давления или в случае разгерметизации кабины скафандры автоматически герметизируются и тогда смесь газов, состоящая из кислорода, углекислоты и влаги, идет на очистку непосредственно из скафандров следующим образом. Посредством вентилятора 16 смесь газов засасывается из скафандров и проходит регенеративные патроны 14, содержащие гидроокись лития и активированный уголь, где поглощается углекислота и запах. После этого кислород с парами воды проходит через испаритель 15 для предварительного охлаждения, а затем поступает в теплообменник, смонтированный в одном корпусе с испарителем, где охлаждается примерно до 7° С, в результате чего происходит конденсация паров воды. Отделение воды производится в двух центробежных сепараторах 13. Отделившаяся вода собирается трубками и отводится в испаритель 15. Очищенный от воды кислород проходит через теплообменник 12 и поступает в скафандры. При нагреве кислорода в теплообменнике 12 происходит снижение относительной влажности до установленной расчетной нормы.

Система охлаждения в кабине работает следующим образом. Хладагент — раствор гликоля — с помощью четырех насосов, один из которых резервный, прокачивается через трубопроводы основного контура, обеспечивая охлаждение системы наведения 9 и прочей электронной аппаратуры, а также кислорода в теплообменниках, кроме теплообменника 12, где гликоль нагревает кислород. Расход гликоля в теплообменнике 12 космонавты могут регулировать. Это позволит контролировать температуру в скафандрах. Из теплообменника 12 гликоль поступает в теплообменник 8, а затем в сублиматор 1, где отдает часть тепла. Перед возвращением в основной контур гликоль отдает еще часть тепла в испаритель фреона 20.

Запас воды на борту должен обеспечить работу системы жизнеобеспечения в кабине космонавтов, шестикратное наполнение бачков ранцевых систем жизнеобеспечения, а также непрерывную ра-

боту системы терморегулирования кабины. Эта система включает в себя водяной испаритель и замкнутый контур, по которому циркулирует смесь этиленгликоля с водой. Вода в лунной кабине хранится в трех баках: один бак емкостью около 150 л на посадочной ступени и два бака емкостью по 20 л каждый на взлетной ступени.

Система жизнеобеспечения лунной кабины без воды весит около 120 кг. Потребная мощность для работы агрегатов составляет около 250 вт.

Для выхода из кабины на поверхность Луны космонавты снабжены ранцевыми системами жизнеобеспечения, находящимися в кабине. Выход из кабины будет производиться следующим образом. Космонавты находятся в кабине при давлении 0,35 ата без перчаток и с поднятым козырьком шлема. Перед выходом из кабины они закрывают козырек и надевают перчатки и тем самым герметизируют скафандры. Один космонавт надевает на скафандр ранцевую систему, отключается от основной системы и переключается на ранцевую систему, при этом подача кислорода от основной системы автоматически закрывается. Перед открытием люка давление в кабине понижают сначала до 0,2 ата, а затем стравливают до нуля. После открытия люка космонавт выходит на поверхность Луны. Второй космонавт остается в кабине, наблюдает за космонавтом, находящимся на поверхности Луны, и держит с ним связь. Ранцевая система жизнеобеспечения позволяет космонавту в скафандре работать на поверхности Луны в течение 2—4 час (см. рис. 6.46).

Выходить из кабины космонавты могут поочередно. В кабине имеется специальный переключатель перехода от основной системы на ранцевую систему и наоборот. Кроме того, имеется специальный штуцер для наполнения кислородом баллона ранцевой системы от общей кислородной сети. В кабине предусмотрены запасные регенеративные патроны, поглощающие углекислоту, как для общей системы, также и для ранцевой системы скафандра, где необходимо после разового использования системы производить перезарядку очистителя.

Полет на Луну с длительным пребыванием

Полет на Луну с посадкой экипажа на ее поверхность и с последующим возвратом связан с разработкой многих сложных технических проблем.

Фирма Белл Аэросистем (США) для этих целей предлагает использовать космические корабли без возвращения на Землю [51]. По мнению фирмы, это на 1,5—2 года ускорит возможность прямого непосредственного изучения нашего вечного спутника. Космонавты, доставленные таким путем на Луну, будут находиться там около 3 лет, поддерживая регулярную радиосвязь.

За это время предполагается разработать космические корабли, могущие совершать полеты по маршруту Земля — Луна и обратно.

Полет по этому проекту осуществляется в несколько этапов. Первоначально с помощью беспилотных кораблей производится разведка и выбор места для высадки экипажа. Затем в грузовых контейнерах забрасывается необходимое оборудование для будущей лунной станции и запасы продовольствия. Следом посылается космический корабль со всеми действующими бортовыми системами и телевизионными камерами, которые подтвердят доставку в назначенное место посланного ранее оборудования и запасов, а также позволят оценить возможность прилунения корабля с экипажем на борту. Фирма считает, что для всех подготовительных операций до высадки человека потребуется послать на Луну около 20—22 грузовых беспилотных кораблей. Из расчета на один год пребывания на Луне одного человека потребуется всего примерно 4,5 т продовольствия. Общий вес космического корабля, способного доставить человека на Луну, по мнению фирмы, составит около 2750—4100 кг, включая вес кабины с ее оборудованием в 1000 кг. Общая тяга двигателя ракеты-носителя для такого корабля должна достигать 500 т. Грузовой космический корабль для доставки оборудования и запасов продовольствия будет иметь следующие характеристики: общий вес около 1000 кг, при полезной нагрузке 416 кг, длина и диаметр 3 м.

Один из грузовых кораблей может служить жилым помещением для космонавтов. Радиационная защита на Луне осуществляется при помощи экрана из лунных пород толщиной в 10 м. Возврат экипажа на Землю может быть осуществлен через 3 года после высадки. Среди многих вопросов, связанных с обеспечением безопасности пребывания и работы космонавтов на Луне, не должны быть выпущены из виду и возможности накопления электростатического заряда на оборудовании, и вероятно, костюме космонавта. В этом отношении должен быть учтен опыт специальных промышленных предприятий. Причиной накопления электростатического заряда может явиться высокий уровень солнечной и космической радиации.

Организация научных станций на Луне связана с необходимостью решения многих сложных вопросов. Атмосфера в обитаемых помещениях станций, по-видимому, принципиально мало чем отличается от атмосферы в космических постоянно действующих станций. Это в равной мере касается таких ее параметров, как давление и газовый состав. Очевидно, основу регенеративных систем атмосферы составит замкнутый цикл с использованием многих представителей растительного мира — от простейших одноклеточных водорослей до более сложных многоклеточных растительных организмов, наиболее эффективно выделяющих кислород.

Наряду с этим перспективным может оказаться получение кислорода химическим способом из окислов таких элементов, как

Al_2O_3 ; BaO ; V_2O_3 ; CaO ; Cr_2O_3 ; CuO ; Fe_2O_3 ; K_2O ; MgO ; MnO ; NaO ;
 PbO ; SiO_2 ; SrO ; TiO ; V_2O_5 .

Высказываются предположения о наличии следов воды в глубоких расщелинах или в недрах Луны. Сейчас трудно судить о том, насколько они достоверны.

7.7. ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЕ И ТЕПЛООБМЕН ЧЕЛОВЕКА В КАБИНЕ КОСМИЧЕСКОГО КОРАБЛЯ

Теплоотдача организма человека может быть выражена формулой

$$Q_0 = c_t(T_c - T_s) = c_a(T_s - T_a), \quad (7.1)$$

где T_c , T_s и T_a — соответственно температура внутренних органов, кожи (средняя) и окружающей среды;

c_t — коэффициент теплопроводности внутренних тканей;

c_a — коэффициент теплопроводности кожи.

В среднем взрослый мужчина в состоянии покоя теряет около 50 ккал/час с 1 м² поверхности тела. В норме $T_c - T_s$ равняется около 5,6°С.

Другим важным фактором теплоотдачи является потоотделение и испарение пота с поверхности тела. В количественном отношении этот вид теплоотдачи трудно поддается учету, так как зависит от многих причин: паро- и воздухопроницаемости одежды; градиента парциального давления паров воды между слоями одежды; температуры и влажности воздуха.

Передача тепла с поверхности тела в окружающую среду осуществляется конвекцией, радиацией. Все эти процессы объединены общим понятием «эффективной теплопередачи».

При изучении теплообмена человека в кабине космического корабля необходимо учитывать все факторы, которые могут оказать влияние на этот процесс и, в частности, на температуру стенок кабины. Факторы внешней среды, влияющие на теплоотдачу, иногда объединяют общим понятием «оперативная температура»

$$T_0 = \frac{T_\omega c_2 + T_a c_c}{c_0 + c_2}, \quad (7.2)$$

где T_ω и T_a — температура стенок и воздуха кабины;

c_2 ; c_c и c_0 — коэффициенты радиационной, конвективной и эффективной теплопередачи соответственно.

Теплообмен внутри кабины космического корабля зависит от величины искусственной конвекции (вследствие невесомости, естественная конвекция отсутствует), плотности воздуха и других факторов.

Важную роль в терморегулировании играют свойства поверхностного покрытия, поскольку они определяют количество поглощенного или отраженного тепла, причем определяющими параметрами являются коэффициент α поглощения солнечного излучения и коэффициент ϵ излучения в инфракрасном диапазоне.

7.8. ПИТАНИЕ И ВОДОСНАБЖЕНИЕ ЭКИПАЖЕЙ ПРИ ДЛИТЕЛЬНЫХ ПОЛЕТАХ

Питание летных экипажей, особенно экипажей космических кораблей, представляет сложную проблему. По уровню энергетических затрат работа летных экипажей должна быть отнесена к категории работ средней тяжести и составляет примерно около 3000—3500 ккал в сутки.

Весьма важное значение имеет качественный состав пищи. На основании научных данных, опубликованных в отечественной и зарубежной литературе, рациональный состав пищи представляется в следующем виде: углеводы 60—65%, белки 10—15%, жиры 20—25%. Преимущественное содержание углеводов в рационе летного питания научно обосновано. Так, экспериментально доказано, что углеводы повышают устойчивость организма к недостатку кислорода в атмосфере (гипоксии). Рационы с повышенным содержанием белка и жиров несколько снижают ее. Уменьшение сахара в крови до 44—49 мг вызывает такие изменения биотоков мозга, которые наблюдаются на высоте 4500—5000 м при дыхании атмосферным воздухом. Многие авторы считают, что снижение сахара крови или напряжения кислорода на 50% от нормы по своему эффекту воздействия на организм равноценны. Большое значение углеводов, в частности сахара, в рационе питания летных экипажей объясняется легкой усвояемостью их, меньшей затратой кислорода на процессы окисления (дыхательный коэффициент 1,0). Кроме того, сахар является главным источником энергии, необходимой для работы нервных клеток коры головного мозга. Исключительно важно его значение и для работы сердечной мышцы. Учитывая высокую эмоциональную напряженность, которая составляет характерную черту деятельности летчиков и космонавтов, можно представить важность рационального режима питания.

Не меньшее значение имеет снабжение витаминами. Особенно это касается рациона питания космонавтов. Потребность летного состава и космонавтов в витаминах А₁, В₁, В₂, С и РР значительно выше, чем у лиц других профессий. Поэтому наряду с мерами максимального сохранения витаминов в продуктах питания совершенно необходима дополнительная витаминизация.

Работоспособность организма зависит далеко не только от количественного и качественного состава рациона, но и от режима питания, т. е. рационального распределения суточного пайка по времени и количеству на прием. Промежутки между отдельными приемами пищи не должны превышать 4 час. При более длительных перерывах работоспособность понижается. Ориентировочно можно рекомендовать следующее распределение суточного пищевого рациона: первый завтрак 20—25% от общей суточной нормы, второй завтрак 10—15%; обед 40—45%, ужин 20—25%. Организация и обеспечение питания летного состава в нелетный период не представляет особых затруднений. Более сложно обеспечить пита-

ние при длительном полете на борту самолета. Необходимость предварительного подогрева пищи перед ее приемом заставляет предусматривать специальные подогреватели с регулируемым температурным режимом.

При некоторых условиях полета летный экипаж лишен возможности принимать пищу обычным путем, поэтому в настоящее время широко применяется питание летного состава в полете на борту самолета жидкими и пюреобразными питательными смесями специального состава. Путем несложного конструктивного изменения кислородной маски или шлема жидкая или пюреобразная питательная смесь может приниматься без нарушения режима кислородного обеспечения, не снимая маски или шлема.

Несомненно, более сложной является проблема питания и водоснабжения экипажа космического корабля. Сложность этой проблемы возрастает с длительностью полета. Она обусловлена весовыми данными, а также необходимостью длительного хранения запасов пищи и воды.

Прежде всего следует определить среднесуточный калорический эквивалент для каждого члена экипажа. Естественно, что эта величина сейчас может быть определена лишь приближенно, поскольку мы в этом отношении располагаем только предварительными данными, полученными на основании опыта космических полетов.

Основное назначение пищевого и водного рациона — покрыть энергетические потребности организма и обеспечить постоянство его атомного состава. На основании экспериментальных исследований, выполненных с помощью метода радиоактивной индикации, установлено, что примерно половина всей массы организма обменивается в течение 10 дней. Разумеется, это лишь средние ориентировочные данные: различные атомы, входящие в состав различных молекул и тканей, имеют разный период обновления.

В условиях повседневной жизни практически исключена возможность повторного включения в процессы метаболизма (обмена) атомов или их комплексов, выведенных из организма в процессе его жизнедеятельности. Замкнутость экологической системы (кругооборот веществ) в природе совершается через сложную цепь промежуточных звеньев растительного и животного мира. В длительном космическом полете вся экологическая система замкнута рамками космического корабля. Потеря каждого атома невозможна. Цикл обращаемости его по времени и промежуточным звеньям во много раз сокращен. Все это усложняет проблему питания. Ее решение неразрывно связано с конструкцией и оборудованием космического корабля, поскольку связано с необходимостью учета общего веса запасов продуктов питания и воды, помещения для их хранения, аппаратуры и специальных установок по переработке.

