

Б.А.Рабинович

**БЕЗОПАСНОСТЬ КОСМОНАВТА
ПРИ ПОСАДОЧНОМ УДАРЕ СПУСКАЕМОГО
АППАРАТА О ГРУНТ**

Москва 2014г.

Аннотация.

Предисловие.

Глава 1. Термины и определения.

Глава 2. Системы посадки пилотируемых космических кораблей. Обзор.

2.1. Космический корабль «Восток».

2.2. Космический корабль «Восход».

2.3. Космический корабль «Союз»

2.4. Воздушно-космический самолет «Буран».

2.5. Космический корабль «Меркурий».

2.6. Космический корабль «Джемини».

2.7. Космический корабль «Аполлон».

2.8. Воздушно-космический самолет «Шаттл».

2.9. Космический корабль «Шень Чжоу».

Глава 3. Посадка СА на парашютной (парашютно–реактивной) системе.

Определение посадочной скорости и посадочного угла.

3.1. Посадочные системы.

3.2. Условия посадки СА.

3.3. Определение скорости посадки СА на ПРС. Постановка задачи.

3.4. Посадка СА на ПРС с использованием двигателей мягкой посадки (ДМП).

3.5. Вероятностная оценка скорости посадки СА на ПРС.

3.6. Влияние вариаций высоты места посадки, веса СА, тяги ДМП и высоты включения ДМП на скорость посадки СА.

3.7. Влияние пульсаций купола парашюта на скорость посадки СА.

3.8. Влияние вертикальных токов воздуха на скорость посадки СА.

3.9. Посадочный угол СА. Постановка задачи.

3.10. Вероятностная оценка сопряженных значений скорости посадки СА и посадочного угла. Эллипс рассеивания условий посадки.

Глава 4. Динамика спускаемого аппарата при посадочном ударе об упруго - пластический грунт. Перегрузки, действующие на корпус СА

4.1. Удар спускаемого аппарата о грунт.

4.2. Модель грунта.

4.3. Критерии подобия.

4.4. Вертикальный удар СА о грунт. Расчет перегрузок.

4.5. Методика определения констант, характеризующих расчетную модель грунта.

- 4.6. Косой удар СА о грунт.
- 4.7. Границы применимости методики расчета перегрузок приземления СА для принятой модели грунта.
- 4.8. Перегрузки при ударе об упруго-пластический грунт СА с деформируемым корпусом.
- 4.9. Примеры использования методики расчета перегрузок приземления СА.

Глава 5. Переносимость человеком ударных перегрузок.

- 5.1. Введение.
- 5.2. Система координат.
- 5.3. Система "человек-кресло" (СЧК). Параметры диаграммы перегрузки.
- 5.4. Биомеханические реакции человека на воздействие ударной перегрузки.
- 5.5. Экспериментальные данные по исследованию переносимости человеком ударных перегрузок.
 - 5.5.1. Переносимость отдельных компонентов перегрузки.
 - 5.5.2. Материалы испытаний по оценке переносимости ударных перегрузок приземления испытателем, расположенным в кресле космонавта.
 - 5.5.2.1. Объем испытаний.
 - 5.5.2.2. Результаты физиологических испытаний кресла космонавта корабля «Союз» (кресло типа «Казбек»)
 - 5.5.2.3. Результаты физиологических испытаний кресла космонавта корабля «Восход» (кресло типа «Эльбрус»)
- 5.6. Математические модели системы «человек-кресло» при ударе.
 - 5.6.1. Назначение.
 - 5.6.2. Упругий стержень как математическая модель позвоночника при продольном ударе.
 - 5.6.3. 2-х массовая модель СЧК. Индекс динамической реакции (DRI).
 - 5.6.4. 2-х массовая модель СЧК. Зависимость предельно-допустимой скорости удара от скорости нарастания перегрузки.
 - 5.6.5. Многомассовая математическая модель системы «человек-кресло» при продольном ударе. (Модель Полиэм-19.)
 - 5.6.5.1. Назначение и основные допущения.
 - 5.6.5.2. Расчетные уравнения. Критерии.
 - 5.6.5.3. Результаты расчетов. Идентификация модели Полиэм-19.
 - 5.6.5.4. Расчет локализации травмы в позвоночнике в зависимости от формы импульса ударной перегрузки.
 - 5.6.5.5. Импульсы ударной перегрузки равной переносимости.
 - 5.6.5.6. Границы применимости модели Полиэм – 19.
 - 5.6.5.7. Пример.
- 5.7. Воздействие ударной перегрузки на голову.
 - 5.7.1. Кинематика головы и прочностные характеристики черепа.
 - 5.7.2. Формирование черепно-мозговой травмы в зависимости от локализации и скорости удара. Анализ клинических материалов.
 - 5.7.3. Транспортные травмы. Кривая Патрика.

5.7.4. Черепно-мозговая травма без прямого контакта головы с преградой.

5.8. Критерии оценки переносимости человеком ударных воздействий.

Рекомендации.

5.9. Общие замечания по применению критериев оценки допустимости ударной перегрузки для человека.

Глава 6. Выбор проектных параметров амортизационного кресла.

6.1. Назначение. Расчетные случаи применения кресла.

6.2. Основные проектные параметры кресла для расчетного случая: «Переносимость космонавтом ударных перегрузок штатного и аварийного приземления».

6.3. Амортизационное кресло с одной степенью свободы и поступательным движением.

6.3.1. Особенности кинематической схемы.

6.4. Амортизационное кресло с одной степенью свободы на шарнирной подвеске

6.4.1. Особенности кинематической схемы.

6.4.2. Анализ динамики.

6.5. Амортизационное кресло со многими степенями свободы.

6.6. Конструкция амортизационного кресла.

6.6.1. Состав.

6.6.2. Каркас кресла.

6.6.3. Система фиксации.

6.6.4. Ложемент.

6.7. Амортизаторы удара однократного применения. Свойства.

6.7.1. Требования к амортизаторам.

6.7.2. Сотовые амортизаторы удара.

6.7.3. Пенопластовые амортизаторы.

6.7.4. Амортизаторы удара на основе разрушающейся конструкции.

6.7.5. Амортизационный ложемент. Выбор характеристики $P(y)$.

6.7.6.. Потребный ход и усилие обжатия амортизатора.

6.8. Выбор амортизационного кресла для СА.

6.8.1. Оптимизация.

6.8.2. Определения.

6.8.2.1. Диаграмма потребных условий посадки

6.8.2.2. Диаграмма располагаемых условий посадки.

6.8.3. Методика.

6.9. Выбор угла установки кресла в СА.

6.10. Особенности использования амортизационного кресла в составе спускаемого аппарата, оборудованного внешней амортизацией.

Глава 7. Испытания амортизационного кресла.

7.1. Постановка задачи.

7.2. Общая структура работ по экспериментальной отработке амортизационного кресла.

7.2.1. Виды испытаний.

- 7.2.2. Этапы испытаний.
- 7.2.3. Организация испытаний.
- 7.3. Методика копровых испытаний амортизационного кресла.
 - 7.3.1. Цели испытаний.
 - 7.3.2. Подobie при испытаниях . Критерии.
 - 7.3.3. Выбор модели грунта для копровых испытаний амортизационного кресла.
 - 7.3.4. Стенды для копровых испытаний.
 - 7.3.5. Методика экспериментальной отработки кинематической схемы системы амортизации кресла.
 - 7.3.6. Система измерений.
 - 7.3.7. Испытательные манекены
- 7.4. Межведомственные испытания. Методика.
 - 7.4.1. Программы Межведомственных испытаний (МВИ).
 - 7.4.2. Наземные копровые испытания натурного СА.
 - 7.4.3. Летные испытания.

8. Список литературы.

9. Приложение.

Рецензенты

Доктор технических наук профессор В.Е.Миненко
Доктор медицинских наук профессор Ю.Б.Моисеев
Кандидат технических наук доцент В.С.Пичулин

Аннотация

В книге изложены технические и медико-технические задачи, которые приходится решать проектантам амортизационного кресла и спускаемого аппарата пилотируемого космического корабля для обеспечения безопасности космонавта при приземлении.

Сделан обзор реализованных проектов систем посадки пилотируемых космических кораблей.

Дана методика определения начальных условий для выбора проектных параметров амортизационного кресла - сопряженных равновероятных значений посадочной скорости и посадочного угла при приземлении СА космического корабля на парашютно-реактивной (парашютной) системе на неподготовленную грунтовую площадку, имеющую микро- и макрорельеф, при наличии ветра, раскачки системы «СА-парашют», вариациях высоты включения ДМП и других случайных параметров с учетом их законов распределения.

Приведены формулы и эмпирические константы для расчета внешних нагрузок на кресло и СА при прямом и косом ударе СА об упруго-пластический грунт.

Изложены данные о критериях оценки допустимых для системы «человек – кресло» (СЧК) ударных перегрузок приземления. Рассмотрены математические модели СЧК при ударе. Приведена методика выбора параметров кресла, индивидуального ложеента и системы амортизации, обеспечивающих безопасность космонавта при штатном и аварийном приземлении, а также методика автономных и комплексных испытаний амортизационного кресла.

Книга рассчитана на специалистов, занимающихся проектированием и испытаниями систем защиты космонавтов от ударных перегрузок приземления, а также специалистов по средствам защиты человека от удара при авариях на скоростном транспорте.

Она может быть полезна студентам и аспирантам авиакосмических и других специальностей, связанных со скоростным воздушным, наземным и водным транспортом.

*Создателям
первых пилотируемых
космических кораблей
посвящается.*

Предисловие

Безопасность экипажа относится к числу важнейших проблем, которые приходится решать конструктору пилотируемого космического корабля.

Проектирование средств, обеспечивающих безопасность экипажа на всех этапах полета КЛА, охватывает весьма широкий круг вопросов, полный анализ которых выходит за рамки данной книги.

Безопасность полета на КЛА зависит от его надежности, эффективности наземного обеспечения полета и, наконец, от совершенства систем аварийного опасения.

Надежность КЛА определяется его конструктивной схемой, энергетическими характеристиками, степенью дублирования и резервирования наиболее важных систем, качеством наземной и летной отработки, качеством изготовления КЛА.

Как показывает отечественная и мировая практика, все современные пилотируемые летательные аппараты оснащаются в том либо ином объеме средствами аварийного спасения.

Так, например, пассажирские самолеты на случай разгерметизации при полете на больших высотах оснащены кислородными приборами и масками для экипажа и пассажиров.

Для спасения пассажиров и экипажа в случае аварийной посадки на воду на борту пассажирского самолета имеются спасательные жилеты, надувные трапы и плоты, радиосредства обеспечения поиска ЛА, потерпевшего аварию.

Военные самолеты и вертолеты, в связи с возможностью полета на предельных, наиболее опасных, режимах оснащаются средствами, образующими специальный комплекс - систему аварийного спасения (САС).

Отметим, что требование об использовании САС на борту летательного аппарата особо тщательно соблюдается на практике в отношении экспериментальных ЛА, к которым относятся все современные и перспективные пилотируемые космические корабли, объем летной наработки которых, и, соответственно, надежность, несоизмеримо меньше по сравнению, например, с летной наработкой и надежностью серийных пассажирских самолетов.

Расчет и проектирование любого летательного аппарата проводится на основании Технического задания в соответствии с предварительно принятыми расчетными случаями полета. К таким расчетным случаям полета относятся максимальная скорость полета, максимальный скоростной напор, максимальные дальность и высота полета, посадочная скорость и др.

Кроме основных (штатных) расчетных случаев полета, проектант КЛА и его систем должен знать перечень основных, наиболее вероятных аварийных ситуаций, при которых, за счет использования специальных противоаварийных

спасательных бортовых средств, надлежит обеспечить безопасность экипажа КЛА.

В практике проектирования КЛА принято использовать понятие "расчетная авария" или "расчетный аварийный случай". Сущность этого понятия заключается в следующем. На основании данных наземной и летной эксплуатации КЛА данного типа проводится тщательный анализ всех имевших место аварийных ситуаций и катастроф. Выявленные аварии подразделяют на две группы: аварии, вероятность возникновения которых пренебрежимо мала, и аварии, вероятностью возникновения которых пренебрегать нельзя,

Последняя группа аварийных ситуаций включается в перечень "расчетных аварийных случаев", а перед проектантами ставится задача: за счет создания и размещения на борту КЛА специальных аварийно-спасательных средств обеспечить безопасность экипажа при возникновении "расчетной аварии", дальнейшее развитие которой ведет к катастрофе.

Совокупность бортовых аварийно-спасательных средств образуют систему аварийного спасения (САС).

Частота и характер аварийных ситуаций в пилотируемых космических полетах может быть проиллюстрирована табл. 1.

В табл.1 приведены результаты анализа аварийных посадок пилотируемых кораблей «Союз» (модификации «Союз»; «СоюзТ»; «СоюзТМ»; «СоюзТМА» - всего 137 посадок [71]). За аварийные принимались посадки СА с отказом ДМП, а также посадки в нерасчетном районе после срабатывания АДУ САС или после нештатного баллистического спуска с орбиты.

Аварийные посадки пилотируемых СА «Союз».
Анализ 137 полетов за 1968 – 2012г.г.

Табл.1

№ п/п	Дата полета	Тип СА	Экипаж	Тип аварии
1	18.01.69	«Союз 5»	Б.Волынов	Баллистический спуск. Посадка с отклонением точки посадки от расчетной 600км.
2	05.04.75	«Союз»	В.Лазарев О.Макаров	Срабатывание АДУ САС при аварии 3-й ступени РН; посадка в нерасчетном горном районе.
3	16.10.76	«Союз 23»	В.Зудов В.Рождественский	Посадка на о. Тенгиз с отклонением точки посадки от расчетной 120км.
4	12.04.79	«Союз 33»	Н.Рукавишников Г.Иванов	Баллистический спуск. Отклонение ожидаемой точки посадки от расчетной 600км. Фактически СА приземлился в расчетной точке из-за появления на траектории баллистического спуска дополнительных

				нештатных ситуаций.
5	26.05.80	«Союз-36»	В.Кубасов Б.Фаркаш	Отказ ДМП; посадка на ПС.
6	26.09.83	«Союз»	В.Титов Г.Стрекалов	Срабатывание АДУ САС при аварии РН на старте.
7	14.08.97	«Союз ТМ-25 »	В Циблиев А.Лазуткин	Нештатное срабатывание ДМП на высоте 5км. Посадка на ПС.
8	04.05.20 03.	«Союз ТМА-1»	К.Бауэрсокс Н.Бударин Д.Петтит	Баллистический спуск. Посадка с отклонением точки посадки от расчетной 440 км.
9	21.10.20 07	«Союз ТМА-10»	О.Котов Ф.Юрчихин М.Шукор	Баллистический спуск. Посадка с отклонением точки посадки от расчетной 70 км.
10	19.04.20 08	«Союз ТМА-11»	Ю.Маленченко П.Уитсон Ли Со Ен	Баллистический спуск. Посадка с отклонением точки посадки от расчетной 420 км.