Первый практический вопрос на пути решения проблемы питания в условиях космического полета — выбор калорического эквивалента, суточного рациона. В этом отношении высказываются различные предложения. Ряд зарубежных ученых считает возможным

ограничить суточный рацион 2000 ккал при следующем составе: 15% белков, 52% углеводов, 33% жиров. По мнению советских ученых, подкрепленному опытом космических полетов, такой рацион является заниженным. Потребная калорийная ценность суточного рациона должна составить не менее 3000 ккал.

В весовом отношении также называются различные цифры. Одни предлагают принять для «среднего» человека 1,13 кг пищи и 2,13 кг воды, другие — 2,3 кг пищи и 1,5—1,7 кг воды в сутки. Фактически необходимое количество воды и пищи, потребное для обеспечения деятельности человека из расчета на одни сутки, зависит от характера и величины выполняемой работы, окружающей температуры, индивидуальных особенностей, точнее — потребностей организма.

В качестве примера можно привести ориентировочные весовые данные суточного и годового рациона для одного человека (табл. 7.1).

Таблица 7.1

Состав пищи на сутки и на год для одного человека

| Состав пищи | На одни сутки г | На один год кг |
|--|--------------------|-------------------|
| Вода | 2100 | 765 |
| Продукты питания (органические вещества) | 810 | 295 |
| Соли (различные) | 10 | 3,6 |
| Всего | 2920 | 1063,6 |

Автор считает необходимым при этом учесть суточную и годовую потребность в кислороде, равную соответственно 860 г и 315 кг. Следовательно, вес продуктов питания, воды и кислорода, необходимых для поддержания жизни и достаточной работоспособности человека в течение одного года, будет составлять 1378 кг.

Все эти расчеты являются лишь предварительными, составленными исходя из средних «земных» норм потребления и при условии полного усвоения. Фактически же потребные нормы питания для длительных космических полетов нам пока неизвестны. Имеются некоторые не только теоретические соображения, но и экспериментальные данные, заставляющие думать, что в весовом и калорийном отношении «космические» нормы питания могут оказаться, во всяком случае на первое время, несколько большими. Основанием этому служит специфическая особенность выполнения рабочих операций в условиях невесомости, связанная с выработкой иных координационных отношений в деятельности отдельных мышечных групп в процессе двигательной реакции.

Включение в пищевой рацион высококалорийных и легкоусваиваемых продуктов в виде готовых уже блюд или полуфабрикатов позволит, очевидно, снизить общий вес суточного рациона. В частности большие надежды в этом отношении возлагаются на лиофилизацию (обезвоживание) продуктов. Однако применение обезвоженных продуктов увеличит потребность в питьевой воде, без чего может быть нарушен водно-солевой обмен организма.

Суточный рацион обезвоженной пищи при общей калорийности 2500 ккал на одного человека в весовом отношении составит примерно 590 г. Потребное количество воды при таком рационе, по мнению разных авторов, колеблется в широких пределах: от 1 до 3 л в сутки. При расчете водного баланса необходимо учитывать, что в случае применения экипажем вентилируемой одежды потери воды организмом с поверхности кожи и дыханием возрастают до 50% (с 829 до 1562 см³). О зависимости потери воды организмом от общего атмосферного давления в кабине корабля говорилось уже в гл. III.

В настоящее время в литературе широко обсуждается проблема синтеза пищевых продуктов непосредственно на борту космического корабля. Такой синтез может быть осуществлен самими членами экипажа с помощью специальных установок при соблюдении определенного технологического процесса или в результате жизнедеятельности других живых организмов, находящихся на борту космического корабля. Так, зарубежная печать сообщает, что экспериментально доказана практическая возможность синтеза сахара из выдыхаемой человеком двуокиси углерода (CO₂).

На современном уровне развития науки, и в частности химии, стало возможным синтезировать ряд сложных органических соединений, в том числе и аминокислот — основу белков. Весьма вероятно, что в будущих космических полетах этот способ восстановления и пополнения запасов продуктов питания будет применяться в общем экологическом цикле. Однако более близким к практическому осуществлению, по общему мнению, признается такая экологическая система, которая предусматривает включение других живых организмов в систему кругооборота веществ в качестве обязательных промежуточных звеньев. За рубежом ведутся большие исследования по использованию с этой целью некоторых простейших видов водорослей. Использование водорослей, в частности некоторых видов хлореллы, предусматривается как в системе регенерации воздуха (поглощение CO₂ и выделение O₂), так и в системе синтеза органических веществ для нужд питания космонавтов. В первом случае считается достаточным 2,5 кг биомассы на одного члена экипажа.

Хлорелла по своему биохимическому составу представляет собой простейшее одноклеточное образование из белков, жиров, углеводов и некоторых неорганических соединений (солей). Содержание каждого из них колеблется в весьма значительных пределах: белки 8,7—88,2; жиры 4,5—85,6; углеводы 5,7—37,5; неоргани-

ческие соединения 3—4%. Выращенная биомасса перед употреблением в пищу должна быть подвергнута специальной технологической обработке спиртами. Такая обработка необходима для удаления специфического «болотного» запаха и привкуса. При разработке всего экологического цикла для этих целей предусматриваются соответствующие установки. Для успешного культивирования хлореллы необходимы определенные оптимальные условия: освещение, температура, содержание углекислоты в пропущаемом через культуру потоке воздуха. Условия освещения должны быть выдержаны не только относительно интенсивности его, но и спектрального состава. Нарушение оптимальных условий роста хлореллы может привести к гибели выращиваемой культуры или изменению качественного состава ее и появлению вредных для человека элементов и соединений. Все это делает необходимым количественный и качественный анализ биомассы перед употреблением ее в том или ином виде в пищу. Белки, жиры и углеводы, полученные в результате специальной обработки хлореллы, хорошо усваиваются организмом человека. Так, например, усвояемость белков колеблется от 74,6 до 86,3%. Биомассу рекомендуют использовать для питания экипажа космического корабля в различных изделиях — обычно путем добавления в хлеб, мясо и т. п. Величина добавки по весу к основному продукту колеблется от 5—10 до 75%, в зависимости от индивидуальной переносимости ее отдельными лицами.

Не менее серьезной проблемой является обеспечение экипажа космического корабля водой. Общая суточная потребность в воде на одного человека при оптимальных условиях внешней среды в среднем составляет около 2—3 л. В это количество входит и вода, содержащаяся в продуктах питания, т. е. входящая в состав пищи. Таким образом, запасы свободной воды (питьевой), необходимые на время полета, будут различны в зависимости от вида и характера пищи. Совершенно очевидно, что такую потребность в воде не могут обеспечить никакие запасы ее на борту корабля. Единственно реальным выходом из этого положения будет повторное использование ее — регенерация.

Таблица 7.2

Суточный баланс воды для одного члена экипажа космического корабля
(ориентировочные данные)

| Поступление воды <i>мл</i> | | Выделение воды <i>мл</i> | |
|---|-------------|------------------------------|-------------|
| Питье | 1200 | Моча | 1400 |
| Вода, содержащаяся в продуктах | 1000 | Кал | 200 |
| Вода, образующаяся в процессе окисления в организме | 300 | Потоотделение, дыхание . . . | 900 |
| Итого | 2500 | Итого | 2500 |

В табл. 7.2 представлен в общем виде суточный баланс воды для одного члена экипажа. Приведенные в таблице данные не учитывают потребности в воде для приготовления пищи, гигиенических надобностей, выращивания хлореллы.

Основными источниками для регенерации воды, которые могут быть использованы экипажем, является моча и конденсат, т. е. водяные пары, конденсируемые на стенках кабины и холодильных устройств.

Наибольшие трудности представляет регенерация воды из мочи. Выделяемая человеком моча содержит значительное количество солей и соединений, образующихся в организме в процессе обмена веществ. Главными из них являются мочевины и хлориды, в число которых входит и хлористый натрий (поваренная соль). Восстановление последнего представляет практический интерес, как источник соли для нужд питания экипажа.

Существует три принципиально возможных способа регенерации мочи: дистилляция, химические методы, электроосмос. Метод дистилляции основан на испарении мочи кипячением с последующей реконденсацией водяных паров. Важным условием при этом методе является соблюдение определенного температурного режима, исключающего пенообразование, в результате которого в конденсат перейдет часть веществ, содержащихся в моче. Оптимальной температурой при дистилляции мочи будет температура, близкая к точке кипения. Практический интерес представляет испарение в условиях пониженного давления, основанное на зависимости точки кипения жидкости от общего барометрического давления. Такая установка будет наиболее выгодной по своим весовым характеристикам, простой по устройству и управлению, а также более эффективной.

Интересным представляется дистиллятор мочи с использованием энергии Солнца. По данным Тэлькес, такой дистиллятор при рабочей поверхности в $0,1 \text{ м}^2$ обеспечивает опреснение 1 л морской воды в день без дополнительной затраты энергии.

Регенерацию воды из мочи можно осуществить химическими методами: осаждением, абсорбцией, ионным обменом. Наибольший интерес будет представлять, очевидно, последний, в связи с появлением новых синтетических смол нефенольного ряда.

Практически пригодную для питья воду из мочи можно получить с помощью электроосмоса (электромебранного метода). Сущность этого метода состоит в том, что рабочий сосуд, содержащий мочу, разделен двумя сетками на три секции, пропускающими только положительно или отрицательно заряженные ионы. Электрически заряженные пластины являются боковыми стенками сосуда. При такой системе в средней секции в процессе работы установки оказывается вода, не содержащая солей.

При рассмотрении методов регенерации воды необходимо упомянуть также и о методе замораживания, в результате которого могут быть получены кристаллы воды.

Вес, объем аппаратуры, потребность энергии при различных методах регенерации воды из мочи

| Метод | Дополнительная стадия обработки | Необходимый объем в м ³ | | | | Необходимый вес в кг | | | | Суточный расход энергии | Грязная вода м ³ | Чистая вода м ³ |
|------------------------|---|------------------------------------|------------|---------------------------|----------------------|--|--------------|----------------|--------|---|-----------------------------|----------------------------|
| | | воды | аппаратуры | батарей (6 шт) | итого | воды | аппаратуры | батарей (6 шт) | итого | | | |
| Все методы дистилляции | Фильтрация Обработка против вспенивания | 0,004 | 0,028 | 0,042 (5 батарей) | 0,074 | 3,78 | 4,54 | 113,4 | 121,72 | 2480 ккал или 2,8 квт/час | 0,014 | 0,014 |
| | | 0,004 | 0,448 | — | 0,452 | 3,78 | Не более 9,0 | — | 12,78 | — | 0,014 | 0,014 |
| | | 0,006 | 0,028 | — | От 0,028 до 0,056 | 5,68 (если для ре- генерации применяется вода) | 4,54 | — | — | От 10,22 до 45,0 | Не уч- тен | 0,014 |
| Замораживание | Фильтрация Процеживание | 0,006 | 0,028 | 0,017 (2 бата- реи) | 0,051 | 5,68 | 4,54 | 45,36 | 55,58 | 40000 ккал или 0,46 квт/час | 0,014 | 0,014 |
| | | 0,004 | 0,028 | 0,017 (2 бата- реи) | 0,049 | 3,78 | 4,54 | 45,36 | 53,68 | Не уста- новлен, но мень- ше, чем при дис- тиляции | 0,014 | 0,014 |

Практическое осуществление любого из описанных методов представляется более сложным, чем это может показаться на первый взгляд. Требуется предварительная фильтрация мочи, а также последующее удаление из реконденсата летучих веществ, перешедших туда в процессе испарения или другой обработки.

В табл. 7.3 дана сравнительная характеристика различных возможных методов регенерации воды.

Экспериментальные материалы, опубликованные за рубежом по всем вопросам, связанным с проблемой питания и водоснабжения космонавтов в условиях длительного полета, дают в общем обнадеживающие результаты. Вместе с тем они указывают, что наука находится лишь в преддверии решения этой проблемы. Уже сейчас можно с уверенностью сказать, что управление замкнутой экологической системой потребует от космонавтов глубоких специальных знаний и большой предварительной практической подготовки.

СРЕДСТВА СПАСЕНИЯ ЭКИПАЖА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЯХ

8.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О ПАРАШЮТНЫХ КИСЛОРОДНЫХ ПРИБОРАХ

В связи с развитием высотных и космических полетов большую роль стала играть аппаратура, предназначенная для спасения экипажа при авариях.

При авариях современных высотных скоростных самолетов летчику по большей части приходится покинуть самолет на большой скорости, приближающейся к звуковой. С увеличением высоты и скорости полета увеличиваются трудности, связанные с оставлением самолета. Это обусловлено тем, что при выходе человека из кабины самолета, возрастают аэродинамические силы, действующие на него; увеличивается опасность столкновения человека, покинувшего кабину, с оперением самолета; увеличивается воздействие встречного потока воздуха на незащищенное тело и особенно лицо пилота.

Особенно сильно сказывается влияние первых двух факторов, наличие которых ограничивает предельную скорость самолета, на которой еще возможно покидание самолета обычным способом. Такой скоростью, как показывают исследования, является индикаторная приборная скорость около 500—600 км/час. Так, если средним значением этой скорости считать 540 км/час (1500 м/сек), то на корпус летчика, оставляющего кабину, будет действовать аэродинамическая сила, равная около 430 кг.

Только на одну голову летчика будет действовать аэродинамическая нагрузка 50 кг. С такими нагрузками на тело могут справиться лишь хорошо тренированные и физически очень сильные летчики. В момент отделения от самолета при $V_i=540$ км/час летчик испытывает примерно девятикратную перегрузку, вызванную торможением тела в потоке. Это весьма затрудняет и даже делает невозможным выход летчика из кабины самолета.

По данным литературы, человек без специальных средств за-

щиты переносит в течение нескольких секунд без особых последствий воздействие воздушного потока скоростью до 700—800 км/час.

В ряде стран в результате длительных работ над проблемой по спасению летчиков на больших высотах и скоростях разработан новый весьма эффективный метод покидания самолета — катапультирование, т. е. принудительный выброс из кабины пилотского кресла вместе с летчиком.

Катапультирование летчика с креслом осуществляется при помощи пороховых газов пиропатрона или сжатого воздуха, действующих на поршень, помещаемый в специальной трубке за спинкой кресла. В случае аварии самолета летчик ставит ноги на специальные подножки, сбрасывает фонарь кабины и нажатием рычага или подтягиванием шторки осуществляет катапультирование. В дальнейшем кресло отделяется от летчика, а сам летчик спускается на парашюте. Катапультирование позволяет значительно расширить диапазон скоростей, при которых летчик может оставить самолет. Предельная скорость оставления самолета методом катапультирования обуславливается физиологическими причинами — величиной максимально переносимых человеком перегрузок.

Эти данные служат исходными для разработки системы автоматической конструкции спасательной аппаратуры. В связи с применением метода катапультирования потребовались обстоятельные опытно-конструкторские и изыскательные работы. Необходимо было решить весьма важные и сложные вопросы не только по конструкции парашюта, эффективного для данных условий, но и по созданию системы управления парашютом, обеспечению летчика кислородом и другими средствами, необходимыми для спасения.

Основные требования, предъявляемые к конструкции кислородно-спасательной аппаратуры и ее размещению на современных самолетах, сводятся к следующему. Должно быть обеспечено удобство пользования прибором при всех случаях спасения и четкая работа автоматики включения и выключения аппаратуры в сочетании с автоматикой катапультирования. Размещение приборов и конструкция автоматики должны соответствовать физиолого-гигиеническим требованиям.

Аппаратура должна быть высоко надежной в работе и должна быстро срабатывать автоматически, полностью сохраняя при этом все свои технические и физиологические характеристики в заданных пределах.

Аварийная система должна автоматически включить подачу кислорода в момент отключения от бортовой системы и надежно питать летчика кислородом во время парашютирования. К аварийным системам для спасения, применяемым на высотах более 12 000 м, по основным физиолого-гигиеническим показателям должны предъявляться те же требования, что и к основным бортовым системам. Это касается в равной мере как комплектов для дыхания кислородом под повышенным давлением, так и скафандров.

Требования, касающиеся временных характеристик создания избыточного давления, распространяются и на спасательные капсулы. Процесс герметизации, повышение давления в капсуле до заданных величин и обеспечение парциального давления в общей сложности должны завершаться не позже чем через 2,5—3,5 сек от момента нарушения герметичности кабины самолета. Для применения всех известных ныне спасательных средств покидания самолета имеются пределы скоростей. Так, для комплектов кислородного оборудования и скафандров предельной скоростью применения будет 1200 км/час, для спасательных капсул — скорость, превышающая 2 М.

8.2. ПАРАШЮТНЫЕ КИСЛОРОДНЫЕ ПРИБОРЫ, ПРИМЕНЯЕМЫЕ ДО ВЫСОТЫ 12 000 м

На высотах до 12 000 м применяются приборы без избыточного давления, так как необходимое парциальное давление кислорода создается путем увеличения процентного содержания кислорода.

Высота 12 000 м является предельной высотой, где физиологически допускается дышать чистым кислородом посредством приборов «легочный автомат» или приборов с непрерывной подачей, т. е. до высоты 12 000 м кислородно-спасательную аппаратуру можно применять без избыточного давления и без специального высотного снаряжения.

Аварийные системы кислородного обеспечения должны быть рассчитаны так же и на использование их в случае выхода из строя основной бортовой системы. Важным элементом аварийной системы спасения, помимо кислородного обеспечения, является парашютная система.

При расчете необходимого запаса кислорода для аварийной системы, помимо норм подачи O_2 и потребления его человеком, весьма необходимо знать общее время от момента покидания самолета, точнее от момента перехода на питание от аварийной системы, до момента приземления или во всяком случае спуска до безопасных высот (не выше 4000 м).

Работа кислородной аппаратуры сочетается с катапультированием и парашютированием, поэтому кратко приводим основные сведения о скоростях и времени снижения парашюта, которые необходимы при разработке кислородной аппаратуры.

Рассмотрим установившуюся скорость V падения, при которой сопротивление воздуха равно весу тела парашютиста. Эта скорость определяется по формуле [36]

$$V = \sqrt{\frac{P}{c_p \cdot l^2}}, \quad (8.1)$$

где P — вес парашютиста, равный 90 кг;
 l — рост человека равный 1,7 м;

ρ — нормальная плотность воздуха, равная $0,125 \text{ кг/м}^3$;
 c — средний коэффициент сопротивления (взят по данным продувок), равный $0,0975$.

При таких цифровых значениях установившаяся скорость будет $50,6 \text{ м/сек}$.

Если бы при падении устойчиво сохранилось вертикальное положение тела, то установившаяся скорость была бы значительно больше и при $c=0,05$ составила бы $70,5 \text{ м/сек}$.

Однако такую скорость при длительном падении человека выдержать нельзя вследствие невозможности длительное время сохранять вертикальное положение тела. В большинстве случаев тело парашютиста при падении наклонено под углом $60\text{—}70^\circ$ к горизонту. Среднее значение коэффициента сопротивления при этом равно $0,0975$ или немного меньше.

Скорости падения тела, при которых соблюдается равенство сил сопротивления и веса, приведены в табл. 8.1.

Таблица 8.1

Изменение скорости падения в зависимости от веса парашютиста

| Вес снаряженного парашютиста <i>кг</i> | Скорость падения <i>м/сек</i> |
|---|----------------------------------|
| 70 | 49,0 |
| 80 | 49,5 |
| 90 | 50,0 |
| 100 | 50,7 |
| 110 | 51,8 |

Обычно при расчетах принимают средний вес в 90 кг . Можно считать, что с изменением веса на 10 кг скорость изменяется на 1 м/сек , т. е. на 2% . При меньших величинах поправку вводить нецелесообразно и скорость падения надо принимать равной 50 м/сек .

Большое влияние на скорость падения тела имеет плотность воздуха, которая с увеличением высоты уменьшается и поэтому критическая скорость падения парашютиста на высоте больше, чем у земли, а время до ее наступления удлиняется.

Скорость снижения на заданной высоте можно выразить через скорость у земли по формуле

$$V_H = V_0 \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}, \quad (8.2)$$

где V_0 — скорость снижения парашютиста у земли;

ρ_0 — плотность воздуха на уровне моря;

ρ_H — плотность воздуха на высоте H .

Пример. Скорость снижения у земли 5 м/сек . Определить скорость снижения на высоте 10 км .

По таблице стандартной атмосферы берем значение плотности воздуха и определяем

$$\frac{\rho_H}{\rho_0} = \frac{0,0421}{0,125} = 0,337;$$

$$V_H = 5 \frac{1}{0,337} = 5 \sqrt{2,97} = 8,62 \text{ м/сек.}$$

Величины максимальной скорости падения и время, в течение которого скорость достигает максимального значения при прыжках с различных высот, приведены в табл. 8.2.

Таблица 8.2

| Время и максимальная скорость тела при падении с различных высот | | |
|--|--------------------------------|--|
| Высота прыжка м | Максимальная скорость м/сек | Время, в течение которого скорость достигает максимального значения сек |
| 1 000 | 50 | 12 |
| 2 000 | 53 | 12,5 |
| 4 000 | 59 | 14 |
| 6 000 | 66 | 15 |
| 8 000 | 73 | 16,5 |
| 10 000 | 81 | 18 |
| 12 000 | 90 | 19,5 |
| 14 000 | 102 | 21 |
| 16 000 | 113 | 23 |
| 18 000 | 132 | 25,5 |
| 20 000 | 150 | 28 |

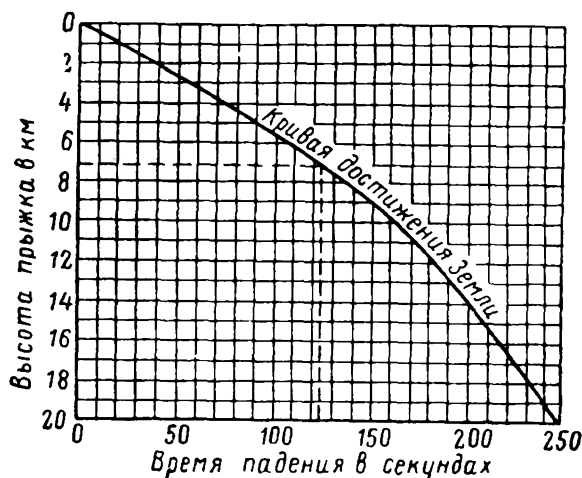


Рис. 8.1. Время достижения Земли при падении парашютиста с различных высот

Определение времени свободного падения парашютиста с различной высоты до заданной, т. е. определение времени задержки раскрытия парашюта, представляет большой практический интерес.

На рис. 8.1 приведена кривая, показывающая время достижения земли при падении парашютиста с различных высот (до 20 000 м) [36]. Критическая скорость у земли принята равной 50 м/сек. Определим по этой кривой, какую задержку раскрытия в секундах необходимо сделать при прыжке с высоты 7000 м для раскрытия парашюта на высоте 1000 м. Пунктирная линия показывает ход определения. Получается, что время падения до земли равно 123 сек. Раскрытие парашюта задано на высоте 1000 м. Следовательно, от полученных 123 сек нужно отнять время падения с высоты 1000 м, т. е. $1000 : 50 = 20$ сек.

Искомая задержка будет равна
 $123 - 20 = 103$ сек.

Задержка раскрытия парашюта уменьшает опасность действия низких температур на высоте, при этом уменьшается расход кислорода.

Парашютный кислородный прибор КП-23

Кислородный прибор КП-23 (рис. 8.2) предназначен для обеспечения экипажа самолета кислородом при парашютных прыжках с высоты до 11 000—12 000 м. Он применяется в комплексе со стационарным кислородным прибором легочно-автоматического типа.

Прибор весьма портативен, монтируется в дуралюминовом кожухе размером $300 \times 325 \times 25$ мм. Крепится прибор на ранце парашюта и помещается вместе с парашютом на чашке сиденья. Запас кислорода содержится в батарее 4, состоящей из 10 последовательно соединенных баллончиков общей емкостью 0,85 л. Зарядка производится через зарядный штуцер 2, имеющий обратный клапан.

Прибор работает следующим образом. От батареи кислород проходит через фильтр 27 и подводится к капиллярной трубке 6 диаметром 0,2 мм, служащей для понижения давления и ограничения количества кислорода, подаваемого прибором. Пройдя капиллярную трубку, кислород через фильтр направляется далее к запорному клапану 9, прижимаемому к седлу пружиной 8.

При питании кислородом от бортового кислородного прибора патрубок 21 нажимает на шток 18 и тем самым отводит запорное плечо рычага 11 в заднее положение. При этом толкатель 10 отходит назад, пружина 8 прижимает клапан 9 к седлу, вследствие чего кислород не может выходить из батареи баллонов. Как только летчик, готовясь к прыжку, приподнимается с сиденья, вытяжная фала 22 вытягивает шпильку 16 из конусов 17, пластинчатые пружины 19 соскакивают с конусов и под воздействием пружины 20 патрубок 21 вместе со шлангом бортового прибора отключается от парашютного прибора. Рычаг 11 поворачивается и нажи-

имает толкатель 10, который поднимает запорный клапан 9 и тем самым открывает выход кислороду из батареи через шланг 24 к маске 26.

В корпусе 14 автоматического выключателя имеется слюдяной клапан 13, через который в случае недостаточности кислорода для

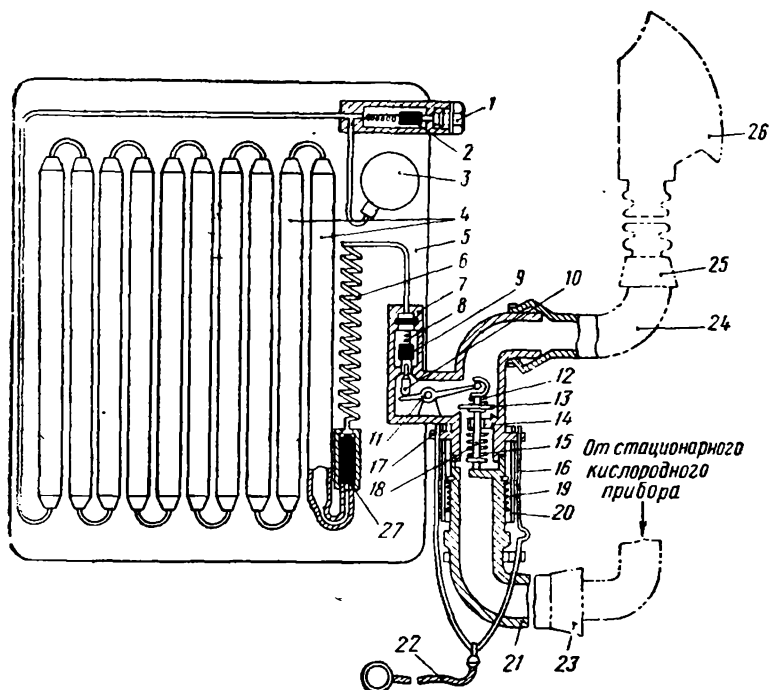


Рис. 8.2. Парашютный кислородный прибор КП-23:

1 — заглушка; 2 — зарядный штуцер; 3 — манометр; 4 — батарея баллончиков; 5 — кожух; 6 — капиллярная трубка; 7 — фильтр; 8 — пружина; 9 — запорный клапан; 10 — толкатель; 11 — рычаг; 12 — пружина; 13 — клапан; 14 — корпус выключателя механизма; 15 — пружина; 16 — шпилька; 17 — конус; 18 — шток; 19 и 20 — пружины; 21 — патрубок; 22 — фала (цепочка); 23 — замок; 24 — шланг; 25 — замок; 26 — маска; 27 — фильтр

вдоха летчик подсасывает воздух из атмосферы. Такой подсос происходит лишь на высотах менее 8000 м.

Запас кислорода в баллонах проверяют по манометру 3 при наполнении кислородом прибора и при установке его на самолет.