Отметим, что посадка в нерасчетном районе с неизвестным заранее микро- и макрорельефом, как, например, посадка СА «Союз» в горном районе 05.04.75г., создает дополнительные риски возникновения на корпусе СА больших нерасчетных ударных перегрузок даже при штатной работе ПРСП.

Как видно из табл. 1, вероятность возникновения условий аварийной посадки для 137 полетов за период 1975 – 2008г.г. составила 0,014...0,073, что существенно превышает вероятность 0,003, которая в подобных случаях в инженерной практике считается практически допустимой.

Для снижения рисков и обеспечения безопасности экипажа при аварийной посадке на борту СА устанавливаются специальные противоаварийные средства, в том числе системы защиты от ударных перегрузок аварийного приземления. К ним, в общем случае, относятся:

- система внешней амортизации;
- система внутренней амортизации.

В настоящее время в промышленности имеется значительный опыт проектирования систем внешней амортизации летательных аппаратов.

В данной работе основное внимание уделено вопросам проектирования и испытаний систем внутренней амортизации - амортизационным креслам, что продиктовано сложностью задачи и необходимостью дать проектанту систем аварийного спасения КЛА пособие, в котором в сжатом виде представлен опыт

проектирования и отработки систем внутренней амортизации КЛА, накопленный к настоящему времени.

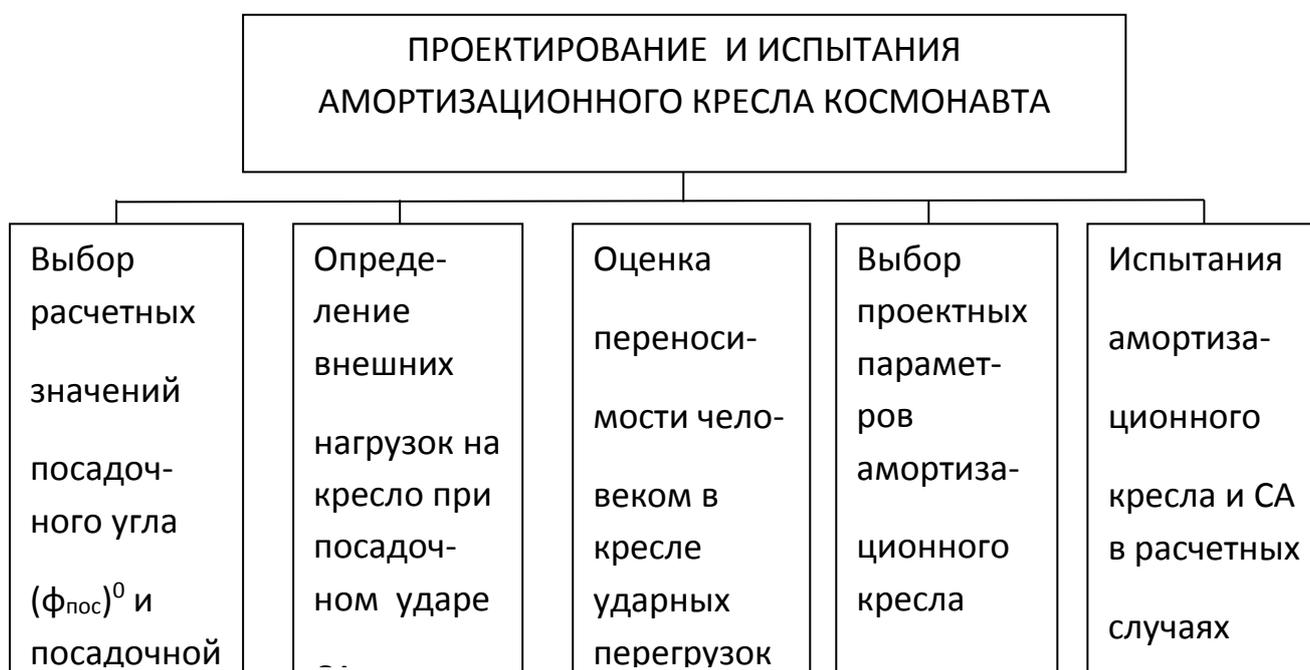
Главное требование к такой системе амортизации - сохранить на кресле космонавта во всем расчетном диапазоне посадочных скоростей и посадочных углов СА заданный, допустимый для человека, уровень ударной перегрузки при воздействии на корпус СА больших ударных перегрузок аварийной посадки на грунт, которые могут в несколько раз превышать допустимые для человека значения.

В задачу проектирования системы внутренней амортизации входит определение начальных кинематических условий посадки – скорости и посадочного угла, внешних нагрузок на кресло космонавта, выбор кинематической и конструктивной схемы амортизации кресла, выбор усилия и определение потребного хода амортизаторов.

Особенность рассматриваемой задачи состоит в том, что проектанту приходится анализировать параметры и использовать критерии, которые традиционно входят в компетенцию различных, зачастую далеких друг от друга, разделов науки – аэродинамики, динамики грунта, динамики машин и механизмов, биомеханики и физиологии человека.

В то же время, оптимизация габаритов кресла и объема, выделяемого внутри СА для системы амортизации кресла, а также поза космонавта в кресле существенно влияют на компоновку СА, на совместимость выбранных габаритов гермокабины корабля с числом членов экипажа.

Структура темы, которая рассматривается в книге, показана на схеме.



Подобная комплексная междисциплинарная задача решалась впервые при создании космических кораблей «Восход» и «Союз». Она потребовала проведения обширных целенаправленных поисково-исследовательских теоретических и экспериментальных работ.

В исследованиях изучалась динамика СА при ударе об упруго-пластический грунт, различные кинематические схемы систем амортизации кресла при ударных нагрузках в широком диапазоне посадочных углов.

Был проведен большой цикл физиологических копроовых испытаний по проверке воздействия на добровольцев-испытателей штатных и аварийных перегрузок приземления СА.

Отметим, что современный космический спускаемый аппарат должен быть рассчитан как на случай приземления, так и на случай посадки на воду.

При приводнении посадка СА может происходить на спокойную воду, поверхность которой близка к горизонтальной, либо на взволнованную воду. Перегрузка приводнения будет зависеть от скорости роста смоченной поверхности днища СА при входе в воду: при посадке на гребень волны смоченная поверхность будет расти медленно, а при посадке во впадину – очень быстро, что приведет к резкому возрастанию ударной перегрузки. Следует также иметь в виду, что при наличии волн свободная поверхность воды имеет собственную скорость, которая может складываться со скоростью СА или вычитаться из нее, что существенно влияет на перегрузку приводнения. Эти задачи требуют отдельного детального анализа и в данной книге не рассматриваются

Основное внимание в книге уделено вопросам, относящимся к безопасности экипажа в спускаемом аппарате, оборудованном амортизационными креслами, при посадке СА на грунт, как основного расчетного случая.

Безопасность космонавта при посадочном ударе СА определяется параметрами ударного импульса, направлением суммарного вектора ударной перегрузки относительно связанных осей тела человека и противоударными защитными характеристиками системы «кресло – СА».

Для анализа ударной перегрузки приземления необходимо рассмотреть динамику взаимодействия корпуса СА с грунтом в момент посадки с учетом скорости контакта СА с грунтом, угловой ориентации СА относительно грунтовой площадки и характеристик грунта.

Отметим, что в рассматриваемой задаче существенное значение имеют как упругие, так и пластические свойства грунта: за счет пластической деформации грунта потребный ход амортизатора кресла в СА теоретически мог бы быть сокращен; однако при упругом отскоке СА от грунта в процессе удара корпус СА будет двигаться навстречу амортизационному креслу под воздействием упругих сил грунта и упругости конструкции СА, что в действительности потребует увеличения потребного хода амортизации и, соответственно, увеличения свободного объема, выделяемого внутри СА для амортизационного кресла.

Естественно, что для количественных оценок потребного хода амортизации кресла в СА требуется детальный анализ упругих и пластических характеристик грунта.

Решение о безопасности для человека ударной перегрузки приземления может быть принято на основе критериев и норм переносимости человеком ударной перегрузки, что связано с анализом биомеханики системы «человек – кресло» при ударе.

Перечисленные задачи определили структуру книги.

В главе 1 даны термины и определения, использованные в книге.

В главе 2 изложен обзор систем посадки, реализованных на летавших пилотируемых космических кораблях.

В главе 3 рассмотрена задача по определению начальных кинематических условий удара СА о грунт при приземлении – посадочного угла $(\varphi_{\text{пос}})^0$ в сочетании с посадочной скоростью при использовании парашютно – реактивной системы посадки. Изложена методика определения сопряженных равновероятных значений посадочной скорости и посадочного угла при приземлении СА на неподготовленную площадку, имеющую микро- и макрорельеф, при наличии ветра, раскачке системы «СА-парашют», вариациях высоты включения ДМП и других случайных параметров с учетом их законов распределения.

Глава 4 посвящена анализу динамики СА при ударе об упруго-пластический грунт. При приземлении на парашютно – реактивной системе СА с экипажем может подвергаться действию больших ударных перегрузок, которые в аварийных расчетных случаях могут значительно превышать допустимые для человека. Обеспечение безопасности экипажа в этих ситуациях связано с использованием систем амортизации СА и кресла.

Для выбора параметров амортизации исследуется задача – удар СА с амортизационным креслом на борту об упруго-пластический грунт, включая анализ упругого отскока СА от грунта.

В главе 5 рассмотрена система «человек-кресло» (СЧК) в поле действия ударной перегрузки. Приведены результаты и дан анализ экспериментальных исследований переносимости ударных перегрузок добровольцами – испытателями, включая результаты физиологических испытаний амортизационных кресел кораблей «Восход» и «Союз». Сформулированы критерии оценки допустимости для человека ударных воздействий, имеющих место при аварийном приземлении СА.

Изложены результаты разработки ряда математических моделей системы «человек-кресло» при ударных нагрузках. Представлены результаты анализа динамики СЧК при ударных перегрузках с использованием многомассовой математической модели тела человека, которая может быть использована для прогностических расчетов безопасности человека при продольном ударе вдоль позвоночника.

Глава 6 посвящена выбору проектных параметров амортизационного кресла космонавта, включая анализ характеристик амортизаторов удара, конструкции кресла и системы фиксации человека в кресле, выбор

кинематической схемы и конструкции системы амортизации кресла и параметров амортизационного ложеента. Обсуждаются результаты испытаний различных систем амортизации.

В главе 7 рассмотрена методика автономных и комплексных испытаний системы амортизации кресла и СА с манекеном и испытателем. Дан краткий обзор испытательных стендов. Изложена методика копровых и летных испытаний амортизационного кресла.

В Приложении приведены данные о биомеханических параметрах тела человека, которыми приходится пользоваться проектанту амортизационного кресла космонавта.

Список литературы содержит более 200 работ по теме книги.

Основой для книги послужил курс лекций, читавшийся автором в Московском авиационном институте в период 1972 – 1998г.г., а также материалы по теме книги, опубликованные в отечественной и зарубежной литературе. Придерживаясь традиции, автор включил в книгу вопросы, освещавшиеся преимущественно в периодических научно-технических изданиях.

Автор выражает признательность Е.П.Уткину за обсуждение книги и полезные советы.

Все критические замечания и пожелания, направленные на улучшение книги, будут с благодарностью приняты автором.

Глава 1. Термины и определения.

В тексте книги использованы термины, определения и аббревиатуры, приведенные ниже.

Авария – неожиданное повреждение, отказ машины, системы, устройства; в зависимости от принятых мер авария может закончиться благополучно или катастрофой.

Авария расчетная – авария, вероятностью появления которой нельзя пренебречь; на случай появления расчетной аварии предусматривается применение противоаварийных средств, которые заранее создаются, отрабатываются и устанавливаются на борт космического корабля.

Авария нерасчетная – авария, вероятность появления которой весьма мала; на случай появления нерасчетной аварии, как правило, создание противоаварийных средств не предусматривается.

АДУ – аварийная двигательная установка.

Биомеханика – наука, изучающая механические свойства тканей, органов и человека в целом, а также происходящие в них механические явления.

ВКС – воздушно-космический самолет.

ДМП – двигатель мягкой посадки.

Доза ударной перегрузки – скорость, потерянная/приобретенная при ударе (V_{Σ}) – интеграл ударного ускорения, действующего на систему (например, на СЧК); включает в себя начальную скорость удара (V_0) и скорость упругого отскока ($V_{отск}$, если она имеет место); $(V_0) + (V_{отск}) = (V_{\Sigma})$.

ЗСП – запасная система парашютов.

Дорсальный – спинной; относящийся к спинной части тела живого организма.

ИСЗ – искусственный спутник Земли.

Катастрофа – внезапное бедствие, влекущее за собой гибель людей, уничтожение машин, устройств, имущества.

КК – космический корабль.

КЛА – космический летательный аппарат.

КСМ – комбинированный стреляющий механизм катапультной установки, состоящий из стреляющего механизма и ракетного ускорителя.

КУ – катапультная установка.

ЛА – летательный аппарат.

НАЗ – носимый аварийный запас.

Несущая способность позвонка – предельная нагрузка на позвонок, соответствующая достижению предела текучести на стандартной диаграмме деформации $\sigma(\epsilon)$.

ОСП – основная система парашютов.

Перегрузка длительная (длительно – действующая) – перегрузка, время действия которой (t) в 2...3 и более раз превышает период собственных колебаний тела человека (T_0); на практике к длительно-действующим обычно относят перегрузки длительностью $t \geq 1$ с.

Перегрузка ударная – перегрузка, время действия которой $(t)_{уд}$ равно или меньше периода собственных колебаний тела человека (T_0); на практике обычно принимается $(t)_{уд} \leq 0,2 \dots 0,5$ с.

Перегрузка предельно-допустимая – значение перегрузки, обозначенное в нормативных документах как допустимое для определенного контингента людей или для людей определенных профессий.

Перегрузка предельно-переносимая – значение перегрузки, соответствующее пределу добровольной переносимости воздействия испытателями в эксперименте, либо признанная таковой по физиологическим показаниям.

Перегрузка комбинированная – последовательное или одновременное воздействие на человека двух / трех компонентов суммарного вектора перегрузки.

ПС – парашютная система.

ПРС – парашютно – реактивная система.

ПРСП – парашютно-реактивная система посадки.

ПРД – пороховой ракетный двигатель.

РД – ракетный двигатель.

СА – спускаемый аппарат космического корабля.

СМ – стреляющий механизм катапультной установки.

САС – система аварийного спасения.

СЧК – система «человек-кресло»; включает в себя человека, зафиксированного в кресле, и кресло, имеющее сиденье, спинку, подголовник, систему фиксации пояса (таза) и плеч.

Скорость нарастания перегрузки (темп нарастания перегрузки) – третья производная от перемещения по времени.

ТЗ – техническое задание.

Глава 2. Системы посадки пилотируемых космических кораблей. Обзор.

2.1. Космический корабль «Восток» ^{#)}.

2.1.1. Концепция системы посадки.

На рис. 2.1. показан спускаемый аппарат и кресло космонавта корабля «Восток».