Рабочее давление в баллончиках равно 150 кг/см^2 . Прибор относится к безредукторным с непрерывно уменьшающейся подачей кислорода, в связи с расходом его и уменьшением давления в баллончиках (табл. 8.3 и 8.4).

В табл. 8.3 показаны величины подачи кислорода в зависимости от продолжительности работы прибора, т. е. от момента его включения.

Изменение подачи кислорода прибором КП-23 по времени

| Время от начала пользования, мин | 0 | 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 | 12 | 13 | 14 | 15 |
|----------------------------------|----|------|------|------|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|
| Подача кислорода л/мин | 16 | 14,7 | 12,4 | 10,8 | 9,4 | 8,0 | 7,0 | 6,1 | 5,2 | 4,3 | 3,6 | 3,2 | 2,7 | 2,0 | 1,8 | 1,0 |

Таблица 8.4

Изменение подачи кислорода прибором КП-23 при прыжке с немедленным раскрытием парашюта

| Высота полета, м | Подача кислорода, л/мин | Высота полета, м | Подача кислорода, л/мин |
|------------------|-------------------------|------------------|-------------------------|
| 12 000 | 16 | 8000 | 6,0 |
| 11 000 | 15 | 7000 | 4,2 |
| 10 000 | 12,5 | 6000 | 2,3 |
| 9 000 | 8,5 | 5000 | 1,2 |

Парашютный кислородный прибор МК-1

Кислородный прибор МК-1 (рис. 8.3) предназначен для питания летчика кислородом при прыжках с парашютом. Этот прибор

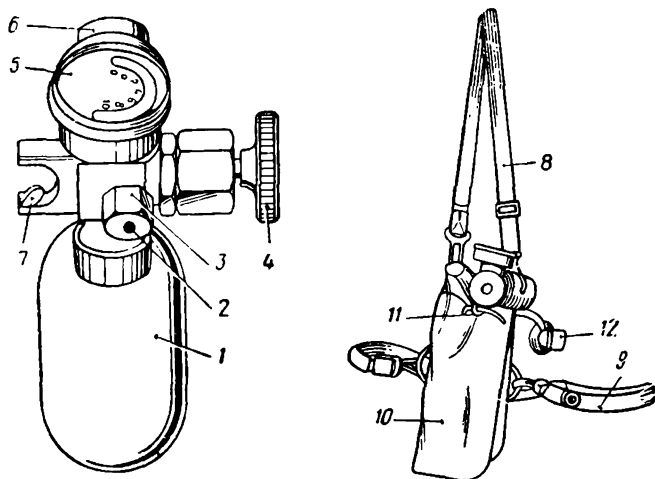


Рис. 8.3. Парашютный прибор МК-1:

1 — кислородный баллон; 2 — nipple; 3 — гайка; 4 — запорно-пусковой вентиль; 5 — манометр; 6 — редуктор; 7 — байонетное соединение; 8 — плечевой ремень; 9 — поясной ремень; 10 — чехол; 11 — штуцер; 12 — кольцо

может быть использован в момент отказа стационарной системы. В баллоне кислород содержится под давлением 120 ат (общее количество кислорода 75 л).

Прибор подает около 6 л кислорода в минуту. Максимальная высота, на которой применяется прибор МК-1 равна 10 000 м.

Редуктор 6 понижает давление с 120 до 3,5 кг/см². Затем кислород проходит через дюзу, имеющуюся на выходе, к присоске байонетного соединения 7 и далее к маске. Ремни 8 и 9 крепятся при помощи крючков к чехлу 10 прибора, ремень 8 надевается через плечо, а ремень 9 крепится у пояса. Баллон вставляется в чехол, штуцер 11 туго затягивается и закрепляется. Иногда чехол 10 помещается в специальный карман на парашютной подвесной системе. В этом случае кольцом 12 и ремнями прибор крепится к летному комбинезону.

Американские парашютные кислородные приборы Н-1 и Н-2

На рис. 8.4 приведены кислородные приборы Н-1 и Н-2 американского производства. У этих приборов, так же как и у предыдущего, все части установлены на корпусе запорного вентиля.

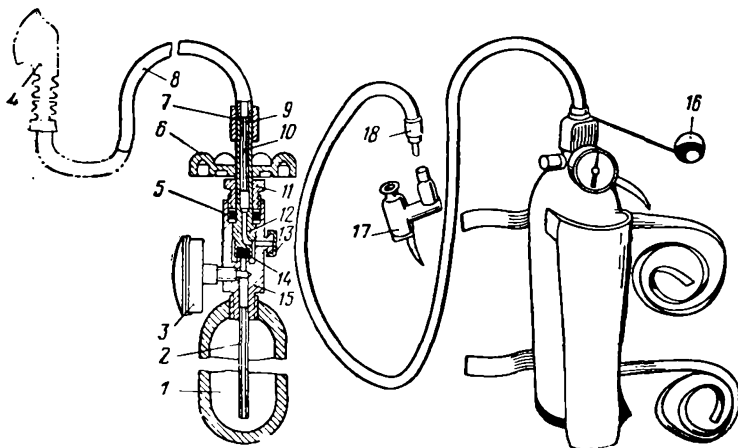


Рис. 8.4. Американские парашютные приборы Н-1 и Н-2:

1 — баллон; 2 — трубка; 3 — манометр; 4 — маска; 5 — набивка; 6 — запорно-пусковой вентиль; 7 — гайка; 8 — шланг; 9 — штуцер; 10 — дюза; 11 — гайка; 12 — шпилька; 13 — заглушка; 14 — эбонитовая пробка; 15 — корпус; 16 — вытяжной трос; 17 — присосок маски; 18 — замок шланга

борах могут быть установлены баллоны различной емкости: от 0,4 до 0,7 л. В приборе имеется дозирующее отверстие для подачи определенного количества кислорода. Прибор Н-1 рассчитан на ручное включение, т. е. кислород открывается летчиком посред-

вом маховика на вентиле 6. В приборе Н-2 с правой стороны имеется шарик с тросом 16, посредством натяжения шарика открывается клапан подачи кислорода. Натяжение шарика может производиться летчиком или автоматически при катапультировании. Такой парашютный прибор помещается непосредственно в чехол, который крепится ремнями к подвесной системе парашюта около пояса или непосредственно к бедру летчика (см. рис. 5.7). Следует отметить, что крепление баллона такого типа должно быть достаточно прочно и рассчитано на перегрузку, появляющуюся при катапультировании.

8.3. ПАРАШЮТНЫЕ КИСЛОРОДНЫЕ ПРИБОРЫ С ВЫСОТНЫМ СНАРЯЖЕНИЕМ, ПРИМЕНЯЕМЫЕ НА ВЫСОТАХ БОЛЕЕ 12 000 М

Способы спасания летного состава с больших высот более сложны, чем рассмотренные выше способы спасания для высот до 12 000 м. На больших высотах летчик должен пользоваться кислородными системами с повышенным давлением в сочетании с высотным снаряжением.

В случае аварии в зависимости от характера повреждения самолета может возникнуть два основных типичных положения.

1. Герметичность кабины нарушена, самолет управляем.
2. Герметичность кабины нарушена, самолет имеет повреждение и неуправляем; требуется катапультирование.

В первом случае возможно продолжение полета. Такая возможность обеспечивается применением современных комплектов высотного кислородного оборудования.

Во втором случае процесс катапультирования связан с отключением от системы бортового кислородного обеспечения. Для сохранения жизни и работоспособности летчика требуется иная, автономная, аварийная система кислородного обеспечения, вступающая в работу автоматически. Такую роль выполняет парашютный кислородный прибор КП-27М.

Кислородный прибор КП-27М работает в комплекте с высотным компенсирующим костюмом (ВКК) и гермошлемом (ГШ). Создание им величины избыточного давления в гермошлеме и камерах натяжного устройства ВКК близки к давлению, которое создается бортовой системой кислородного обеспечения ККО. Кислородный прибор работает на принципе непрерывной подачи.

На рис. 8.5 приведена принципиальная схема прибора КП-27М. Он работает следующим образом.

При катапультировании летчика с самолета объединенный разъем автоматически раскрывается и разъединяет все проходящие через него коммуникации. При этом нижняя колодка разъема остается на самолете, кронштейн — на катапультном сиденье.

а верхняя колодка уходит вместе с парашютным прибором и летчиком. Расположенные в верхней колодке обратные клапаны под действием пружин закрываются, изолируя коммуникации от внешней среды. В момент раскрытия объединенного разъема тросик автоматического включения прибора связан через укрепленное на нем ушко с крючком нижней колодки и выдергивается из металлического рукава механизма включения. При этом другой конец тро-

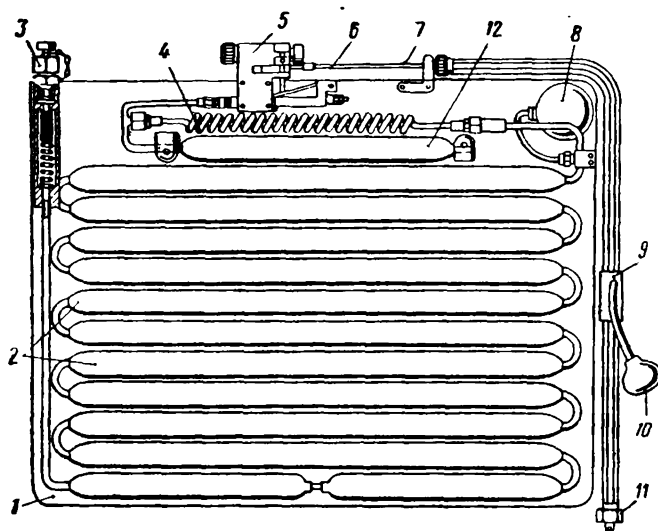


Рис. 8.5. Принципиальная схема прибора КП-27М:

1 — корпус прибора; 2 — баллончики; 3 — зарядный штуцер; 4 — капиллярная трубка; 5 — запорно-пусковой механизм; 6 — тросик автоматического включения; 7 — тросик ручного включения; 8 — манометр давления кислорода; 9 — вставка; 10 — ручка; 11 — гайка; 12 — дополнительный баллончик

сика, выполненный в виде чеки, выдергивается из отверстия в шпильке, освобождая таким образом шпильку.

Благодаря этому шток, который удерживался ранее через рычаг шпилькой, под действием усилия сжатой пружины перемещается, нажимая через толкатель на шток, который в свою очередь открывает запорно-пусковой клапан.

Одновременно с открытием запорно-пускового клапана кислород из дополнительного баллончика поступает в коммуникацию шланга, идущего к пневмосистеме компенсирующего костюма. Запас кислорода в дополнительном баллончике обеспечивает быстрое заполнение пневмосистемы компенсирующего костюма.

После достижения в пневмосистеме костюма давления 1 кг/см^2 регулятор давления маски или гермошлема направляет избыток кислорода в маску для дыхания и под клапан выдоха для создания избыточного давления.

Одновременно с подачей кислорода из дополнительного баллончика кислород поступает из батарей баллончиков через капиллярную трубку, которая понижает давление кислорода со 150 кг/см² до атмосферного. Трубка свита в спирали, внутренний диаметр ее 0,35 мм. Через эту трубку в начале работы прибором подается 16 л/мин кислорода, а спустя 1 мин 3—4 л/мин. Величина потока кислорода, поступающего в пневмосистему компенсирующего костюма, позволяющая регулятору давления маски или гермошлема поддерживать определенное соотношение между давлениями в пнев-

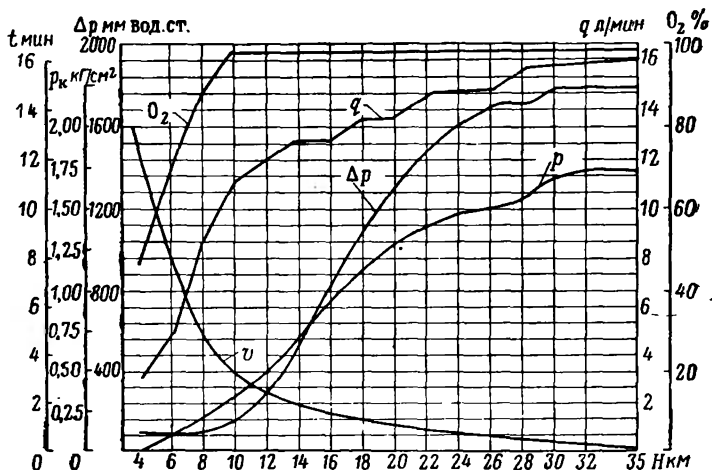


Рис. 8.6. Зависимость подачи q , процентного содержания кислорода O_2 , давления p в надувной системе и давления Δp в шлеме от времени t и скорости снижения v

мосистеме костюма и избыточным давлением в маске в соответствии с той высотой, на которой находится летчик.

Избыточное давление в маске или гермошлеме возникает через 2,5 сек после включения прибора, т. е. с момента катапультирования или момента разгерметизации кабины. Благодаря этому летчик получает кислород при катапультировании и парашютировании.

Во время снижения при парашютировании уменьшается подача кислорода прибором в маску или в гермошлем, где будет подаваться не чистый кислород, а смесь газов, так как во время вдоха в гермошлеме будет возникать разрежение, благодаря которому обратный клапан, находящийся в верхней колодке объединенного разъема, будет открываться, обеспечивая подсос воздуха из атмосферы для образования нужного количества газовой смеси.

Прибор КП-27М может применяться для обеспечения кислородом летчика при парашютировании с высоты 35 км. На рис. 8.6 приведены кривые, характеризующие изменения подачи кислорода, процентного содержания кислорода, давления в гермошлеме и из-

менения давления в батарее баллончиков в зависимости от высоты.

Прибором КП-27М пользуются еще в случае отказа бортового кислородного прибора при высотном полете. Для включения в работу прибора летчик выдергивает тросик 7 (см. рис. 8.5) деревянной ручкой 10, установленной на другом конце тросика. Прибор может обеспечить кислородом летчика в течение 12 мин. За это время летчик может принять соответствующие меры и снизиться до безопасной высоты.