Космический корабль «Восток» - созданный в СССР первый в мире пилотируемый космический корабль, на котором был осуществлен первый полет человека в космос. 12 апреля 1961г. летчик-космонавт Ю.А.Гагарин на КК «Восток» облетел Землю по орбите спутника земли и через 108 минут после старта успешно приземлился на территории Советского Союза.

Технические характеристики космического корабля «Восток» [67].

Табл.2.1

№п/п	Наименование параметров	Величина
1	Стартовая масса СА; т.	2,46
2	Стартовая масса приборного отсека; т.	2,265
3	Длина корабля; м.	4,41
4	Диаметр корабля; м.	2,43
5	Диаметр СА; м.	2,3
6	Объем гермокабины; м ³ .	1,6
7	Максимальная перегрузка на траектории штатного баллистического спуска.	9 -10
8	Максимальная продолжительность полета; сутки.	До 10

^{#)} Автор в качестве ведущего инженера по расчетам и испытаниям принимал непосредственное участие в наземной и летной экспериментальной отработке кресла космонавта корабля Восток, а также кресел космонавтов кораблей Восход, Союз и Буран.

Перед пилотируемым полетом в марте 1961г. состоялись два успешных беспилотных пуска на орбиту ИСЗ корабля «Восток» с манекеном с использованием штатного катапультного кресла космонавта и проверкой работы всех элементов штатной посадки космонавта.

По программе подготовки пилотируемого полета человека в космос 20 августа 1960г. был осуществлен запуск на орбиту ИСЗ прототипа космического корабля «Восток», на котором в катапультном кресле размещался гермоконтейнер с двумя собаками («Белка» и «Стрелка»). Катапультное кресло по конструкции основных систем представляло собой близкий аналог кресла космонавта.

На этапе спуска кресло с гермоконтейнером катапультировалось из СА по штатной схеме, принятой для космонавта корабля «Восток». Гермоконтейнер был успешно посажен на землю с использованием парашютных систем; собаки в гермоконтейнере хорошо перенесли все перегрузки космического полета и приземления [68].

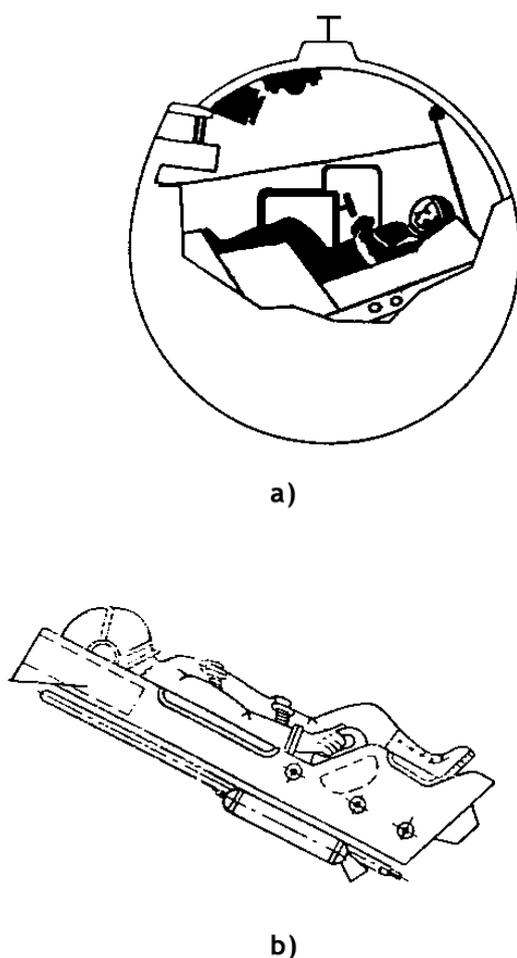


Рис.2.1. Спускаемый аппарат КК «Восток» а) и кресло космонавта б) [68; 69].



Рис. 2.2. Кресло космонавта корабля «Восток». На заднем плане - его прототип с гермоконтainerом животных (ГКЖ). [74]

Схема штатной посадки корабля «Восток» показана на рис. 2.3 [59].

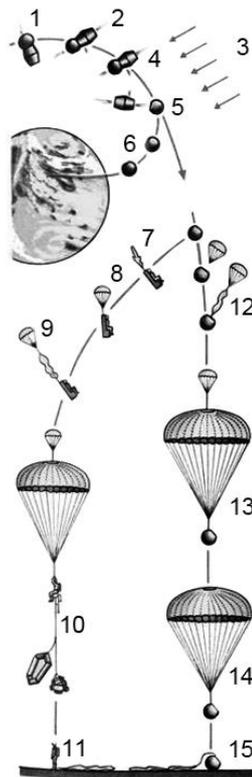


Рис. 2.3. Схема штатной посадки космонавта корабля «Восток»

1 и 2 — ориентация корабля по Солнцу; 3 — направление лучей Солнца; 4 — включение тормозного двигателя; 5 — отделение приборного отсека; 6 — траектория полета спускаемого аппарата; 7 — катапультирование космонавта; 8 — спуск на тормозном парашюте; 9 — ввод в действие основного парашюта; 10 — отделение НАЗа, наддув лодки; 11 — посадка; 12 и 13 — открытие тормозного и основного парашютов СА; 14 — спуск СА на основном парашюте; 15 — посадка спускаемого аппарата.

Поскольку материалы, относящиеся к первому полету человека в космос, представляют не только технический, но и большой исторический интерес, значительное место в данной главе уделено как концептуальным, так и конструктивным решениям, относящимся к системам штатного спуска и аварийного спасения космонавта корабля «Восток».

В конструкции и системе спасения корабля «Восток» был реализован целый ряд оригинальных удачных концептуальных решений, что и обеспечило успех как первого, так и всех последующих полетов по программе «Восток». Отметим одно из таких решений, относящееся к теме данной книги.

На заключительном этапе штатного полета после торможения в верхних слоях атмосферы и выхода СА на режим стабилизированного спуска в качестве системы штатной посадки космонавта была применена специальная многорежимная катапультная установка.

Это концептуальное решение позволило использовать хорошо освоенную в промышленности и в летной практике технологию катапультирования человека из летательного аппарата, что существенно повышало надежность системы посадки космонавта, а также значительно сокращало сроки подготовки первого пилотируемого полета человека в космос.

Возможное альтернативное решение – посадка СА с космонавтом на борту - требовала проведения принципиально новых сложных и достаточно длительных технических и медико – технических исследований и испытаний. Структура и методика подобных исследований, изложена ниже в разделе, посвященном КК «Восход».

Катапультная установка (КУ) для СА «Восток» проектировалась, исходя из постулата о возможной полной недееспособности космонавта после длительного пребывания в невесомости. В ее конструкцию был заложен принцип дублирования всех механизмов и операций с применением автоматики, исключавшей вмешательство космонавта в работу КУ.

Одновременно предусматривалось использование катапультной установки в качестве системы аварийного спасения космонавта в случае аварии на старте и начальном этапе выведения на орбиту. Для решения этой задачи на КУ в дополнение к основному стреляющему механизму были установлены два пороховых ракетных двигателя и соответствующая система автоматики.

В заключение необходимо отметить, что все без исключения космонавты, летавшие на кораблях «Восток», приземлялись по штатной схеме спасения путем катапультирования из СА на высоте около 7 км с последующим спуском на основном парашюте.

2.1.2. Конструкция катапультной установки [19; 46; 58; 59; 67; 68; 69; 73; 74; 90; 106; 141;].

На корабле "Восток" катапультная установка служила рабочим местом космонавта, одетого в скафандр, и обеспечивала ему необходимые условия для работы и отдыха. Кресло позволяло пилоту занять позу, благоприятную для переносимости перегрузок торможения в атмосфере. Угол между вектором перегрузки торможения СА в атмосфере и плоскостью спинки кресла составлял 65° , угол между линией бедра и плоскостью спинки составлял 110° .

В состав катапультной установки корабля "Восток" входили :

1. Кресло с ручной и пиротехнической системами фиксации плеч и пояса.
2. Двухтрубный стреляющий механизм (ход 1400мм).
3. Два пороховых ракетных ускорителя с механизмом регулировки эксцентриситета тяги относительно центра масс КУ.
3. Парашютная система, состоявшая из тормозного (площадь купола $S = 2\text{ м}^2$), основного ($S = 83,5\text{ м}^2$) и запасного ($S = 56\text{ м}^2$) парашютов. Тормозной и основной парашюты были уложены в парашютный контейнер в зоне заголовника кресла, запасной – в ранец на отделяемой от кресла спинке, которая крепилась к подвесной парашютной системе и располагалась на спине космонавта.
4. Система автоматического принудительного отделения космонавта от кресла с вводом в действие запасного парашюта в аварийном расчетном случае, если имел место отказ основного парашюта.
5. Спасательный скафандр с автономной кислородно-вентиляционной системой, встроенной в конструкцию кресла.
6. Носимый аварийный запас (НАЗ) массой около 40кг (кислородный баллон скафандра, вода, пища, средства радиосвязи и автоматической пеленгации, надувная лодка, оружие, рыболовные снасти и др.)
7. Система автоматики кресла.

В табл. 2.2. приведены параметры катапультной установки.

Параметры катапультной установки корабля «Восток».

Табл. 2.2

№п/п	Параметры	Значения
1	Общая масса катапультной установки	320кг
2	Ход стреляющего механизма	1400мм
3	Скорость катапультирования из СА при штатном спуске	10...12м/с
4	Перегрузка катапультирования из СА при штатном спуске	10...12
5	Максимальная скорость при аварийном катапультировании на старте и этапе выведения	45...48м,с
6	Максимальная перегрузка при аварийном катапультировании на старте и этапе выведения	Перегрузка от СМ 16...18; перегрузка от ПРД 12...14.
7	Эксцентриситет вектора тяги ПРД относительно центра тяжести КУ(устанавливался персонально для каждого космонавта при предполетной центровке КУ)	40 мм
8	Параметры траектории при аварийном катапультировании на старте:	дальность \approx 120м; высота траектории 100...120м

Двухтрубный стреляющий механизм (СМ) был оборудован электромеханическим клапаном. С целью снижения нагрузок на космонавта после пребывания в невесомости при штатном катапультировании клапан по команде автоматики СА стравливал часть газов из полости СМ при выстреле. В этом случае на космонавта действовала перегрузка катапультирования 10...12 (вместо 16...18 в случае аварийного катапультирования). Как показали испытания с добровольцами-испытателями, переносимость перегрузки 10...12 была вполне комфортной.

Дальность и высота траектории приведены в таблице для случая аварийного катапультирования со стартового стола. При аварии системы управления ракеты-носителя после ее отрыва от стартового стола, когда аварийные угловые отклонения продольной оси ракеты от вертикали могли достигать аварийных значений $\pm 15^\circ$, дальность и высота траектории КУ соответственно менялись.

В случае аварийного катапультирования на старте, когда в использовании НАЗа не было необходимости, предусматривалось отсоединение от космонавта

и блокировка отделяемой части НАЗа в кресле с использованием специального электропиротехнического замка.

Приземление без тяжелой (около 40кг) отделяемой части НАЗа повышало безопасность и мобильность космонавта после катапультирования в зоне старта, где при аварии мог возникнуть пожар.

Кресло имело форму усеченного конуса, в его верхней части располагался парашютный контейнер, в котором укладывались парашюты (основной и тормозной). Сзади были установлены три пары роликов и две пары бобышек, по которым кресло скользило по рельсам при выходе из СА. Фиксация кресла от перемещения вдоль рельс в исходном положении осуществлялось стреляющим механизмом, один конец которого был закреплен в верхней части кресла, второй - к узлу на СА.

В верхней части каркаса кресла на рис 2.1.1 видны аэродинамические щитки конической формы, которые вместе с конической формой кресла обеспечивали заданные аэродинамические характеристики катапультирной установки как на режиме аварийного катапультирования на старте и этапе выведения (катапультирование «лицом к потоку»), так и при катапультировании из СА на режиме штатной посадки (катапультирование «спиной к потоку»).

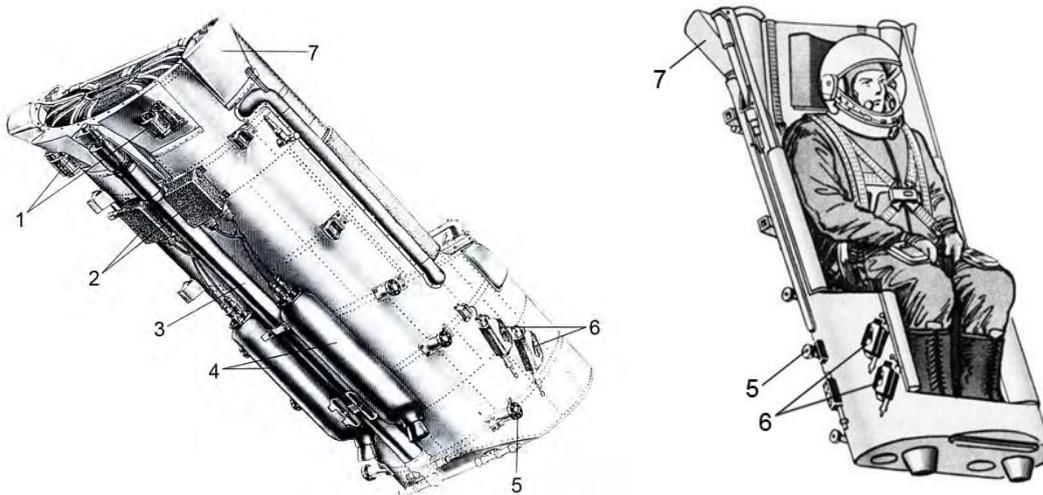


Рис. 2.4. Кресло космонавта корабля «Восток».

1-отрывные электроразъемы; 2-блоки реле системы автоматики; 3-стреляющий механизм кресла; 4-пороховые ракетные двигатели; 5-направляющие ролики катапультирного кресла; 6- баровременные автоматы; 7- аэродинамические щитки системы стабилизации кресла.

2.1.3. Штатная схема посадки.

После торможения в атмосфере и спуска СА до высоты 7 км по команде бортовой автоматики СА производились подготовительные операции к катапультированию:

- включался клапан двухтрубного стреляющего механизма (СМ) кресла, который открывал калиброванное отверстие для стравливания пороховых газов из СМ;

- блокировалось включение пороховых ракетных ускорителей, которые использовались только при аварийном катапультировании на старте и этапе выведения;

- включался пиропротяг поясных и плечевых ремней, которые плотно фиксировали космонавта к креслу;

- автоматически закрывалось остекление шлема скафандра, включался кислородный прибор и начиналась подача кислорода в шлем скафандра от кислородного баллона, расположенного в кресле в крышке НАЗа.

На высоте 7 км при скорости спуска СА около 220 м/с происходило отделение (отстрел) крышки входного люка СА.

Через 2 с после отстрела и отхода крышки люка от СА включался пиропатрон стреляющего механизма кресла и в течение 0,2с катапультиная установка с космонавтом выстреливалась спиной к потоку и отделялась от СА.

Максимальная перегрузка штатного катапультирования, как было отмечено выше, составляла $n_z = 10 - 12$.

Снижение перегрузки катапультирования, как и блокировка ПРД, имела целью максимально снизить нагрузки на космонавта после длительного пребывания в невесомости, влияние которой на человека было неизвестным.

В момент начала движения кресла по направляющим рельсам выдергивались шпильки, блокировавшие баровременные автоматы системы автоматики кресла; баровременные автоматы начинали автономный отсчет времени и высоты полета КУ после отделения от СА.

Отметим, что, в целях повышения надежности системы автоматики, все бароавтоматы были дублированы и были разнесены по разным бортам КУ.

Через 0,5с после отделения КУ от СА по команде баровременного автомата специальной пушкой вводился в поток тормозной парашют, предназначенный для стабилизации и торможения КУ от скорости 220м/с до 70м/с, допустимой по условиям ввода в действие основного парашюта.

Космонавт в катапультиной установке снижался на тормозном парашюте до высоты 4км. Далее по командам баровременных автоматов:

- отстреливался замок тормозного парашюта, тормозной парашют под действием скоростного напора отходил от кресла, вытаскивал из контейнера основной парашют и вводил его в действие. В одной из строп основного парашюта была вмонтирована радиоантенна. После раскрытия основного

парашюта, используя антенну в стропе парашюта, начинал работать автоматический радиомаяк для службы пеленгации, поиска и спасения космонавта.

Дублирующая антенна системы автоматического пеленга была вмонтирована в фал, на котором зависала отделяемая часть НАЗа (см. ниже).

- одновременно отстреливались замки, фиксировавшие спинку в кресле, раскрывался поясной притяг, снималась фиксация крышки НАЗа к каркасу кресла, и космонавт освобождался от всех связей с креслом, которое падало на землю.

Спустя 10 сек после отделения космонавта от кресла с блокировкой по высоте 2000м от крышки НАЗа отделялся НАЗ и повисал на фале длиной 15 м, в который также была вмонтирована антенна системы автоматической пеленгации; из НАЗа автоматически выбрасывалась лодка, которая надувалась от баллона за время около 4 сек. В случае приводнения космонавт имел возможность воспользоваться уже надутой лодкой незамедлительно.

Цель отделения НАЗа состояла в повышении безопасности космонавта в момент касания ногами грунта – массивный НАЗ (около 40 кг), расположенный под ногами космонавта, при посадке в условиях сильного ветра усложнял процесс приземления.

НАЗ, висевший на фале, касался грунта раньше космонавта. В момент удара НАЗа о грунт открывался замок, который освобождал фал длиной 13м, что дополнительно повышало безопасность космонавта при приземлении в случае посадки при сильном ветре с целью исключить влияние «якорения» НАЗа на грунте на процесс приземления космонавта.

Крышка НАЗа, на которой был установлен кислородный прибор, подававший кислород в шлем скафандра, оставалась пристегнутой к подвесной парашютной системе на всех этапах спуска и приземления.

Скорость приземления космонавта на основном парашюте составляла около 6 м/с.

После посадки через 10-13с из корпуса НАЗа автоматически отстрелом вводилась в действие еще одна антенна системы пеленгации и начинал работать автономный автоматический радиомаяк для поисково-спасательной службы. Вводилась в действие одна из двух антенн – та, которая находилась в верхней полусфере НАЗа, лежавшего на грунте. Космонавт мог также воспользоваться переговорной радиостанцией, входившей в состав НАЗа, для связи с группой поиска и спасения.

Концептуально радиосредства, которыми была оснащена катапультная установка, рассматривались как основной способ обеспечения безопасности и выживаемости космонавта в случае его посадки в нерасчетном районе.

Отметим, что комплектация НАЗа (запасы воды, пищи, средства охоты и рыболовства, средства добывания воды в пустыне и др.) обеспечивала автономное выживание космонавту в течение трех суток в случае его посадки в нерасчетном районе в безлюдной местности, включая арктическую зону, тайгу, джунгли, пустыню, акваторию мирового океана. Возможность такого выживания была подтверждена прямыми испытаниями с участием добровольцев - испытателей.

2.1.4. Расчетные аварийные случаи.

В качестве расчетных аварийных случаев при проектировании кресла рассматривались:

- авария ракеты-носителя на старте.
- авария ракеты-носителя на этапе выведения на орбиту.
- отказ основного парашюта при штатной посадке.
- посадка в нерасчетном районе.

2.1.4.1. Авария ракеты-носителя на старте.

Схема спасения при аварии на старте показана на рис. 2.1.3. После отделения от корабля за счет эксцентриситета тяги ПРД относительно центра масс катапультная установка приобретала угловую скорость, разворачивалась заголовником назад и к моменту ввода тормозного парашюта выходила на углы атаки, благоприятные для его ввода и раскрытия.

При аварии использовался только основной парашют.

Дальность точки посадки космонавта на основном парашюте при катапультировании со стартового стола составляла 120м без учета скорости ветра. Попутный ветер увеличивал дальность, встречный – уменьшал. Дальность менялась также в зависимости от углового положения РН в случае аварии после ее отрыва от стартового стола.

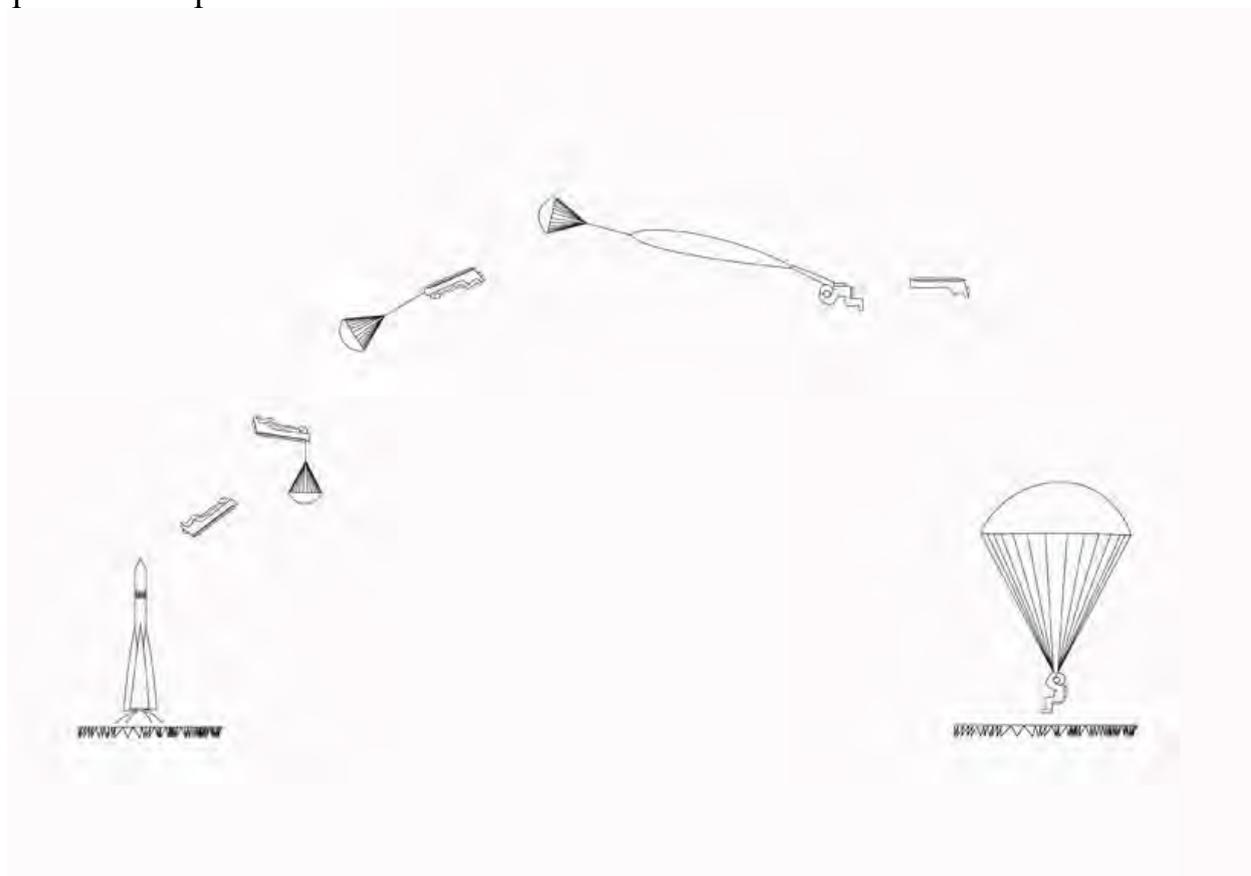


Рис 2.4. Схема катапультирования космонавта корабля «Восток» при аварии на старте.

2.1.4.2. Авария ракеты-носителя на этапе выведения на орбиту.

Если авария возникала на высотах менее 4км (до 40-й секунды полета) по команде, подаваемой по радиолинии, производилось аварийное катапультирование космонавта с последующим приземлением на основном парашюте по схеме, изложенной выше в п. 2.1.4.1.

Если авария возникала после подъема РН на высоту более 4км, немедленное катапультирование становилось невозможным, т.к. под воздействием скоростного напора относительная траектория КУ прижималась к границам струи горячих газов двигателя РН. В этом случае система автоматики САС корабля вводила задержку на катапультирование.

Автоматика системы аварийного спасения (САС) работала следующим образом:

- при аварии в интервале с 40-й по 150-ю секунду происходило аварийное выключение двигателей ракеты-носителя и после снижения падающей ракеты до 7 км производилось аварийное катапультирование.

- при аварии в интервале со 150-й по 700-ю секунду происходило аварийное выключение двигателей ракеты-носителя и производилось отделение спускаемого аппарата. По достижении СА высоты 7 км КУ работала по штатной схеме;

- с 700-й по 730-ю секунду происходило аварийное выключение двигателей 3-й ступени и производилось отделение всего корабля. При входе в плотные слои атмосферы по сигналу от термодатчиков происходило отделение СА и приборного отсека с последующим спуском СА по штатной схеме [90].

2.1.4.3. Отказ основного парашюта при штатной посадке.

Штатно сигнал на отстрел замков тормозного парашюта и ввод основного парашюта подавался через 3 секунды после катапультирования и блокировался баровременным автоматом до момента снижения КУ на тормозном парашюте до высоты 4км. Если после спуска ниже 4 км космонавт оставался в кресле - в случае отказа замков отцепки тормозного парашюта, или в случае разрыва купола основного парашюта, или в случае скручивания строп парашюта – вступала в действие дублирующая линия спасения.

Команда на ввод в действие дублирующей линии спасения и на ввод запасного парашюта подавалась через 9сек после катапультирования и блокировалась высотой 3 км.

После спуска до высоты 3км от баровременных автоматов включался пиротехнический газогенератор, газы от которого поступали в уложенную между НАЗом и доньшком кресла пироподушку. Одновременно включались дублирующие пирозамки, которые отсоединяли от кресла спинку с уложенным на спинке запасным парашютом и раскрывали поясной притяг.

Пироподушка за время 0,1с выталкивала космонавта со спинкой, запасным парашютом и НАЗом из кресла со скоростью около 5м/с. Через 5с после выхода

космонавта из кресла от баровременного автомата запасной парашют вводился в действие.

В случае штатной работы системы спасения и нормального спуска космонавта на основном парашюте выход запасного парашюта из спинки блокировался. В ином случае выпавший из ранца запасной парашют мог помешать функционированию основного парашюта, а также, при зависании запасного купола в зоне ног, осложнить условия посадки космонавта.

2.1.4.4. Посадка в нерасчетном районе.

В случае посадки космонавта на сушу или воду в нерасчетном районе в безлюдной местности для связи с группой поиска и спасения использовались, в дополнение к антеннам для пеленгации в стропе парашюта и в фале НАЗа, автономные средства связи, имевшиеся в НАЗе – переговорная радиостанция и автоматический радиомаяк.

Как отмечалось выше, комплектация НАЗа обеспечивала космонавту автономное выживание в течение 3 суток в любой точке земного шара.

2.2. Космический корабль «Восход».

2.2.1. Концепция системы посадки.

Корабль «Восход» - созданный в СССР первый в мире многоместный космический корабль, который обеспечивал экипажу возможность безопасной штатной посадки в корабле.

Корабль «Восход – 1» был выведен на орбиту ИСЗ 12 октября 1964г. с экипажем в составе летчиков-космонавтов В.М.Комарова, К.П.Феоктистова и Б.Б.Егорова.

Технические характеристики космического корабля «Восход» [67].

Табл. 2.3

№п/п	Параметры	Величины
1	Стартовая масса корабля; т.	5,32 – 5,68
2	Стартовая масса СА; т.	2,8 – 3,1
3	Длина корабля; м.	5
4	Диаметр корабля; м.	2,43
5	Диаметр СА; м.	2,3
6	Перегрузка на траектории штатного баллистического спуска	8-10
7	Продолжительность полета; сутки.	до 3

18 марта 1965г. был выведен на орбиту корабль «Восход – 2», дополнительно оборудованный скафандрами, новой системой жизнеобеспечения и уникальным раздвижным надувным пневмошлюзом для выхода в открытый космос.

Экипаж корабля «Восход–2» в составе летчиков-космонавтов П.И.Беляева и А.А.Леонова, используя шлюз и скафандры, осуществил впервые в мире выход в открытое космическое пространство. Летчик-космонавт А.А Леонов пробыл в открытом космосе 12 минут.

Концептуальные решения, реализованные при создании системы посадки корабля «Восход - 1», позволили получить в короткие сроки существенные научно-технические результаты в дальнейшем освоении человеком космического пространства, а также закрепить приоритет отечественной науки и техники в пилотируемом космосе.

Эти концептуальные решения состояли в следующем.

А) Корабль «Восход» был разработан на базе КК «Восток» при сохранении его габаритов и внешней баллистики.

Б) Вместо катапультной установки в СА были размещены три кресла космонавтов с системой амортизации. Амортизационные кресла были предназначены для защиты космонавтов от ударных перегрузок при приземлении СА, которые в ряде расчетных аварийных случаев превышали 70 ед. (рис. 2.7).

Схема расположения космонавтов в СА показана на рис. 2.5.

В) Была установлена система мягкой посадки СА с использованием парашютно – реактивной системы, в которой пороховые двигатели мягкой посадки (ДМП) размещались на стропях двухкупольной парашютной системы аналогично системам, уже применявшимся в десантной технике. Это решение позволило уйти от альтернативного решения – установки ДМП на корпусе СА, что требовало коренной переработки конструкции и теплозащиты базового СА - корабля «Восток».

Г) Не применялась система аварийного спасения корабля на старте; это решение основывалось на высокой надежности ракеты-носителя Р7, имевшей большой объем экспериментальной отработки. Аварийное спасение на других участках полета предусматривалось аналогично схемам, приведенным выше в п.2.1.4.2.