Кроме высотного компенсирующего костюма (ВКК) в комплекте с кислородной аппаратурой, спецснаряжением является скафандр. Он обеспечивает возможность длительных полетов не только в герметизированной кабине самолета, но и после аварийной разгерметизации ее.

Таблица 8.5

Данные испытаний скафандра на пикирование в барокамере

| Высота пикирования <i>м</i> | | Время пикирования <i>сек</i> | Пройденный путь <i>м</i> | Скорость пикирования <i>м/сек</i> | Давление в скафандре в начале пикирования <i>ати</i> | Примечание |
|--------------------------------|------|---------------------------------|-----------------------------|--------------------------------------|---|---|
| от | до | | | | | |
| 10 000 | 1000 | 90 | 9000 | 100 | 0,10 | При пикировании кислорода не добавлялось |
| 10 000 | 1000 | 60 | 9000 | 150 | 0,10 | При пикировании кислорода не добавлялось. Чувствовалось слабое сжатие оболочки |
| 10 000 | 1000 | 45 | 9000 | 200 | 0,10 | При пикировании кислорода не добавлялось. Когда избыточного давления в скафандре не было, испытуемый открыл спускной клапан. Сжатия оболочки не наблюдалось |
| 10 000 | 1000 | 45 | 9000 | 200 | 0,10 | Перед пикированием был открыт аварийный кран, добавлялся кислород. Давление в скафандре все время поддерживалось 0,08 ати |
| 12 000 | 1000 | 110 | 11 000 | 100 | 0,15 | При пикировании кислорода не добавлялось |
| 12 000 | 1000 | 75 | 11 000 | 150 | 0,15 | При пикировании со скоростью 150—200 м/сек кислорода не добавлялось |
| 12 000 | 1000 | 55 | 11 000 | 200 | 0,15 | Испытуемый открывал спускной клапан, когда в скафандре не было давления. При этом сжатия оболочки не наблюдалось |
| 13 000 | 2000 | 75 | 11 000 | 150 | 0,15 | При пикировании кислорода не добавлялось |
| 14 000 | 3000 | 55 | 11 000 | 200 | 0,15 | Перед пикированием был открыт аварийный кран и добавлялся кислород. Давление в скафандре поддерживалось 0,04 ати |
| 15 000 | 4000 | 55 | 11 000 | 200 | 0,15 | То же |

Скафандр позволяет совершать парашютные прыжки практически с любых высот, что подтверждено летными испытаниями и испытаниями в барокамере. Данные этих испытаний приведены в табл. 8.5.

При испытаниях проверялась работа стационарной системы скафандра по обеспечению жизнедеятельности летчика в высотных условиях и переход (переключение) на питание от аварийной системы.

В табл. 8.6 приведены данные о прыжках с парашютом, совершенных А. Солодовниковым в скафандре с различных высот. Для парашютных прыжков в скафандре была использована регенеративно-инжекторная аварийная система, которая при всех прыжках с различных высот работала безотказно.

Таблица 8.6

Данные о парашютных прыжках Солодовникова в скафандре

| Высота прыжка м | Время спуска мин | Средняя скорость м/сек | Относ. точки приземления м | Примечание |
|--------------------|---------------------|---------------------------|-------------------------------|--|
| 5 000 | 10 | 7,0 | 3000 | Прыжок в скафандре без шлема Прыжок в скафандре со шлемом На высоте 4000 м шлем был снят На высоте 4000 м шлем был снят. Кислородная аппаратура работала безотказно. Самочувствие было все время хорошее |
| 6 000 | 14 | 7,0 | 4500 | |
| 8 000 | 18 | 7,4 | 7000 | |
| 10 000 | 22 | 7,62 | 8000 | |

Современный скафандр защищает летчика от воздействия воздушного потока при катапультировании на скоростях в пределах до 1200 км/час.

Перед катапультированием или прыжком с парашютом летчик в скафандре автоматически отсоединяется от бортовой системы питания посредством объединенного разъема и переходит на автономное питание кислородом от прибора КП-23.

В скафандре в случае необходимости в зависимости от высоты и условий полета предусмотрена аварийная регенеративно-инжекторная система, обеспечивающая жизнедеятельность летчика в течение 40 мин. В этом, несомненно, значительное преимущество скафандра перед высотным компенсирующим костюмом, который обеспечивает продолжительность полета после отключения от бортовой системы не более 15 мин.

Регенеративно-инжекторная аварийная система (рис. 8.7) смонтирована в скафандре. Регенеративный патрон, выполненный в виде эллипса, и инжектор, находящийся внутри скафандра, укреплены в его передней части (см. рис. 6.15). На правой ноге укреплен кислородный баллончик с редуктором. Поворотом ручки на редукторе система включается в работу. Воздух из скафандра

засасывается инжектором, проходит через регенеративный патрон, где углекислота и водяные пары поглощаются сорбентами, обогащенный кислородом воздух вновь поступает по шлангу в верхнюю часть шлема. Расход кислорода инжектором может регулироваться в зависимости от давления, подаваемого редуктором. В нашем случае расход кислорода, поступающего через инжектор, составляет 2 л/мин. Вместо баллончика, укрепленного на левой ноге скафандра, может быть использована батарея баллончиков прибора КП-23 и механизм автоматического включения аварийной системы при катапультировании.

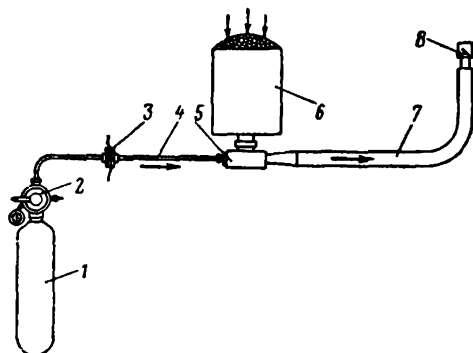


Рис. 8.7. Регенеративно-инжекторная аварийная система для скафандра:

1 — баллон; 2 — редуктор с манометром; 3 — соединительный штуцер; 4 — трубопровод; 5 — инжектор; 6 — регенеративный патрон; 7 — шланг; 8 — указатель вентиляции

При расчете кислородной системы аварийного спасения методом катапультирования и последующего парашютирования необходимо иметь в виду, что современные парашюты, применяющиеся для спасения летного состава, могут вводиться в действие на высотах не более 10 000 м. При раскрытии парашюта на больших высотах они разрушаются.

Для спасения в большом диапазоне высот и скоростей разработана новая парашютная система, состоящая из трех последова-

тельных парашютов, применяющихся для спасения летного состава, могут вводиться в действие на высотах не более 10 000 м. При раскрытии парашюта на больших высотах они разрушаются.

Для спасения в большом диапазоне высот и скоростей разработана новая парашютная система, состоящая из трех последова-

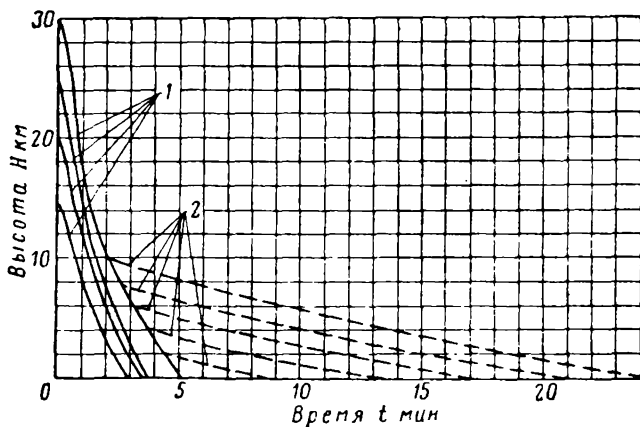


Рис. 8.8. Время снижения летчика с высот до 30 км с закрытым (1) и раскрытым (2) парашютом

тельно раскрываемых парашютов: стабилизирующего, тормозного и основного спасательного. Стабилизирующий предупреждает возможность вращения летчика с креслом при свободном падении. Кроме того, он уменьшает скорость свободного падения и обеспечивает включение тормозного парашюта. Ввод в действие второго тормозного парашюта гасит скорость вертикального снижения до безопасной высоты для раскрытия основного парашюта, обеспечивая снижение летчика со средних и малых высот при минимальной скорости.

На рис. 8.8 показано время спуска летчика с закрытым и раскрытым парашютом с высот до 30 км. Приведенные кривые позволяют определить время свободного падения летчика и последующего парашютирования, что необходимо для разработки режима кислородного обеспечения и общего запаса кислорода.

8.4. САМОЛЕТНЫЕ СПАСАТЕЛЬНЫЕ КАПСУЛЫ

Общие сведения

В последнее время в авиации находят применение специальные спасательные капсулы. Несмотря на то, что применение капсул связано с некоторыми конструктивными изменениями самолета, они представляют определенные преимущества как по условиям работы экипажа в нормальном полете, так и в аварийных ситуациях.

Капсулы в аварийных условиях позволяют наиболее длительное время обеспечить удовлетворительные условия для человека по сравнению с другими спасательными средствами. Члены экипажа во время полета могут быть одеты в более легкую летную одежду, кроме того, упрощается проблема защиты от декомпрессии и острой гипоксии, отпадает необходимость в применении специального сложного высотного снаряжения.

На случай вынужденной посадки в зимнее время в капсуле может быть предусмотрен запасной комплект зимней одежды.

Благодаря устройству капсулы повышается эффективность работы летчика. Более свободный объем, легкая одежда облегчают управление самолетом, улучшается обзор и наблюдение за показаниями приборов, установленных на приборной доске самолета, создаются благоприятные условия для выполнения полетного задания в целом.

Катапультируемые спасательные капсулы

На рис. 8.9 показан общий вид спасательной капсульной кабины и этапы ее катапультирования с посадкой на воду.

На рис. 8.10 показан общий вид и устройство спасательной капсулы летчика самолета В-70 фирмы Норт-Америкен [49]. Экипаж самолета В-70 состоит из четырех человек. Все катапультируемые сиденья заключены в специальные капсулы. Первый и второй лет-

чки. штурман-бомбардир и оператор размещены попарно друг за другом в передней части кабины самолета, разделенной герметически закрывающейся дверью на два отсека. В каждом из отсеков независимо может создаваться давление, соответствующее высотам до 2500 м. Капсулы оборудованы двусторонней связью, звуковой и световой сигнализацией, кислородным питанием. Парашют и аварийный комплект размещены свободно, не связаны с челове-

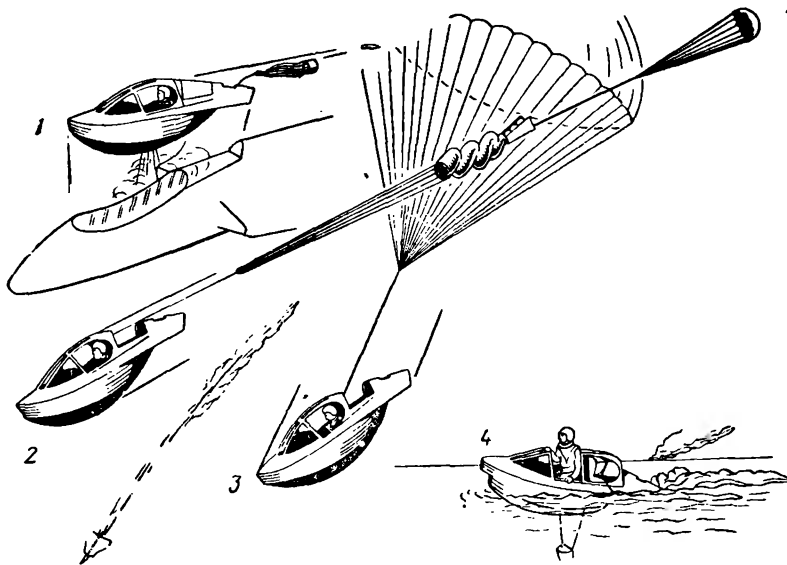


Рис. 8.9. Этапы катапультирования самолетной спасательной капсулы:

1 — момент катапультирования; 2 — раскрытие парашюта; 3 — пуск с раскрытым парашютом; 4 — посадка на воду

ком. Кресло имеет достаточную ширину — 51 см. В полете угол наклона кресла и высота могут регулироваться электрическими приводами. Кресло и капсула рассчитаны на летчиков с различным ростом. В случае нарушения герметизации кабины управление самолетом может осуществляться из закрытой капсулы с помощью имеющихся в капсуле органов управления. При этом наблюдение за показаниями приборов производится через центральное окно капсулы. Полет в закрытой капсуле производится до безопасной высоты (3500—4000 м), на которой можно открыть капсулу и перейти на обычное управление самолетом. Герметизация капсулы производится летчиком с помощью специального рычага управления пиропатроном за время от 1,5 до 2,5 сек. Кресло вместе с летчиком, обычно выступающее из капсулы, за 0,8 сек двигается в глубь капсулы, положение троса и ног устанавливается специальными механическими устройствами, створки сдвигаются и запи-

раются. Одновременно при помощи замка, приводимого в действие пиропатроном, и плечевых ремней верхняя часть троса притягивается и надежно крепится к спинке сиденья, голова занимает положение на подголовнике, материал которого обладает высоким демпфирующим свойством. Таким же материалом покрыты капсулы.