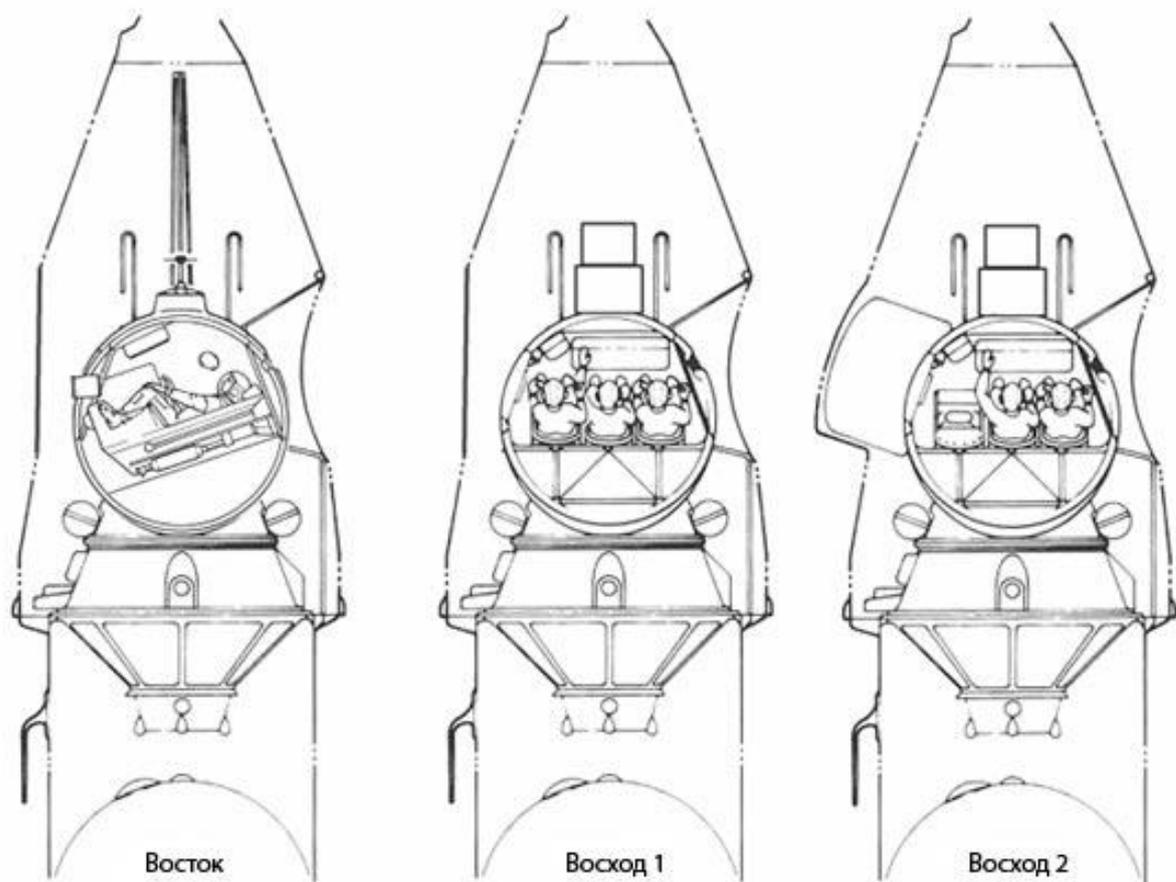


Рис.2.5. Схемы расположения экипажа в кораблях «Восток», «Восход-1» и «Восход-2» [60].

2.2.2. Схема посадки.

На рис. 2.6. приведена схема посадки космического корабля «Восход».

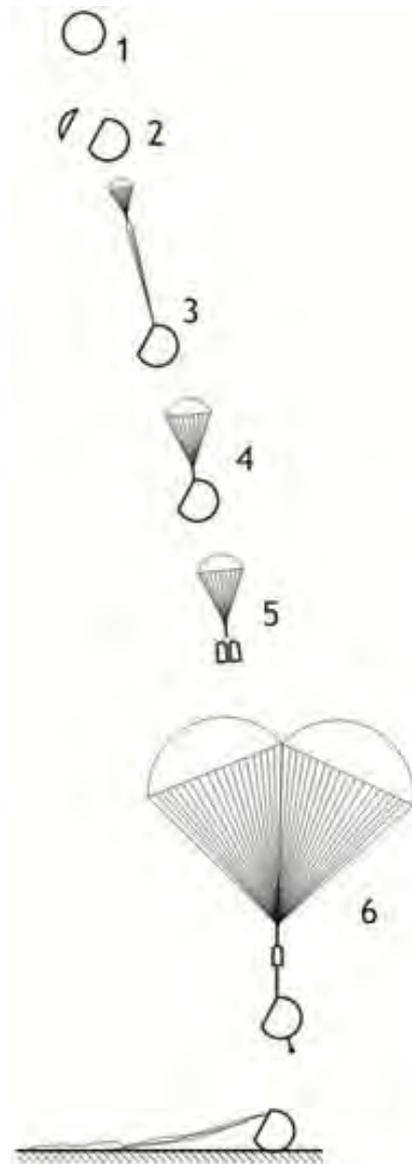


Рис.2.6. Схема посадки корабля «Восход»; 1-стабилизированный спуск СА после торможения в атмосфере; 2-отстрел крышки люка СА; 3-ввод тормозного парашюта СА; 4-стабилизированный спуск на тормозном парашюте; 5-отстрел тормозного парашюта и ввод двух основных парашютов СА; 6-включение от механического щупа-высотомера пороховых двигателей мягкой посадки, установленных на стропах парашюта, и посадка СА [67].

Перегрузка на траектории баллистического спуска корабля «Восход» составляла $n = 8...10$. Хорошая переносимость этой перегрузки обеспечивалась за счет:

-благоприятного направления вектора перегрузки торможения СА в атмосфере под углом около 65° к спинке кресла;

-использования индивидуально моделированных ложементов, равномерно распределявших давление, действовавшее на космонавта при перегрузках входа в атмосферу и при посадочном ударе о грунт;

-сгруппированной позы космонавта с уменьшенными до $\sim 75^\circ$ тазобедренными углами;

-специальной системы фиксации космонавта в кресле.

Посадка СА на парашютно – реактивной системе происходила на неподготовленную площадку, имевшую микро- и макрорельеф, расположенную на некоторой высоте над уровнем моря, в условиях ветрового сноса с произвольным азимутом, при воздействии вертикальных токов воздуха, а также при воздействии ряда других случайных факторов.

В этих условиях на экипаж могли действовать значительные ударные перегрузки при приземлении (рис. 2.7.).

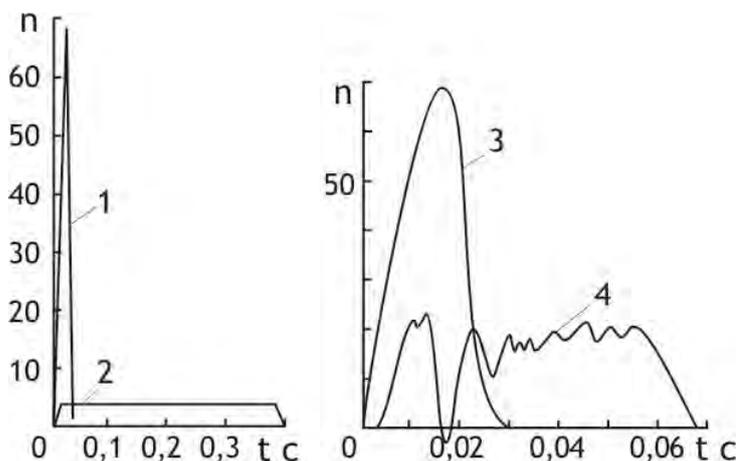


Рис. 2.7. Перегрузки при штатной и аварийной посадке на грунт корабля «Восход». 1; 3 – перегрузка на корпусе СА в случае отказа системы мягкой посадки; 2 – перегрузка на корпусе СА при штатной работе ДМП; 4 - перегрузка на кресле космонавта при посадочном ударе о грунт в случае отказа ДМП [142].

В целях защиты от ударных перегрузок в случае аварийного приземления экипаж кораблей «Восход-1» и «Восход-2» размещался в амортизационных креслах, оборудованных жесткими индивидуально моделированными по телу космонавта ложементами (рис. 2.8.)

Каждое амортизационное кресло было установлено на двух амортизаторах, подвешенных к корпусу СА на плоских шарнирах по схеме плоского маятника. Амортизаторы были связаны между собой кинематически с помощью параллелограмного механизма с целью синхронизации их хода при эксцентричных нагрузках (косой удар СА о грунт и т.п.). Максимальный располагаемый ход амортизаторов при обжати составлял 240мм.

Кресла были оборудованы также специальной привязной системой. Она обеспечивала плотную фиксацию космонавта в кресле при перегрузках «грудь-спина» на этапе торможения СА в атмосфере, при срабатывании парашютно-реактивной системы, а также при посадочном ударе и перекачивании СА по грунту, когда повторные ударные перегрузки действуют по различным направлениям.

Отметим, что создание амортизационных кресел для корабля «Восход» представляло собой сложную научно-техническую проблему, решение которой потребовало проведения большого комплекса теоретических и экспериментальных исследований и испытаний – как технических, так и медико-технических, включая;

- исследование и выбор кинематической схемы системы амортизации кресла, работоспособной при косых ударах СА о грунт с посадочными углами $15^{\circ} - 20^{\circ}$.

- разработку малогабаритных амортизаторов удара большой энергоемкости, сохраняющих заданные характеристики после длительного пребывания в космосе,

- разработку технологии создания индивидуально моделированных ложементов,

- разработку системы фиксации, которая гарантирует космонавту сохранение исходной безопасной позы в кресле при повторных ударах и перекачивании СА по грунту,

- разработку методики проведения физиологических копровых испытаний амортизационного кресла с участием испытуемых - добровольцев при ударных перегрузках, близких к предельно-переносимым для человека,

- разработку методики прогностических расчетов ударных перегрузок приземления, действующих на корпус СА и кресло при ударе СА об упруго-пластичский грунт.

Все эти проблемы были успешно решены; принятые конструктивные решения были проверены и подтверждены в технических, а также в физиологических испытаниях с участием добровольцев – испытуемых.

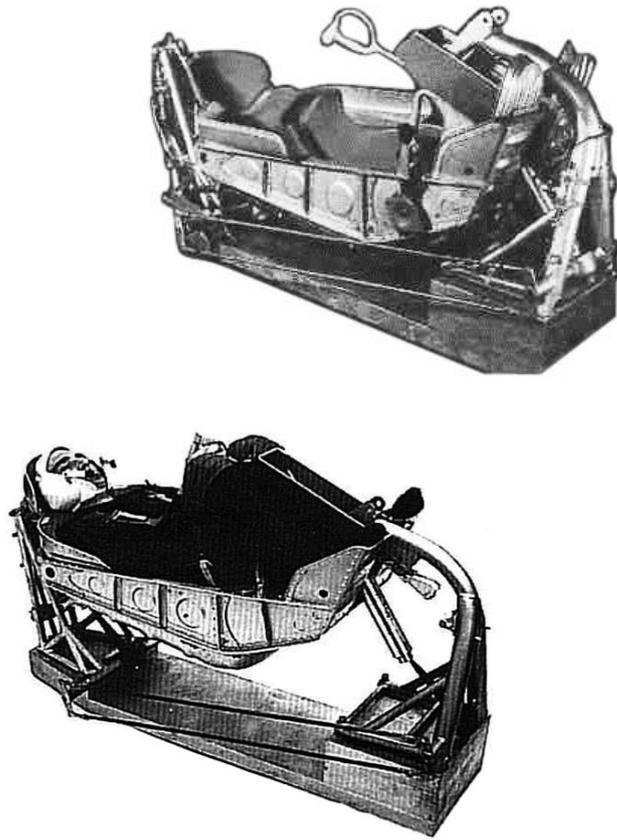


Рис.2.8. Амортизационное кресло космонавта корабля «Восход» (кресло «Эльбрус») [73; 117].

2.3. Космический корабль «Союз».

2.3.1. Концепция системы посадки.

Разработка космического корабля «Союз» началась в 1962г. Корабль «Союз» проектировался как многоместный многофункциональный космический корабль нового поколения.

Технические характеристики космического корабля «Союз» [67].

Табл. 2.4.

№п/п	Параметры	Величины
1	Стартовая масса корабля; т.	6,5-6,8
2	Стартовая масса СА; т.	2,8
3	Масса СА после посадки; т.	2,0-2,2
4	Длина корабля; м.	6,98-7,13
5	Диаметр корабля; м.	2,72
6	Диаметр СА; м.	2,2
7	Свободный объем СА; м ³	2,5
8	Перегрузка на траектории штатного спуска;	3-4
9	Продолжительность автономного полета; сутки.	3-20

Форма СА типа «фара» позволяла получить аэродинамическое качество прядка 0,25...0,3 [140;152], что обеспечивало перегрузки штатного спуска порядка 3...4. В расчетных аварийных случаях перегрузки на спуске могли достигать 20 – 25[13].

На случай аварии на старте и этапе выведения на корабле была установлена аварийная двигательная установка (АДУ) [67].

Ряд операций по управлению кораблем возлагался на экипаж, что требовало размещать кресла в СА строго с учетом линий визирования и полей обзора приборной доски.

Регулярные полеты корабля «Союз» начались 28 октября 1968г.

К настоящему времени корабль прошел ряд модификаций и успешно эксплуатируется вместе с международной космической станцией уже в течение более 40 лет.

На СА установлена парашютно-реактивная система мягкой посадки в составе основного парашюта, запасного парашюта и ДМП, расположенных на

днище СА и закрытых теплозащитным экраном, который сбрасывается после ввода парашютной системы.

Космонавты располагаются в креслах, оборудованных индивидуальным амортизационным ложементом, системой фиксации и одним амортизатором, который установлен под заголовником кресла. Нижняя часть кресла крепится к СА с помощью плоского шарнира без амортизации.

При создании амортизационных кресел корабля «Союз» впервые в мире были применены новые критерии оценки допустимых для человека ударных перегрузок приземления, найденные в процессе медико-технических исследований и подтвержденные в процессе физиологических испытаний натуральных кресел.

Эти критерии - зависимость интеграла ударного ускорения (ΔV) (скорости, теряемой при ударе) от скорости нарастания перегрузки (третьей производной от перемещения во времени) $\Delta V=f(\dot{n})$ – позволили применить амортизационный ложемент с малым ходом амортизации 30-35мм вместо традиционного амортизатора с потребным ходом 240мм, который, в случае его использования, необходимо было бы устанавливать в зоне подножки кресла.

При использовании традиционного амортизатора с ходом 240мм в СА «Союз» в выделенном для экипажа объеме кабины можно было разместить экипаж только из двух космонавтов.

При использовании амортизационного ложемента, созданного на основе указанных выше новых критериев, в СА были размещены три космонавта.

Отметим, что многолетняя (более 40 лет) эксплуатация кораблей «Союз», включая имевшие место случаи аварийного приземления экипажей с отказом ДМП, полностью подтвердили правомерность и научную состоятельность принятых новых критериев оценки ударных перегрузок с использованием функции $\Delta V=f(\dot{n})$.

Материалы, относящиеся к методике использования функции $\Delta V=f(\dot{n})$, изложены ниже в гл. 5.

2.3.2. Схема посадки.

Схема посадки СА «Союз» приведена на рис 2.9 [67] .

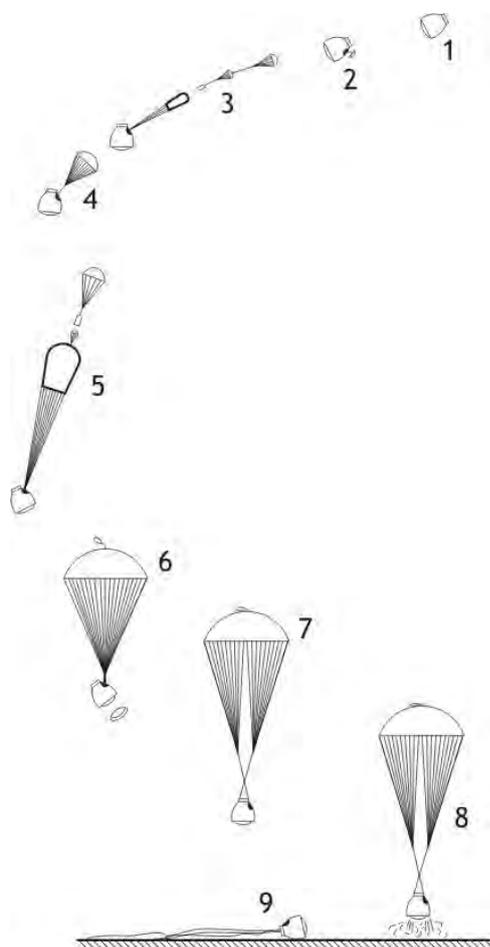


Рис. 2.9. Схема посадки СА «Союз».

1-начало спуска; 2-отстрел крышки парашютного контейнера; 3-ввод тормозного парашюта; 4-спуск на тормозном парашюте; 5-отделение тормозного и ввод основного парашюта; 6-спуск на основном парашюте и отделение теплозащитного экрана; 7-перецепка на симметричную подвеску; 8-включение ДМП; 9-посадка.

После отделения теплозащитного экрана производится перецепка СА на парашюте и СА занимает симметричное положение относительно оси «СА-парашют». Это позволило установить ДМП параллельно продольной оси «СА-парашют», что упростило компоновку ДМП на СА и уменьшило массу системы.

Однако, это конструктивное решение имеет и существенный недостаток – в момент посадки СА входит в контакт с грунтом днищем с пологим контуром (радиус контура днища около 2м), что в ряде случаев (например, аварийный случай отказа системы мягкой посадки, который сопровождается ударом СА о

грунт при повышенной скорости) приводит к возникновению на корпусе СА больших ударных перегрузок приземления порядка 60-70.

После перецепки парашютной системы амортизатор кресла взводится в верхнее положение (раздвигается на 250мм) и поворачивает кресло относительно шарнира, расположенного на подножке кресла, в положение, подготовленное для восприятия посадочного удара. Располагаемый рабочий ход амортизатора при обжати составляет 240мм.

На рис. 2.10 приведена схема размещения кресел в СА и кресло космонавта.

Альтернативное конструктивное решение – посадка СА без перецепки, когда касание поверхности грунта или воды происходит угловой точкой днища СА, – было применено на КК «Аполлон» и «Джемини» в целях снижения посадочных перегрузок при приводнении как основного случая посадки. (см. ниже).

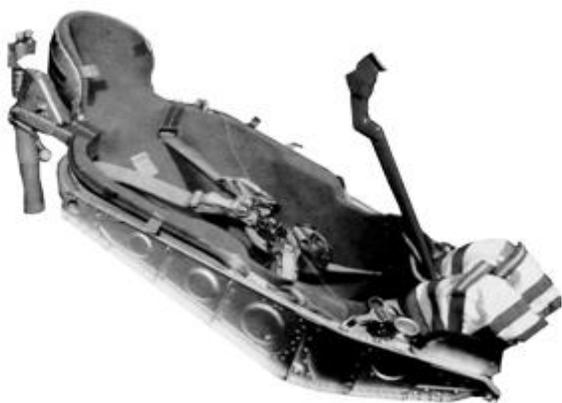


Рис. 2.10. Кресло космонавта корабля «Союз» и схема размещения кресел в СА; на схеме кресла показаны в нижнем положении [63; 117].

2.4. Воздушно-космический самолет «Буран»

2.4.1. Концепция системы посадки и схема работы САС.

Разработанный в СССР ВКС «Буран» совершил первый и единственный беспилотный полет на орбиту ИСЗ 15 ноября 1988г.

После выведения и полета по орбите ВКС «Буран» совершил благополучную посадку в автоматическом режиме на штатный аэродром.

Дальнейшие работы по проекту «Буран» были приостановлены. Однако представляет значительный интерес анализ системы обеспечения безопасности экипажа корабля «Буран» в случае аварии на этапе старта, выведения на орбиту и посадки.

Космический корабль «Буран» представлял собой воздушно-космический самолет, который обеспечивал экипажу штатную посадку по обычной самолетной схеме.

Одновременно ВКС «Буран» был оборудован системой аварийного спасения экипажа в расчетных аварийных случаях, как для этапа старта и выведения, так и на спуске и посадке [23; 143; 144; 223].



Рис. 2.11. Катапультное кресло К-36РБ.

Экипаж в спасательных скафандрах располагался в кабине в катапультных креслах К-36РБ, представлявших собой глубоко модифицированное российское серийное авиационное катапультное кресло К-36Д. Кресло К-36Д было дооборудовано рядом дополнительных агрегатов, включая дополнительный пороховой разгонный блок с дополнительной парой стабилизирующих телескопических штанг и новой системой автоматики

При аварии на старте дополнительный разгонный блок обеспечивал дальность места посадки космонавта на парашюте от стартового стола 500м (без учета ветра). После выработки импульса блок отстреливался от кресла, и дальнейшее движение по траектории осуществлялось в штатной конфигурации серийного авиационного кресла К-36Д.

При аварии на этапе выведения или на этапе спуска с орбиты разгонный блок отсоединялся от кресла и оставался в кабине ВКС. Экипаж катапультировался в кресле, которое имело конфигурацию серийного авиационного катапультного кресла К-36Д.

На старте, когда ВКС Буран был расположен вертикально, кресло занимало стартовое положение – угол между продольной осью ОХ самолета и спинкой кресла составлял около 80° , что обеспечивало космонавту условия для благоприятной переносимости перегрузок при старте и выведении на орбиту.

При спуске с орбиты и переходе на траекторию посадки кресло отклонялось назад на $\sim 20^\circ$ и занимало посадочное положение, благоприятное для управления самолетом – угол спинки к оси ОУ самолета составлял около 10°

САС корабля «Буран» обеспечивала аварийное покидание ВКС экипажем в случае аварии на старте, а также на этапах выведения и спуска в атмосфере соответствующим характеристикам катапультного кресла К-36РБ (высота до 30км при числах М до 3).

При аварии на больших высотах программа предусматривала отделения ВКС от РН с последующим переходом на траекторию спуска.

В случае аварийного катапультирования из ВКС космонавты приземлялись на парашюте.

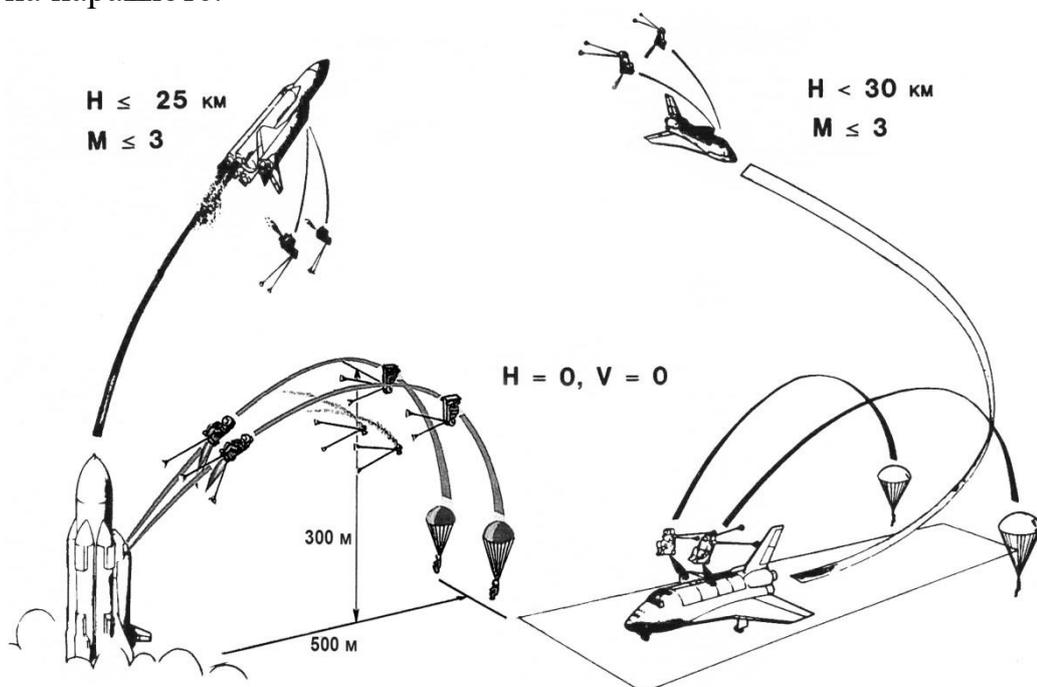


Рис. 2.12. Схема работы САС ВКС «Буран».

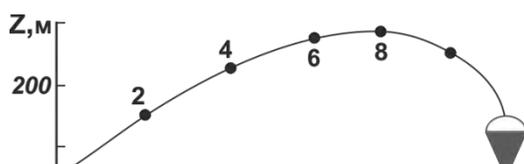


Рис. 2.13. Перегрузки катапультирования при использовании кресла К-36РБ.

Перегрузка «голова-таз» при катапультировании на старте достигала $(n_z)_{\max}=15$; при катапультировании на этапе выведения по оси «голова-таз» $(n_z)_{\max}=12$, по оси «спина-грудь» $(-n_x)_{\max}=16$. Время действия средних значений перегрузки составляло около 2 секунд [142;143; 223].

2.5.Космический корабль «Меркурий».

2.5.1. Концепция системы посадки и схема посадки [62;67; 93; 106; 134; 162; 206; 209].

20 февраля 1962 г. был запущен первый американский пилотируемый космический корабль «Меркурий-6», с космонавтом Джоном Гленном. Д. Гленн пробыл на орбите 4 ч 55 мин, совершив 3 витка до успешной посадки.

Технические характеристики космического корабля «Меркурий»[67].

Табл. 2.5

№п/п	Параметры	Величины
1	Стартовая масса СА; т.	1,35
2	Масса СА при посадке; т.	1,13
3	Длина корабля; м.	2,98
4	Диаметр корабля; м.	1,89
5	Свободный объем СА; м ³ .	1,1
6	Перегрузка на траектории штатного спуска	7,7-8
7	Продолжительность полета; сутки	1,5

На случай аварии на старте и участке выведения на корабле была установлена аварийная двигательная установка.

Для американского корабля “Меркурий” за основной штатный случай посадки было принято приводнение СА на парашюте. Посадка на грунт рассматривалась как аварийная. Применительно к такому подходу и была выбрана система посадки и амортизация корабля. В ее состав входили:

- парашютная система (основной и запасной парашюты);
- внешний амортизатор, выполненный в виде пневмобаллона;
- амортизационное кресло космонавта.

Внешний амортизатор (рис.2.14) представлял собой цилиндрический баллон с размерами: диаметр –1800 мм; высота – 1200 мм.

Материал баллона – стеклоткань, покрытая кремниевой резиной, слой которой составлял $\approx 0,1$ мм. По периметру амортизатора имелись 24 отверстия диаметром 70 мм для выхода воздуха при сжатии баллона. Стеклоткань была усилена лентами из нержавеющей стали сечением 0,04 x 25 мм. Внутри амортизатора также для усиления устанавливалась система тросов, скреплявшая донные части пневмобаллона друг с другом.

Амортизатор укладывался между днищем СА и отделяемым теплозащитным экраном. После ввода в действие парашютной системы (основного или запасного парашютов) экран, связанный с нижним торцом амортизатора, отсоединялся от СА. Под действием веса экрана пневмобаллон раскрывался и принимал цилиндрическую форму, наполняясь воздухом. Экран оставался присоединенным к нижнему торцу пневмобаллона.

При вертикальном ударе о грунт или о поверхность воды пневмобаллон сминался, происходило сжатие воздуха внутри баллона. За счет воздействия возникших при этом сил давления воздуха на днище СА скорость контакта СА

с грунтом снижалась до безопасного уровня. Наличие в баллоне отверстий для перепуска воздуха уменьшало упругий отскок СА при ударе.

Одной из особенностей пневмоамортизаторов такого типа является плохое восприятие боковых сил. При воздействии сил, направленных под углом к продольной оси амортизатора, например, при посадке с ветровым сносом, происходит перекося оболочка, амортизатор в этом случае теряет большую часть энергоемкости. Кроме того, одним из аварийных расчетных случаев, следует считать отказ системы сброса экрана. В этом случае внешний амортизатор не будет введен в действие.

Этот случай приземления КК “Меркурий” проверялся в эксперименте. Перегрузка на корпусе СА при ударе о грунт со скоростью 9м/сек с несброшенным теплозащитным экраном составила 90 ед. Для защиты космонавта от ударных перегрузок таких величин в дополнение к внешнему амортизатору в СА было установлено амортизационное кресло. Схема кресла и схема посадки показана на рис.2.14.

Конструктивно кресло представляло собой жесткую пластиковую оболочку открытого типа, индивидуально моделированную по дорсальной поверхности тела космонавта. Оболочка устанавливалась на блоки алюминиевых сот, которые при ударе СА о грунт сминались, снижая перегрузки на кресле. Блоки сот располагались сегментами вдоль кресла таким образом, чтобы на каждый сегмент приходилась одинаковая массовая нагрузка.

Цель этого мероприятия – обеспечить равномерное сжатие всех сегментов при ударе. Следует заметить, что сотовые амортизаторы надежно работают в случае, если нагрузка приложена под малым углом к оси ячеек сот (см ниже гл.6). Использование сотовых амортизаторов в конструкции кресла КК “Меркурий” в виде подкладных свободно опертых сегментов могло обеспечить надежную работу амортизационного кресла при посадочных углах СА не превышающих, по расчетной оценке, $\pm(5...7^\circ)$, в то время, как в действительности посадочные углы могут лежать в диапазоне $\pm 15^\circ$.

Амортизационное кресло КК “Меркурий” является кинематически неопределенным. Число степеней свободы кресла не менее трех, поскольку при приземлении с посадочным углом, отличным от нуля, кресло с космонавтом будет двигаться вдоль равнодействующей инерционных сил по любому направлению во всем конусе посадочных углов. Необходимо отметить, что при сравнительно простой конструкции, надежность и стабильность работы амортизационного кресла подобного типа на предельных режимах аварийной посадки не очень высока вследствие кинематической неопределенности схемы.