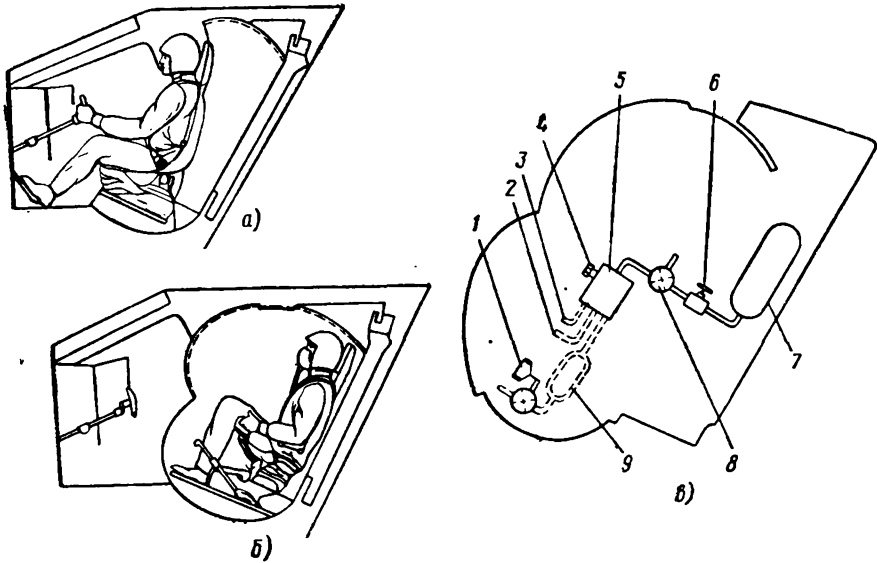


Рис. 8.10. Спасательная капсула самолета В-70 фирмы Норт Америкен:

а — капсула открыта; б — капсула закрыта; в — схема оборудования капсулы:
 1 — ручное регулирование клапаном наддува уплотнительных шлангов; 2 — выход воздуха от регулятора абсолютного давления; 3 — постоянное выходное отверстие; 4 — клапаны для быстрого повышения давления; 5 — регулятор наддува; 6 — вентиль; 7 — баллон со смесью, содержащей 60% O_2 и 40% азота; 8 — клапан подачи смеси, открывается при закрытии створок; 9 — воздух для уплотнения капсулы

При закрытии створок включается система герметизации капсулы (см. рис. 8.10, в) и наполняются отдельные участки пневматической системы уплотнения. В капсулу подается газовая смесь для дыхания, состоящая из 60% кислорода и 40% азота. Одновременно с герметизацией капсулы включается световая и звуковая сигнализация. В случае нарушения герметичности кабины самолета на больших высотах и при необходимости герметизации капсулы за 10 сек автоматически повышается давление в капсуле до 235 мм рт. ст. ($H=8200$ м). Парциальное давление кислорода во вдыхаемом воздухе в данном случае при указанной выше газовой смеси составит 150—160 мм рт. ст., что обеспечивает необходимые условия для жизнеобеспечения и работоспособности летчика.

Независимо от того, остается ли капсула в кабине самолета для продолжения полета или катапультируется, давление в ней автоматически с помощью регулятора поддерживается не менее

0,35 кг/см². Такое давление сохраняется до момента уравновешивания его с наружным атмосферным давлением на малых высотах. Когда капсула достигает высоты 5000 м, автоматически включается система принудительной вентиляции капсулы, обеспечивающая циркуляцию воздуха.

Кроме регулятора давления, в капсуле имеется предохранительный клапан, который отрегулирован на максимальное избыточное давление до 0,7 кг/см².

Кислородная система, применяемая в капсуле, весьма проста, с обычной кислородной маской и не требует сложного высотного снаряжения. До момента катапультирования летчик питается кислородом от бортовой системы, а после катапультирования — кислородом от автономной системы, установленной в капсуле.

Наличие избыточного давления в капсуле (0,35 кг/см²) и состав газовой смеси (60% кислорода) допускают возможность полета в течение некоторого времени без применения кислородной маски.

Катапультирование капсулы из самолета В-70 может быть осуществлено при широком диапазоне скоростей: от 170 км/час до максимальной у земли и при скорости, соответствующей числу М-3 на высоте более 22 000 м.

Раскрытие основного парашюта капсулы происходит на высоте более 4600 м. Для уменьшения нагрузок при раскрытии парашюта кромка купола остается зарифленой в течение 2 сек. Во время снижения в капсуле летчик занимает правильное сидячее положение. Одновременно с раскрытием основного парашюта под капсулой вступает в действие специальная надувная камера, уменьшающая нагрузки при посадке вместе со стабилизирующими стержнями. Камера ограничивает скольжение капсулы по поверхности под воздействием ветра.

Катапультирование капсул осуществляется командиром самолета. Каждый член экипажа закрывается в капсуле по получении сигнала. Проверив готовность членов экипажа к катапультированию, командир включает спусковой механизм для катапультирования всех капсул с интервалом 0,5 сек. Реле катапультирования капсул соединены параллельно, что обеспечивает в случае незакрытия любой капсулы катапультирование остальных.

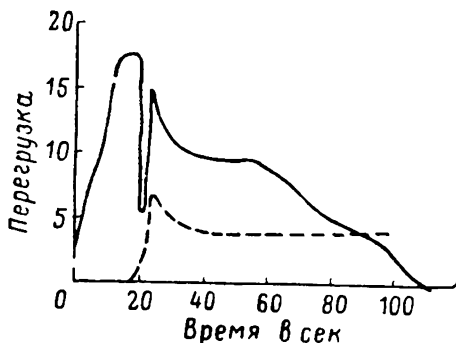


Рис. 8.11. Зависимости перегрузки от времени при катапультировании спасательной капсулы:

сплошная кривая — перегрузки в направлении «сиденье — голова»; пунктирная кривая — в направлении грудь — спина

Перегрузки, возникающие в момент катапультирования и сразу после него, определялись при летных испытаниях. На рис. 8.11 представлена зависимость перегрузки от времени при катапультировании при максимальной индикаторной скорости самолета В-70. Поскольку капсула аэродинамически балансируется под углом, близким к углу, соответствующему $c_y = 0$, вертикальное ускорение незначительно изменяется с изменением плотности воздушной среды. Перегрузки, возникающие при раскрытии парашюта, незначи-

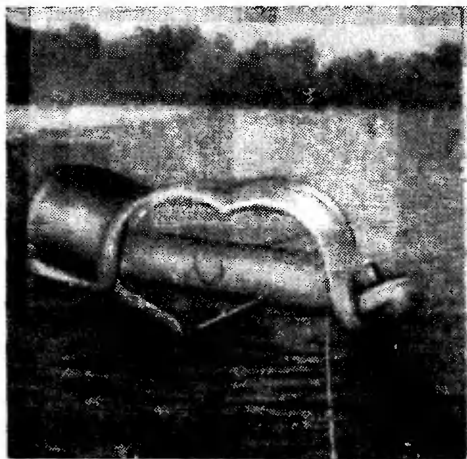


Рис. 8.12. Положение капсулы после приводнения

тельно, при этом обычно доминируют силы в направлении сиденья — голова.

Благодаря хорошим аэродинамическим характеристикам капсулы и применению амортизатора перегрузки приземления невелики. Испытания показали, что надувные камеры достаточно ослабляют удар при посадке, однако наилучший эффект достигается при одновременном использовании камер и стабилизирующих стержней.

В аварийный комплект капсулы входят: радиостанция, аптечка, одежда. Комплект размещен внутри капсулы, в двух верхних отде-

ляющихся контейнерах за головой летчика и частично под сиденьем. Это позволяет летчику одеться в зимнее обмундирование во время снижения капсулы.

Капсула после приводнения (рис. 8.12) может находиться на плаву продолжительное время. Наличие вентилятора дает летчику возможность пребывания в закрытой капсуле в течение трех дней. Через верхнее, нижнее и центральное окна летчик может наблюдать за окружающей его обстановкой. Если верхняя дверь капсулы открыта, нижняя служит защитным экраном от воды.

На рис. 8.13 показана спасательная капсула фирмы Стенли, устанавливаемая на самолете В-58 Хаслер.

Испытания капсулы проведены при скоростях от 185 км/час у земли до скоростей, соответствующих числу $M=2$ на максимальной высоте полета, а также при индикаторной скорости до 1300 км/час.

Такие капсулы предназначены для замены ими открытых катапультируемых сидений без изменения мест расположения членов экипажа на самолете. В конструктивном отношении решение такой задачи представляло значительные трудности, особенно в вы-

боре рациональных размеров и формы капсулы. Проведенные летные и наземные испытания показали хорошие характеристики капсулы и безопасность приземления ее с человеком. Летчик в такой капсуле может находиться в течение трех суток при различных климатических условиях. Завершены окончательные испытания натуральных моделей капсул при катапультировании из самолета В-58 Хаслер и решено вводить их в эксплуатацию.

Работа капсулы самолета В-58 и жизнеобеспечение летчика в ней подобно капсуле самолета В-70.

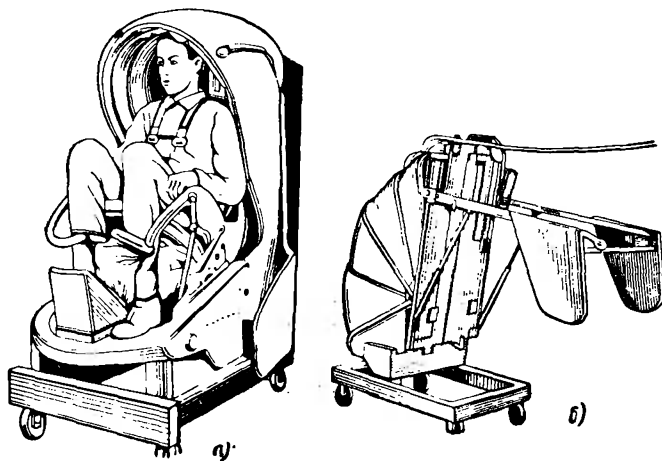


Рис. 8.13. Спасательная капсула самолета В-58:

а — положение летчика в капсуле при подготовке к катапультированию; б — капсула с закрытыми створками и с выпущенными стабилизаторами

После отделения от самолета капсула стабилизируется двумя выдвижными стабилизирующими поверхностями и ленточным парашютом диаметром 2,8 м, рассчитанным на полет при скорости, соответствующей числу $M=2,2$. Такая стабилизация предупреждает вращение ее и опрокидывание. В свободном падении капсула снижается до высоты 4600 м, после чего раскрывается основной парашют. Основной парашют, так же как и на капсуле самолета В-70, в течение 2 сек остается зарифленным кольцевой стропой, что ослабляет динамический удар при раскрытии парашюта. После раскрытия основного парашюта кольцевая стропы разрезается тремя электрическими ножами, расположенными на куполе и работающими от батарей.

Установившаяся скорость снижения капсулы 7,6 м/сек. Удар о землю при посадке поглощается амортизирующим устройством, которое выполнено в форме цилиндров, установленных у корня стабилизирующих поверхностей и разрезаемых в продольном направлении группами ножей. Эта система обеспечивает хорошее по-

глошение сил торможения и сравнительно мало зависит от направления их действия. Система в конструктивном отношении проста, легко восстанавливаема и не требует каких-либо дополнительных баллонов или подобных средств амортизации. Стабилизирующие поверхности находятся на верхне-боковой стороне кабины и в нерабочем положении сложены. Для улучшения плавучести капсула снабжена двумя баллонами, которые наполняются воздухом с помощью небольшого ручного насоса. После посадки на воду капсула будет расположена створками вверх и может служить в качестве убежища или спасательной лодки.

Находясь на воде, летчик может воспользоваться находящимся в капсуле аварийным комплектом, состоящим из специальной одежды, запаса продовольствия, охотничьих и рыболовных принадлежностей, сигнальной аппаратуры, маяка, ружья и боеприпасов. Для облегчения поиска из капсулы выбрасываются дипольные отражатели.

Средние весовые характеристики капсулы следующие:

| | |
|---|------------------|
| Вес капсулы без оборудования | 158 кг |
| Аварийный комплект | 24 " |
| Катапультная установка | 27 " |
| Парашют | 13 " |
| Кислородная система | 3,5 " |
| Полный вес капсулы с летчиком и оборудованием | около 290—300 кг |

8.5. СРЕДСТВА СПАСЕНИЯ ЭКИПАЖА КОСМИЧЕСКОГО КОРАБЛЯ

Общие сведения

Возможность покидания ракеты, как и любого летательного аппарата, ограничивается величиной воздушного скоростного потока. В современных условиях безопасное катапультирование летчика без применения защитных устройств типа скафандра и капсулы возможно в тех случаях, когда скоростной напор не превышает $4000—5000 \text{ кг/м}^2$.

При свободном падении головки ракеты [27] с высоты 100 км максимальный скоростной напор на высоте 21 км не превышает 2600 кг/м^2 . Поэтому можно катапультироваться на любой высоте. Когда ракета свободно падает с неотделенной от нее головкой, возможности катапультирования ограничиваются, поскольку скоростной напор на высоте 9,5 км достигает $11\,500 \text{ кг/м}^2$.

На рис. 8.14 представлен график изменения скорости свободного падения летчика с различных высот до 100 км без тормозного парашюта [2]. Вследствие малой плотности воздуха на больших высотах скорость падения сначала очень быстро нарастает. По мере снижения высоты плотность воздуха увеличивается, следовательно, возрастает и скоростной напор. Наконец, наступает момент,

когда аэродинамическое сопротивление падающего тела становится больше его веса. На летчика будет действовать отрицательное ускорение и начнется торможение.

Максимальная скорость, которую может развить система при свободном падении, для разных начальных высот различна. Характерным является то обстоятельство, что любое плохо обтекаемое тело, будучи сброшено с достаточно большой высоты, у земли имеет одну и ту же скорость, если на него не действуют другие внеш-

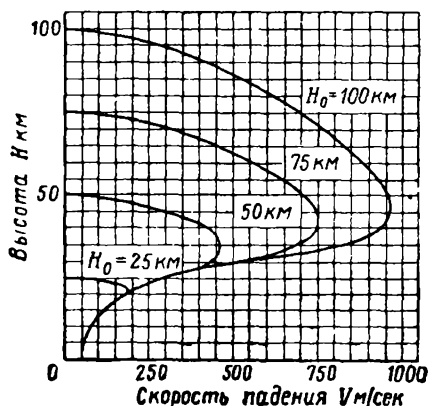


Рис. 8.14. Изменение скорости падения летчика без тормозного парашюта по высотам

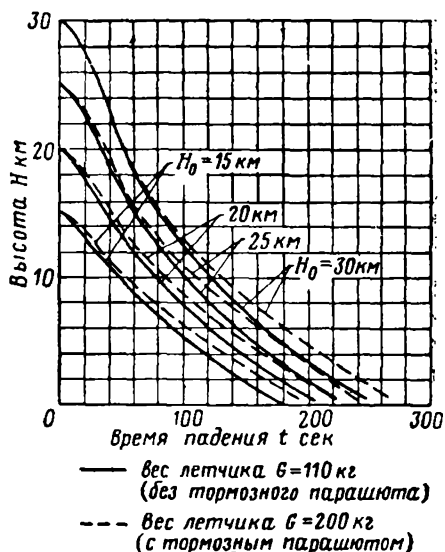


Рис. 8.15. Время падения летчика в кресле без парашюта и с парашютом с различных высот

ние силы, кроме сил земного притяжения и лобового сопротивления. Для летчика, падающего без тормозного парашюта, эта скорость составляет примерно 50—55 м/сек.