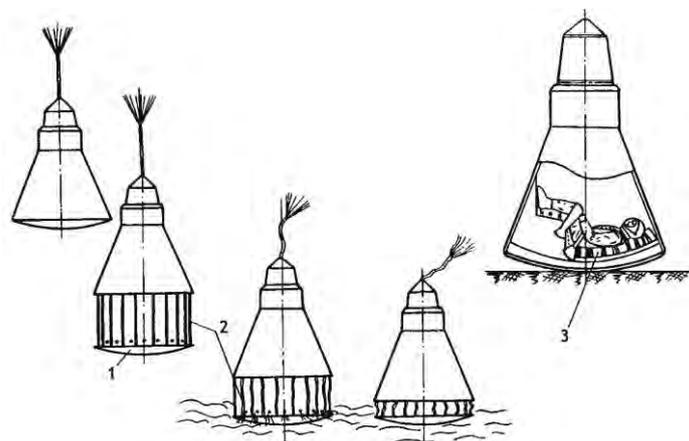


Рис. 2.14. Схема посадки корабля «Меркурий».

1 - теплозащитный экран; 2- пневмобаллон; 3-амортизационное кресло.

2.6. Космический корабль «Джемини».

2.6.1. Концепция системы посадки и схема посадки.

Первый пилотируемый полет американского корабля «Джемини» на орбиту ИСЗ состоялся 23 марта 1965 г. В период между мартом 1965 г. и ноябрем 1966 г. было выведено на орбиту 10 пилотируемых двухместных космических кораблей «Джемини» (до начала пилотируемых полетов было запущено два беспилотных корабля).

Технические характеристики космического корабля «Джемини» [67;106; 206;217; 232]. Табл. 2.6

№п/п	Параметры	Величины
1	Масса СА при посадке; т.	1,8-2,15
2	Длина корабля; м.	5,79
3	Диаметр корабля; м.	3,05
4	Свободный объем СА; м ³ .	1,6
5	Перегрузка на траектории штатного спуска	4-5
6	Продолжительность полета; сутки	15

Подобно КК «Восток», корабль состоял из двух отсеков: герметичной капсулы (спускаемого аппарата) и отделяющегося негерметичного приборного отсека. Подобно «Меркурию», СА «Джемини» имел форму усеченного конуса.

Штатная посадка экипажа происходила в СА на воду с использованием парашютной системы. Теплозащитный экран не отделялся. СА был подвешен к парашюту несимметрично: за счет входа в воду краем днища перегрузки приводнения снижались до допустимого уровня.

В качестве системы аварийного спасения на космическом корабле были предусмотрены катапультные кресла.

При катапультировании обоих космонавтов одновременно расхождение траекторий обеспечивалось за счет установки направляющих рельс под углом друг к другу.

Схема аварийного катапультирования при аварии на старте показана на рис. 2.15. Как видно из рисунка, схема аварийного спасения экипажа на корабле «Джемини» практически полностью повторила схему аварийного спасения на старте космонавта корабля «Восток».

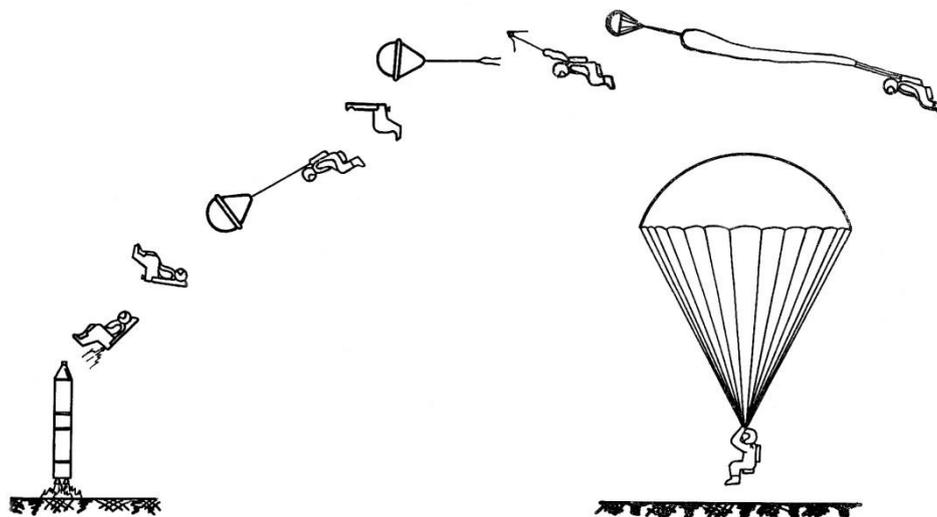


Рис. 2.15. Схема катапультирования космонавта корабля «Джемини» при аварии на старте [54; 217; 232].

2.7. Космический корабль Аполлон.

2.7.1. Концепция системы посадки и схема посадки.

Американский пилотируемый космический корабль «Аполлон» был разработан и использовался для обеспечения посадки и выхода человека на поверхность Луны. Всего было выполнено 6 успешных лунных экспедиций из 7, на одном из кораблей из-за аварийной ситуации посадка на Луну была отменена и спускаемый аппарат корабля «Аполлон – 13» с экипажем вернулся на Землю.

Технические характеристики космического корабля «Аполлон» [67;106;163; 176; 180; 190; 185; 206; 209].

Табл. 2.7

№п/п	Параметры	Величины
1	Стартовая масса СА; т.	5,56
2	Масса СА при посадке; т.	5,31
3	Длина СА; м.	3,48
4	Диаметр СА; м.	3,85
5	Свободный объем в СА; м ³ .	6,1
6	Перегрузка на траектории штатного спуска	2-9
7	Продолжительность полета; сутки	12

Экипаж корабля состоял из трех космонавтов; схема расположения экипажа в СА показана на рис.2.16....2.19.

Перегрузка на корпусе СА при входе в атмосферу Земли составляла $n = 2...9$ и действовала более 6 минут; СА имел коэффициент аэродинамического качества $k = 0,28-0,4$.

Угол между вектором перегрузки торможения СА и спинкой кресла составлял около 80° .

Космонавты располагались на общей платформе, которая имела 6 степеней свободы и была подвешена к системе амортизаторов, конструктивно имевших кинематику параллелограмма (рис. 2.16). Максимальный ход обжатия амортизаторов составлял около 350мм.

Индивидуально моделированные ложементы на креслах не использовались. Космонавты опирались спиной на специальную сетку, которая обеспечивала равномерное распределение нагрузки на тело при действии перегрузок входа в атмосферу.

СА был оборудован трехкупольной парашютной системой.

СА мог совершать посадку как на воду (штатный случай посадки), так и на грунт (аварийный случай посадки).

СА «Аполлон» был оборудован системой амортизации корпуса, которая предназначалась для снижения перегрузок на корпусе СА в случае аварийной посадки на грунт (рис. 2.17).

В случае аварии на старте использовалась аварийная двигательная установка, которая создавала перегрузку вдоль продольной оси СА $n= 9$ при времени действия более 3 секунд.

Насколько можно судить по доступной литературе, переносимость космонавтами длительно действующих, а также ударных перегрузок на корабле «Аполлон» была достаточно хорошей.

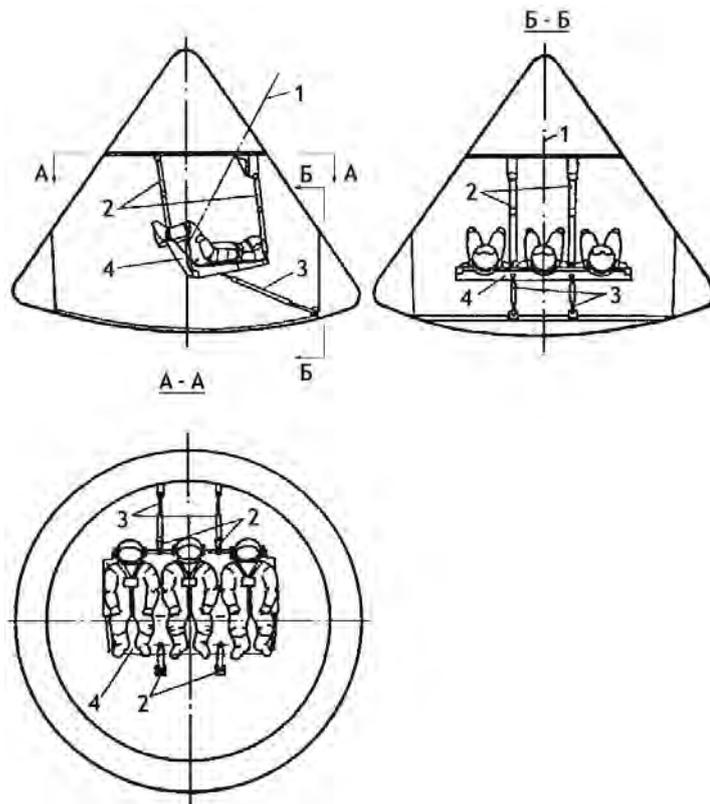


Рис. 2.16. Кинематическая схема амортизационной платформы СА корабля «Аполлон». 1- ось СА-парашют; 2 – основные амортизаторы платформы с тремя креслами экипажа; 3 – амортизаторы – демпферы углового поворота платформы при косом ударе СА о грунт; 4 – платформа с тремя креслами экипажа.

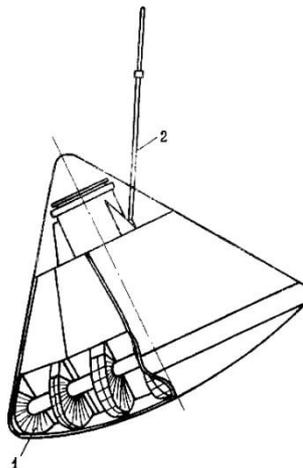


Рис. 2.17. Схема подвески СА «Аполлон» на парашютной системе. 1 – сотовые амортизаторы корпуса СА; 2 – стренга парашюта.

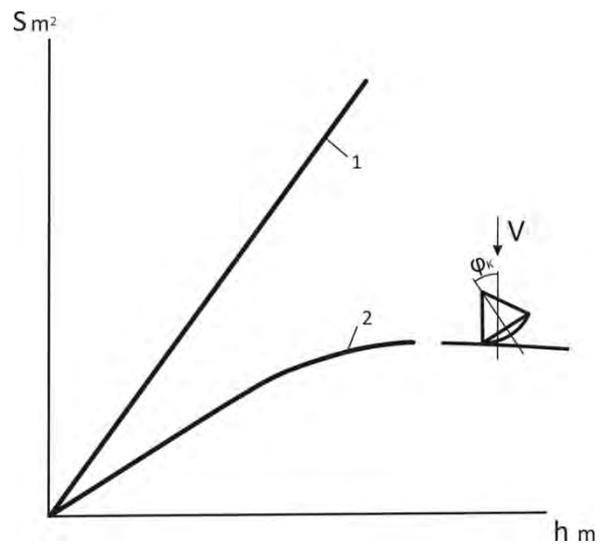


Рис. 2.18. Зависимость размера контактной площади днища СА (S) от величины смятия днища (h) при ударе о грунт. 1 – при симметричном подвесе СА к парашюту; 2 – при несимметричном подвесе СА к парашюту.

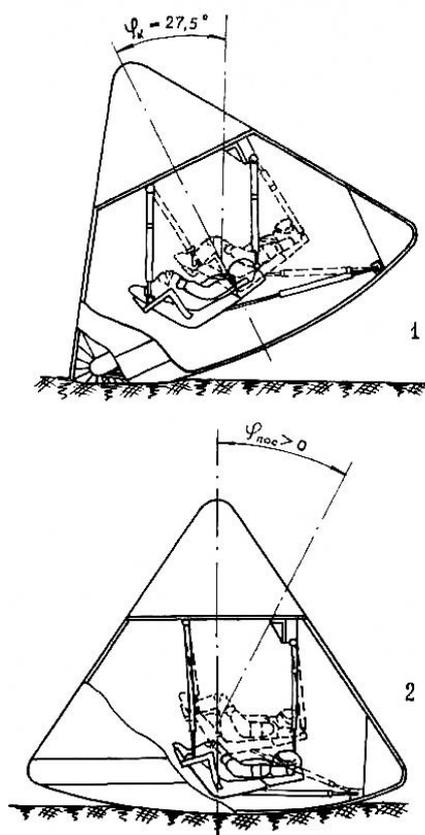


Рис. 2.19. Кинематика амортизационной платформы СА «Аполлон» при аварийной посадке на грунт. 1 – случай удара сотовыми амортизаторами корпуса СА; 2 – случай удара центром днища; φ - угол между продольной осью СА и осью парашюта.

2.8. Воздушно-космический самолет «Шаттл».

2.8.1. Концепция системы посадки.

Посадочная система американского ВКС «Шаттл» концептуально проектировалась аналогично посадочной системе серийного гражданского пассажирского самолета, т.е. никаких систем аварийного спасения на ВКС изначально не предусматривалось. Экипаж был одет в летные костюмы; спасательные скафандры не использовались.

Экипаж располагался в обычных пилотских не катапультных креслах, которые имели два положения: стартовое при угле между продольной осью корабля и спинкой около 80° и посадочное – около 100° между спинкой и продольной осью корабля.

В целях спасения экипажа и персонала на этапе подготовки ВКС «Шаттл» к старту в составе стартового комплекса имелась специальная система экстренной эвакуации с использованием тросовой горки.

Практика эксплуатации ВКС – катастрофы кораблей «Челленджер» и «Колумбия» - показала несостоятельность принятой концепции системы посадки.

После гибели ВКС «Челленджер» с экипажем из 7 космонавтов, «Шаттл» был доработан.

В комплектацию ВКС были введены индивидуальные спасательные парашюты, расположенные в кабине, и спасательные скафандры, в которых экипаж был одет на этапе старта и выведения на орбиту.

В кабине корабля на левом борту был сделан аварийный люк. В случае аварии на атмосферном участке полета (при взлете или при спуске) экипаж покидал кресла, одевал спасательные парашюты, открывал люк, и выдвигал в поток направляющую штангу, за которую каждый космонавт цеплял специальный скользящий по штанге карабин и прыгал за борт (рис. 2.20).

На первом участке траектории аварийного спасения космонавт скользил вдоль направляющей штанги, удерживаемый карабином. Направляющая штанга отводила космонавта на несколько метров от борта ВКС, чтобы исключить задевание за элементы конструкции ВКС после его выхода в поток. После расцепки со штангой по определенной временной программе вводился спасательный парашют.

Выше отмечалось, что на современном этапе развития пилотируемой космонавтики все пилотируемые космические корабли относятся к экспериментальным летательным аппаратам.

Все разработчики летательных аппаратов строго придерживаются основного правила: экспериментальный летательный аппарат, в том или ином объеме, должен быть оборудован системой аварийного покидания ЛА.

Нарушение этого правила привело к гибели двух экипажей ВКС «Шаттл».