На рис. 8.15 показано время падения летчика без парашюта с креслом и с тормозным парашютом с высот до 30 км [2].

Теоретические расчеты показывают, что покидание обитаемых отсеков космического корабля методом катапультирования на этапе спуска возможно лишь в определенном диапазоне высот, а именно: на высотах более 20 000 м, или менее 3000 м. В тех случаях, когда катапультирование производится в скафандре, допустимые высоты покидания будут 15 500 и 5000 м; воздушный скоростной напор при этом составит около 7000 кг/м². Раскрытие парашюта вне указанных диапазонов высот повлечет за собой возникновение больших, не переносимых человеком перегрузок торможения, выходящих за пределы прочностных характеристик ткани парашюта, при которых она может воспламениться.

Снижение на тормозном парашюте с больших высот нежелательно, так как оно иногда сопровождается значительным вращением и раскачиванием.

Наполнение купола парашюта воздухом возможно при условии, когда он и стропы полностью вытянуты на всю длину, а парашютируемый объект снижается с необходимой минимальной скоростью. Для раскрытия летного спасательного парашюта необходим скоростной напор воздуха $0,1—0,5 \text{ кг/м}^2$.

Величина скоростного напора зависит от плотности воздуха (высоты) и скорости снижения. Для высот порядка $90\,000 \text{ м}$ требуемая скорость снижения будет в пределах $710—15\,000 \text{ м/сек}$.

Экспериментальные данные, полученные при вертикальных полетах космических ракет с животными на борту, показывают, что после катапультирования животного из свободно падающего отсека ракеты наполнение купола парашюта начинается с высот около $85\,000 \text{ м}$.

Расчетным путем установлено, что на высотах $85—58 \text{ км}$ во время раскрытия парашюта скорость снижения человека вместе с креслом не превышает 900 м/сек . Перегрузки торможения при этом не выходят за пределы допустимых. Напротив, при раскрытии парашюта на высотах 48 км воздействующая на парашюты перегрузка оказывается чрезмерной, что ведет к разрушению купола и обрыву строп.

На основании изложенных соображений считают возможным рекомендовать раскрытие парашюта на высотах $85—58 \text{ км}$ или на высотах не более 3000 м .

Одним из опасных моментов при свободном падении с больших высот может быть вращение. Чтобы избежать этого, в настоящее время применяется специальный стабилизирующий парашют площадью $1,5—2,0 \text{ м}^2$, который вводится на высотах $100—20 \text{ км}$.

Стабилизированное свободное падение вместе с креслом имеет преимущество, так как создает большие удобства для летчика, а также выгодно в смысле расположения и крепления необходимой и кислородной аппаратуры, запасов и т. п., а также значительно сокращает общую продолжительность спуска. Так, например, продолжительность спуска с высоты $85\,000$ до $4\,000 \text{ м}$ при раскрытом основном парашюте составляет около 30 мин , в то время, как на стабилизирующем всего лишь около 3 мин . Расход кислорода при свободном падении будет в восемь раз меньше, чем при раскрытом спасательном парашюте.

На рис. 8.16 приведены графики зависимости скоростного напора, числа M , скорости падения V и перегрузок n от начальной высоты падения $H=200 \text{ км}$ [2].

График зависимости $n=f(t)$ еще раз подтверждает, что спасение летчика обычным методом с рассматриваемых высот представляет большие трудности, так как перегрузки и время их действия достаточно велики. Максимальная скорость падения по теоретиче-

ским расчетам достигает уже значений порядка 1700—1600 м/сек, а число $M=5$.

Изгиб кривой $M=f(H)$ в диапазоне высот 50—70 км объясняется своеобразным изменением температуры воздуха по высоте, так как температура воздуха является определяющей для скорости звука.

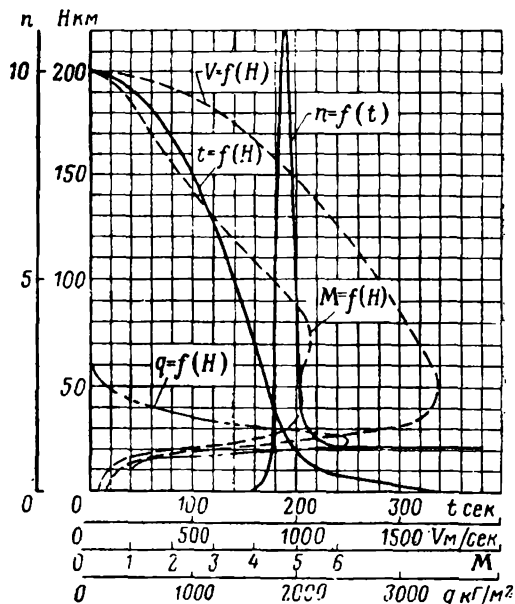


Рис. 8.16. Характеристики падения катапультной установки на тормозном парашюте с высоты $H=200$ км

При движении в потоке на движущемся теле появляются области, где происходит полное торможение потока. Последнее сопровождается местным нагревом до очень высоких температур, не переносимых человеком. В этом случае требуется применение специальных термостойких костюмов (скафандров или капсулы), выбрасываемых вместе с креслом и ограждающих человека от воздействия высоких температур и скоростных напоров.

Высотное снаряжение и компрессионная камера для аварийного спасения космонавта при снижении корабля

В виде аварийных средств при разгерметизации кабины космического корабля применяются скафандры. На рис. 8.17 показан один из видов скафандра. Основная идея конструкции такого ска-

фандра взята, в частности, из компенсирующего костюма и скафандра.

В скафандре предусмотрено противодействие в большинстве областей тела при помощи автоматического натяжения шнуров, распределенных вокруг туловища, рук и ног. Схема шнуровки показана на рис. 8.17, а. Шнуры скользят через блоковые ролики, не создающие трения. Натяжение шнуров производится прибором,

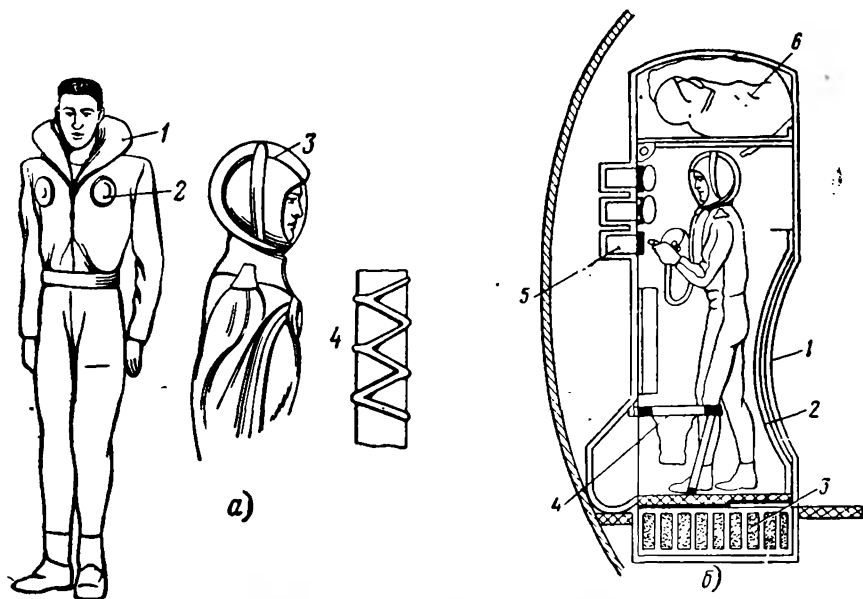


Рис. 8.17. Скафандр и компрессионная камера:

- а — скафандр в снаряженном виде;
 1 — шлем в развернутом виде; 2 — механизм для автоматического стягивания шнуровок; 3 — шлем в наддувном виде; 4 — детали шнуровки;
 б — схема компрессионной камеры;
 1 — дверь; 2 — внутренняя скользящая дверь; 3 — поглотители углекислоты; 4 — туалет; 5 — кислородная система; 6 — космический скафандр

срабатывающим от изменения давления в кабине при разгерметизации. Кроме того, космонавт может натягивать шнуры вручную специальным приспособлением, расположенным на скафандре. Кисти рук и стопы защищены специальными перчатками и ботинками из ячеистого каучука с закрытыми ячейками. Ячеистая прокладка должна быть расположена между наружным материалом скафандра и внутренней подкладкой, которая для лучшей вентиляции должна быть выполнена из пористого материала. Шлем этого скафандра свернут вокруг шеи в виде воротника (рис. 8.17, а). В момент разгерметизации кабины ячейки шлема раздуваются и становятся герметичным шлемом шарообразной формы, где поддерживается необходимое избыточное давление.

Для длительных космических полетов предполагается использовать на корабле компрессионную камеру для одного человека. Эта камера может служить для спасательных целей, для отдыха при снятом скафандре, для переодевания и замены скафандра, а также для шлюзования и туалета. В камере можно создавать и понижать избыточное давление. В ней предусмотрена система кислородного питания. В одном из отсеков камеры хранится запасной космический скафандр. Эту компрессионную камеру можно модифицировать и предусмотреть все необходимое оборудование для различных аварийных случаев.

Капсула для аварийного спуска с орбиты

Главное назначение спасательной капсулы состоит в том, чтобы обеспечить жизнедеятельность и безопасное возвращение экипажа орбитального космического корабля при любой аварийной ситуации, возникшей в полете. В настоящее время ведутся исследования по изысканию оптимального технического решения сложного круга вопросов, связанных с разработкой таких капсул [29].

Предварительные исследования показывают, что наиболее целесообразно создание капсулы, состоящей из пилотской кабины с носовым отсеком.

Носовой отсек должен быть оборудован следующими системами, обеспечивающими спасение человека на любом этапе полета:

- 1) автоматической системой, обеспечивающей последовательность выполнения спасательных операций в заданном режиме времени;
- 2) системой отделения капсулы от основной ракеты;
- 3) ракетами для отделения от носителя при его аварии;
- 4) энергетической установкой для работы основного оборудования;
- 5) системой управления палетом для входа в атмосферу;
- 6) системой приборов контроля за положением капсулы при входе в атмосферу;
- 7) автоматической системой регулирования атмосферы в капсуле после отделения от планера;
- 8) системой безопасного приземления и приводнения;
- 9) системой, поддерживающей жизнедеятельность пилота после приземления и на время выполнения спасательных работ;
- 10) системой, обеспечивающей быстрое определение места приземления или приводнения.

Все системы капсулы должны быть рассчитаны на безотказную работу в течение времени, необходимого для аварийного спуска и до момента прибытия на место группы спасения.

На рис. 8.18 показан один из возможных вариантов спасательных капсул. В капсуле, кроме автоматического устройства, имеется ручное управление. В ней предусмотрена система спасения, не нарушающая эксплуатацию и аэродинамические характеристики по-

лета, а также система регулирования теплового режима, режима давления и газового состава в кабине во время отделения и спуска.

Результаты исследования показывают, что для спасения капсулы весом 1130 кг необходимо приложить реактивную силу в 11 340 кг в течение 1 сек.

Реактивный двигатель запускается после того, как будут разомкнуты соединительные узлы конструкции и коммуникации систем. Во время полета по орбите запуск двигателя должен производиться после ориентации капсулы автоматически или вручную.

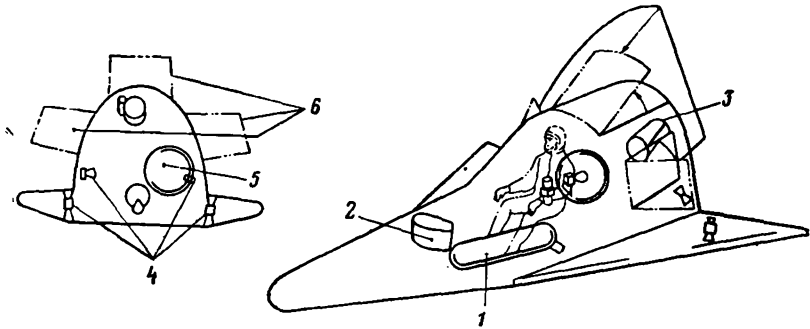


Рис. 8.18. Схема капсулы для аварийного спуска с орбиты:

1 — тормозной двигатель; 2 — парашют второй ступени; 3 — парашют первой ступени; 4 — управляемые реактивные двигатели; 5 — бак с топливом; 6 — выпускные аэродинамические поверхности

Ракетный двигатель на твердом топливе обеспечивает наибольшую простоту, легкость, безопасность и надежность системы. Существующие спасательные системы самолетов с использованием ракетных двигателей для катапультируемого кресла подтверждают целесообразность выбора двигателя для спасательной системы капсул космических кораблей.

Кроме приземления, учтена возможность приведения спасательной капсулы. В капсуле предусмотрена система автоматической вентиляции скафандра пилота в течение 72 час.

Было исследовано несколько систем регулирования атмосферы с холодильными циклами, где рабочими телами были аммиак, фреон и несколько разновидностей системы на кислородно-азотной смеси. Система с последним хладагентом оказалась наиболее легкой, простой и более надежной.

Специальный регулятор обеспечивает поддержание в кабине общего давления на уровне $0,5 \text{ кг/см}^2$. При больших величинах утечки из кабины давление в ней обеспечивается автоматически на уровне $0,35 \text{ кг/см}^2$. Если давление в кабине упадет ниже этого значения, вступает в работу система скафандра, обеспечивая в нем давление $0,35 \text{ кг/см}^2$.

ЛИТЕРАТУРА

1. Александров С. Г., Федоров Р. Е. Советские спутники и космические корабли, АН СССР, 1961.
2. Алексеев С. М., Балкин Я. В., Гершкович А. М. и др. Современные средства аварийного покидания самолета, Оборонгиз, 1961.
3. Аполлонов А. П., Иванов Д. И. и др. Материалы по медицинскому обеспечению местных полетов, Медиздат, 1951.
4. Бабушкин В. П., Цветков И. А. Ускорения в полете и средства защиты летчика, Медиздат, 1961.
5. Бубнов И. Н., Каманн Л. Н. Обитаемые космические станции, Воениздат, 1964.
6. Борщевский И. Я., Емельянов М. Д., Маркарьян С. С., Терентьев В. Г. и др. Общая вибрация и ее влияние на организм человека, Медгиз, 1963.
7. Быков Л. Т., Егоров М. С., Тарасов П. В. Высотное оборудование самолетов, Оборонгиз, 1958.
8. Волюкин Ю. М. и др. Биологическая оценка радиационных условий на трассе «Земля — Луна», Сборник проблем космической биологии, т. IV, «Наука», 1965.
9. Виктор Д. В открытом космосе. Устройство корабля «Восход-2». «Авиация и космонавтика», 1965, № 12.
10. Витте Н. К. Теплообмен человека и его гигиенические значения, Медгиз, УССР, 1956.
11. Второй советский космический корабль, изд-во «Правда», 1960.
12. Горд М. А., Гуровский И. И. Первые космонавты и первые разведчики космоса, АН СССР, 1962.
13. Гришанов Н. Г., Уманский С. П. Скафандр летчика и космонавта. «Авиация и космонавтика», 1965, № 7.
14. Денисов В. Г. Космонавт летает на земле, Оборонгиз, 1964.
15. Дородницина А. А., Шепелев Е. Я. Теплообмен человека в условиях пребывания при высоких температурах. Физиологический журнал СССР, т. VI, 1960, № 5.
16. Жданов Н., Тиндо И. Лаборатории в космосе, изд-во ЦК ВЛКСМ «Молодая гвардия», 1959.
17. Иванов Д. И. Влияние больших перепадов давления на организм. «Авиационная медицина», Медгиз, 1959.
18. Иванов Д. И., Струа Г. Г. Кислородное обеспечение организма в условиях больших разрежений, АН СССР, «Биофизика», т. IV, вып. 2, 1959.
19. Исаков П. К., Стасевич Р. А. Скорости, ускорения, невесомость, Воениздат, 1962.
20. Иванов Д. И. и др. Авиационная и космическая медицина, изд-во АМН, 1963.
21. Колобков Н. В. Строение высших слоев атмосферы, изд-во ВВИА, 1948.
22. Князев В. Н., Полищук К. Е. Оборудование самолетов, Оборонгиз, 1952.
23. Космос, вып. 1, АН СССР, 1963.
24. Космические скафандры. Астронавтика и ракетодинамика, ВИНТИ АН СССР, № 40, 1965.

25. Левантовский В. И. Ракетой к Луне, Госиздат, 1960.
 26. Лопатин Р. Средства спасения космонавтов, «Авиация и космонавтика», 1965, № 2.
 27. Лобанов И. А. Парашют — средство возвращения на землю из космоса, «Вестник воздушного флота», 1958, № 7.
 28. Нагрудный ранец космонавта космического корабля «Джеминай», Астронавтика и ракетодинамика, ВИНТИ АН СССР, № 43, 1965.
 29. Проблемы возвращения космонавта в космический корабль, Астронавтика и ракетодинамика, ВИНТИ АН СССР, № 16, 1965.
 30. Сушков Ю. Н. Полеты в космос, Воениздат, 1963.
 31. Системы обеспечения жизнедеятельности корабля «Джеминай», Астронавтика и ракетодинамика, ВИНТИ, АН СССР, № 3, 1964.
 32. Скафандр для экипажа космического корабля «Джеминай-4». Астронавтика и ракетодинамика, ВИНТИ АН СССР, № 27, 1965.
 33. Сайлн Р. Е., Ремон М. Р. Космические системы жизнеобеспечения, «Вопросы ракетной техники», 1965, № 11.
 34. Сисакян Н. М. и др. Некоторые итоги и перспективы развития радиобиологических исследований в космосе, Изв. АН СССР, вып. 3, 1964.
 35. Спасский В. Н. Физиолого-гигиеническое обеспечение полетов в стратосфере, Медгиз, 1940.
 36. Стасевич Р. А. Основы теории и практики прыжка с парашютом, Воениздат, 1946.
 37. Хромушкин А. И. Парашютные прыжки в скафандре из стратосферы, «Техника воздушного флота», 1944, № 8.
 38. Хромушкин А. И. Скафандры и кислородно-спасательная аппаратура для высотных полетов, Оборонгиз, 1949.
 39. Церник С. Вредные газы, Госиздат, 1938.
 40. Человек в условиях высотного и космического полета, ИЛ, 1960.
 41. Шапошников А. И. Новое кислородное оборудование современных самолетов, Воениздат, 1958.
 42. Штернфельд А. От искусственных спутников к межпланетным полетам, Физматгиз, 1959.
 43. Bingham J. Heat exchange between man and his environment on the surface of the moon, «J. Brit. Interplanet. Soc» No. 9, 1960.
 44. Bowman N. and Dingman E. H. An environmental conditioning system for a manned Satellite, Journal of the British Interplanetary Society, +VII—VIII, No 10, 1960.
 45. Brown J. H. «Physiology of man in Space», 1963.
 46. Campbell and Pauva. The environment of the moon. «Archiv of the Environmental Health», v. 6, No. 6, 1963.
 47. Fink D. E. Design verification under way on Apollo suit backpack. «Aviation Week», v. 83, No 21, 1965.
 48. Frankel G. and others, Manued Chamber Testing of the Apollo Prototype Space Suit. «Journal of Spacecraft and Rockets», v. 2, No. 5, 1965.
 49. Hefenwald I. F. Environmental Aspects of the B-70 Mach Eesepe Capsule Aerospace Medicine august, vol. 33, No. 8, 1962.
 50. Конечси Е. В. Bioastronautics. «Astronautics», v, 7, No. 11, 1962.
 51. Manned Lunar flight. «Advances in the Astronautical Sciences», N. Y., 1963.
 52. Soviet High Altitude, Pressure Suit Development, 1934—1955, «Aerospace Medicine», September, vol. 36, No. 9, 1965.
 53. Stambler I. Environmental system for Mercury capsull is simpl, Space Aeronautics, v. 32, No. 1, 1959.
 54. Still E. W. High altitude chambers and Pressure suits und their part in manned flight to the moon, «J. of the British interplanetary Society», No. 8, 1960.
 55. TWO MAN Lunar Craft Is Doubtful «Missiles and Rockets», v. 11, No. 9, 1962.
 56. Wiles nillaid one-man one way moont tup urfed. «Missiles und Rockets», No. 26, 1962.
-

| | |
|--|-----------|
| Предисловие | 3 |
| Глава I. Физические характеристики атмосферы Земли и космического пространства | 5 |
| 1.1. Атмосфера Земли | 5 |
| 1.2. Космическое пространство | 8 |
| Общие сведения | 8 |
| Космическая радиация и ее зависимость от солнечной активности | 9 |
| Радиационный режим кабины космического корабля | 13 |
| Глава II. Особенности физиологии человека в условиях высотного и космического полета | 16 |
| 2.1. Основные факторы, действующие в полете на организм человека | 16 |
| 2.2. Влияние на человека измененной температуры и теплообмена | 16 |
| 2.3. Влияние на человека изменения парциального давления газов во вдыхаемом воздухе | 21 |
| 2.4. Физиологический эффект действия на человека понижения атмосферного давления (явление декомпрессии) | 24 |
| 2.5. Физиологические системы ориентации человека в пространстве в условиях нормальной и измененной гравитации | 29 |
| 2.6. Переносимость человеком ускорений и невесомости | 30 |
| Глава III. Физиолого-гигиенические нормативы и требования, предъявляемые к средствам жизнеобеспечения летательного аппарата | 43 |
| 3.1. Нормативы для герметических кабин по давлению, газовому составу воздуха, температуре и вентиляции | 43 |
| 3.2. Физиолого-гигиенические требования, предъявляемые к кислородному оборудованию и скафандрам | 52 |
| 3.3. Влияние на человека вибрации и шумов, возникающих в полете | 57 |
| Глава IV. Средства получения кислорода и поглощения выделяемых человеком в процессе дыхания углекислого газа и влаги | 60 |
| 4.1. Средства получения кислорода | 60 |
| Получение кислорода из надперекисных соединений щелочных металлов | 61 |
| Получение кислорода путем электролиза воды | 63 |
| Получение кислорода из углекислого газа путем фотолиза | 64 |
| Получение кислорода путем биологической регенерации с помощью простейших водорослей | 65 |
| 4.2. Химические вещества, используемые для поглощения углекислого газа и влаги | 66 |

| | |
|--|------------|
| Химические вещества для одновременного поглощения из воздуха углекислого газа и влаги | 66 |
| Определение количества ХПИ для регенеративного скафандра и размеров регенеративных патронов [38] | 68 |
| Литиевый поглотитель углекислого газа | 72 |
| 4.3. Физические методы удаления из воздуха углекислого газа | 74 |
| 4.4. Методы расчета запаса кислорода и емкостей газификаторов и баллонов для хранения кислорода | 76 |
| Глава V. Современные кислородные приборы для экипажа летательного аппарата | 85 |
| 5.1. Общие сведения о кислородных приборах и их классификация | 85 |
| 5.2. Кислородные приборы для дыхания под избыточным давлением | 90 |
| Глава VI. Авиационные и космические скафандры | 100 |
| 6.1. Общие сведения | 100 |
| 6.2. Основные принципы конструирования скафандров | 101 |
| 6.3. Тепловой расчет скафандра | 107 |
| 6.4. Авиационные скафандры | 110 |
| Вентиляционный скафандр | 110 |
| Регенеративные системы скафандра | 122 |
| Автономная регенеративно-инжекторная система | 127 |
| Инжекторы для регенеративных систем скафандра | 130 |
| Регуляторы давления для скафандров | 133 |
| Конструкции ранних и современных образцов авиационных скафандров | 138 |
| 6.5. Космические скафандры | 147 |
| Скафандр для полетов в космических кораблях | 147 |
| Скафандр для выхода в космическое пространство | 151 |
| 6.6. Проекты лунных скафандров | 158 |
| Общие сведения | 158 |
| Конструкции скафандров | 158 |
| Автономная система жизнеобеспечения скафандра | 166 |
| Особенности теплообмена между человеком в скафандре и средой на поверхности Луны [43] | 171 |
| 6.7. Системы охлаждения скафандра | 174 |
| Система охлаждения с испарением жидкого кислорода | 174 |
| Система охлаждения с испарением воды | 174 |
| 6.8. Методы испытаний скафандров и их систем | 176 |
| Глава VII. Системы жизнеобеспечения человека в условиях космического полета | 182 |
| 7.1. Системы жизнеобеспечения для космического корабля-спутника | 182 |
| 7.2. Система жизнеобеспечения советских космических кораблей «Восток» и «Восход» | 186 |
| 7.3. Система жизнеобеспечения американского спутника Земли «Меркурий» | 188 |
| 7.4. Система жизнеобеспечения американского корабля-спутника «Джемини» | 191 |
| 7.5. Проекты систем жизнеобеспечения для обитаемых космических станций | 194 |
| 7.6. Проекты системы жизнеобеспечения для лунных кораблей | 201 |
| 7.7. Терморегулирование и теплообмен человека в кабине космического корабля | 210 |
| 7.8. Питание и водоснабжение экипажей при длительных полетах | 211 |

| | |
|---|-----|
| Глава VIII. Средства спасения экипажа летательного аппарата в аварийных ситуациях | 219 |
| 8.1. Общие сведения о парашютных кислородных приборах | 219 |
| 8.2. Парашютные кислородные приборы, применяемые до высоты 12 000 м | 221 |
| Парашютный кислородный прибор КП-23 | 224 |
| Парашютный кислородный прибор МК-1 | 226 |
| Американские парашютные кислородные приборы Н-1 и Н-2 | 227 |
| 8.3. Парашютные кислородные приборы с высотным снаряжением, применяемые на высотах более 12 000 м | 228 |
| 8.4. Самолетные спасательные капсулы | 231 |
| Общие сведения | 231 |
| Катапультируемые спасательные капсулы | 234 |
| 8.5. Средства спасения экипажа космического корабля | 240 |
| Общие сведения | 240 |
| Высотное снаряжение и компрессионная камера для аварийного спасения космонавта при снижении корабля | 243 |
| Капсула для аварийного спуска с орбиты | 245 |
| Литература | 247 |

*Дмитрий Иванович Иванов,
Андрей Иванович Хромушкин*

**СИСТЕМЫ ЖИЗНЕОБЕСПЕЧЕНИЯ ЧЕЛОВЕКА
ПРИ ВЫСОТНЫХ И КОСМИЧЕСКИХ ПОЛЕТАХ**

Сканирование и сборка Шубин П.С. shubinpavel@mail.ru

Редактор *Г. Ф. Лосева*

Технический редактор *В. И. Орешкина*

Художник *Л. А. Витте*

Корректор *В. Е. Блохина*

| | | |
|---|---------------------------------|------------------------------|
| Сдано в набор 31/1 1968 г. | Подписано к печати 7/IX 1968 г. | Формат 60×90 ^{1/16} |
| Печ. л. 15,75 Г-57415 Уч.-изд. л. 15,75 | Бум. 7,88 | Бумага типографская №.1 |
| Тираж 3200 экз. | Цена 1 р. 03 к. | Тем. план 1968 г. № 141 . |
| | | Заказ 289/998 |

Издательство «Машиностроение», Москва, К-51, Петровка, 24.
Московская типография № 8 Главполиграфпрома
Комитета по печати при Совете Министров СССР,
Хохловский пер., 7.