Рис. 2.20. Космонавт в аварийно-спасательном скафандре отрабатывает аварийное покидание ВКС «Шаттл» через боковой люк.[25].

2.9. Китайский пилотируемый космический корабль «Шень Чжоу».

2.9.1. Концепция системы посадки.

15 октября 2003г. первый космонавт Китайской Народной Республики 38-летний подполковник Ян Ливэй поднялся в космос на корабле «Шэнь Чжоу-5» (рис. 2.19) . Совершив за 21 час 23 минуты 14 витков вокруг Земли. Ян Ливэй успешно приземлился в корабле на территории Китая. Китай стал третьей страной мира, самостоятельно осуществившей пилотируемый полет более чем через 40 лет после СССР и США.

Концептуально в СА «Шень Чжоу» практически полностью были повторены основные конструктивные решения, реализованные на СА «Союз». При сохранении формы СА аналогично «Союзу» габариты по днищу составляли 2,5м (на СА «Союз» - 2,3м). Использовалась парашютно-реактивная система посадки с симметричным положением СА на парашютной подвеске. Космонавты в спасательных скафандрах располагались в амортизационных креслах, аналогичных креслам СА «Союз».

За основной расчетный случай было принято приземление СА на ПРС.



Рис. 2.19. Спускаемый аппарат корабля «Шень Чжоу», внешний вид после посадки и отстрела парашютной системы [24;173].

Глава 3. Посадка СА на парашютной (парашютно–реактивной) системе. Определение посадочной скорости и посадочного угла.

3.1. Посадочные системы.

Посадочная система спускаемого аппарата пилотируемого космического корабля предназначена для обеспечения безопасной посадки экипажа в СА на сушу или воду.

В состав посадочной системы СА входят:

- программное устройство, обеспечивающее определенную последовательность работы всех элементов системы;
- тормозное устройство для снижения скорости спуска СА до величины, приемлемой для ввода в действие системы посадки;
- система приземления / приводнения, обеспечивающая непосредственно посадку СА на землю или воду;
- средства амортизации удара при приземлении (приводнении).

На рис. 3.1. в координатах “высота – число М” приведен “коридор” входа в атмосферу спускаемых аппаратов, а также область полетов современных самолетов.

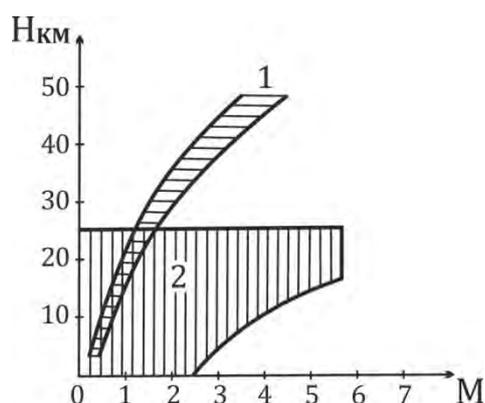


Рис. 3.1 “Коридоры” входа в атмосферу [106;143;180]:

1 – спускаемых аппаратов КК;

2 – область полетов современных самолетов

Из рис.3.1 видно, что параметры движения спускаемых аппаратов КК в нижних слоях атмосферы заключены в довольно узком коридоре, который на высотах менее 25 км находится внутри области полета современных самолетов. Видно также, что скорость спуска СА космического корабля на заключительном этапе полета (на высоте 7-10км) составляет ориентировочно 100-200м/сек. Таким образом, ввод в действие посадочных систем СА может производиться в относительно небольшом диапазоне дозвуковых скоростей, что, в известной мере, облегчает задачу создания посадочных систем СА.

При проектировании посадочной системы, наряду с обеспечением высокой надежности элементов и системы в целом, необходимо обеспечить безопасность экипажа при посадке СА на неподготовленную грунтовую площадку, а при

приводнении – обеспечить плавучесть и остойчивость СА на воде, а также возможность выполнения работ по эвакуации экипажа.

До настоящего времени на практике в качестве системы посадки СА применялись парашюты (КК «Восток», «Меркурий», «Джемини», «Аполлон») и парашюты, снабженные двигателями мягкой посадки (ДМП), - парашютно-реактивные системы - (ПРС), которые использовались на КК «Восход», а также используются на КК «Союз» и китайском КК «Шень Чжоу».

Применение парашютов объясняется тем, что они обладают высокой надежностью, легко укладываются в контейнеры, имеют малый вес и занимают относительно малый объем по сравнению с другими типами посадочных систем.

К недостаткам парашютов следует отнести трудности, возникающие при попытках применения парашютов для снижения вертикальной скорости приземления СА менее 7-8 м/сек. В этом случае быстро растет необходимая площадь и вес купола, объем и вес парашютного контейнера.

На кораблях «Восток», «Союз», «Меркурий», «Джемини» применялись однокупольные парашютные системы. На корабле «Восход» - двухкупольная, на корабле «Аполлон» – трехкупольная. Однокупольные и многокупольные системы имеют свои преимущества и недостатки..

Однокупольная парашютная система наиболее проста, хорошо изучена, имеет высокую надежность ввода её в действие. Многокупольная парашютная система несколько сложнее по условиям ввода, но имеет хорошую устойчивость.

Для эффективного снижения вертикальной скорости при контакте СА с грунтом при применении парашютов используются пороховые ракетные двигатели, включаемые на заданной высоте от поверхности посадочной площадки. Парашютно – реактивная система принципиально позволяет снизить вертикальную скорость посадки СА до нуля, например, при использовании ДМП с управляемой тягой.

Для ДМП с неуправляемой тягой реализовать эту возможность достаточно трудно, так как для этого необходимо обеспечить включение ДМП на строго определенной высоте, величина которой, при прочих равных условиях, варьирует и зависит от многих случайных факторов, в частности, от геометрической высоты места посадки над уровнем моря и рельефа, турбулентности атмосферы, от ветра и его азимута, от температуры заряда ДМП, от состояния посадочной площадки (земля, снежный покров, вода) и ряда других условий.

Парашютные и парашютно – реактивные системы пилотируемых КК являются в настоящее время практически неуправляемыми системами, т.е. не позволяют экипажу на этапе спуска выбирать посадочную площадку. Это обстоятельство представляет собой основную причину поиска и исследования других систем посадки, лишенных указанного недостатка, например, надувного крыла, ротора, ДМП с регулируемой тягой.

Надувное крыло (рис.3.2) привлекло внимание исследователей прежде всего тем, что оно обладает аэродинамическим качеством порядка $K = 3$. Ввиду

сравнительно хороших аэродинамических свойств надувное крыло может обеспечить экипажу КК возможность маневра на траектории спуска, что в сочетании с ориентированным положением СА относительно вектора путевой скорости существенно повышает безопасность условия посадки.

В то же время использование надувного крыла связано с применением сложной системы его ввода и наполнения газом. Система управления надувным крылом с помощью тросов подвески СА к крылу (например, за счет изменения положения СА относительно крыла в продольном и поперечном направлениях) так же является достаточно сложной.

Ввиду сравнительно медленного процесса ввода в действие надувного крыла требуемые высоты для его раскрытия существенно больше, чем для парашютной системы, что затрудняет его использование в случае аварии РН на старте.

В целом надежность надувного крыла в настоящее время уступает надежности парашюта. Этим обстоятельством можно объяснить отказ конструкторов КК “Джемини” от надувного крыла после длительного этапа его разработки и испытаний.

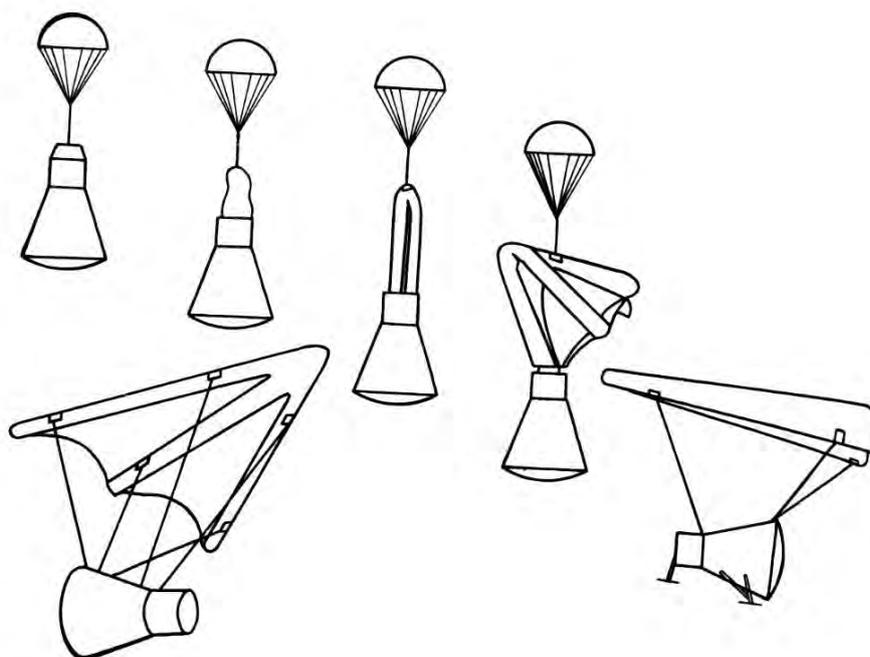


Рис. 3.2. Схема ввода в поток надувного крыла [61].

В литературе, посвященной системе посадки СА, обсуждается также ротор, как основной элемент системы посадки. Предполагалось использование на СА многолопастного складного винта с изменяемым шагом и регулировкой угла наклона плоскости его вращения. После ввода ротора в поток он раскручивается и выходит в режим авторотации (рис.3.3).

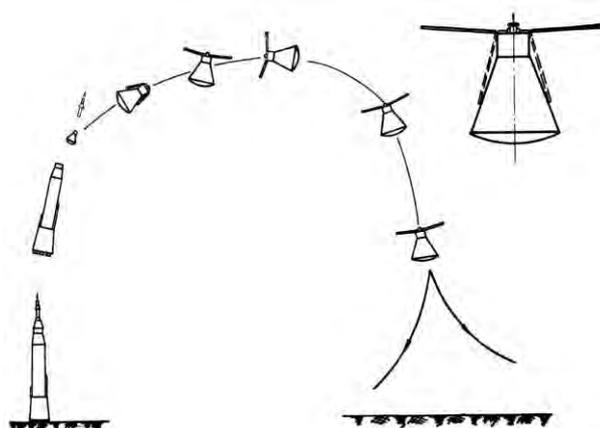


Рис. 3.3. Схема посадки СА с использованием ротора [136; 215].

Применение ротора принципиально позволяет обеспечить маневр для выбора места приземления за счет аэродинамического качества, равного $K = 3 \dots 4$.

Однако, как и в случае надувного крыла, потребная высота на ввод в действие ротора существенно больше, чем в случае использования парашюта, что создает значительные проблемы в случае аварии РН на старте. Масса ротора также значительно больше массы соответствующей парашютной системы.

Следует отметить, что в настоящее время использование на СА ротора исследовано еще недостаточно.

Ниже приведена табл.3.1 характерных особенностей некоторых типов систем посадки СА.

Таблица 3.1.

Характеристика системы посадки	Однокупольная ПС	Многокупольная ПС	Надувное крыло	Ротор	ПРС; ДМП с управляемой тягой
Ввод в действие	Без затруднений	Без затруднений	Недостаточно надёжен	Не исследовано	Без затруднений
Управляемое планирование	Теоретически возможно	Не обладает	Удовлетворительная $K = 3$	Удовлетворительная $K = 3 \div 4$	Возможно
Совместимость с конструкцией РН и КК	Хорошо совместима	Хорошо совместима	Совместима	Трудно совместима	Хорошо совместима
Необходимость амортизации	Необходима	Необходима	Необходима	Необходима	Необходима

В литературе [81;99] обсуждается посадочная система на основе применения ДМП с управляемой тягой в сочетании с наружной системой амортизации СА.

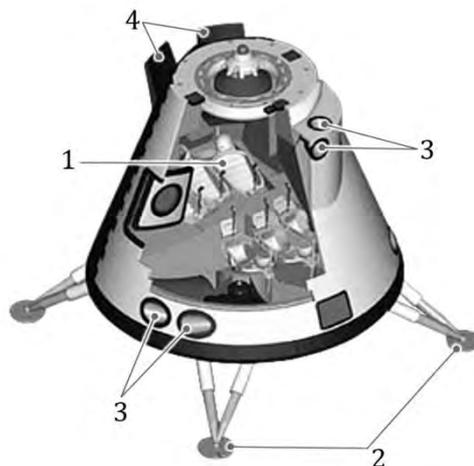


Рис. 3.4. Проект российского СА нового поколения с системой посадки на основе использования ДМП с управляемой силой тяги.

1.Амортизационные кресла экипажа. 2.Посадочные опоры. 3.Сопла системы ориентации СА на спуске. 4.Аэродинамические щитки системы управления спуском.

Посадка СА должна выполняться в специально выбранных районах. При этом основной посадочный район должен будет находиться вблизи стартового комплекса космодрома. СА предназначен для размещения экипажа численностью до шести человек. В конструкции СА предусматривается посадочное устройство с выдвижными опорами

Предусматривается использование парашютно-реактивной системы. ДМП с управляемой силой тяги будут включаться на заданной высоте от поверхности Земли.

Из материалов [81;99] следует, что ДМП будут гасить как вертикальную, так и горизонтальную скорость СА.

Использование посадочных опор должно обеспечить на конструкции корпуса СА заданный эксплуатационный уровень ударных перегрузок при посадке, что должно позволить многократно использовать СА после соответствующего технического обслуживания и проверок.

В СА планируется установка амортизационных кресел как элемента системы аварийного спасения экипажа в случае отклонения условий посадки от штатных.

3.2. Условия посадки СА.

Ударные перегрузки, действующие на СА при приземлении (приводнении), и, соответственно, безопасность экипажа, существенным образом зависят от кинематических параметров условий посадки: от вертикальной скорости СА в момент контакта с посадочной площадкой, от горизонтальной скорости, а также от посадочного угла – угла между продольной осью СА и нормалью к посадочной площадке.

На величины указанных параметров в момент приземления влияют тип используемой системы посадки, характер движения СА на приземном участке траектории спуска, рельеф площадки приземления и ряд других факторов.

При использовании системы, обладающей аэродинамическим качеством, или при использовании управляемого ДМП экипаж имеет возможность выбрать благоприятную посадочную посадку, сохраняет контроль над ориентацией (угловым положением) СА в пространстве и может, в определенных пределах, регулировать вертикальную и горизонтальную скорость посадки СА. В этом случае вероятность возникновения больших ударных перегрузок приземления при посадке значительно снижается.

Более сложные задачи возникают при посадке СА с использованием неуправляемой парашютной или парашютно – реактивной системы.

Несмотря на то, что современные системы управления спуском позволяют обеспечить приземление СА, обладающего аэродинамическим качеством 0,2 – 0,3, в заданный район с большой точностью, нельзя исключать возможность посадки СА на площадку, которая может иметь достаточно сложный микро- и макрорельеф.

Вертикальная скорость парашютирующего СА зависит от случайного сочетания многих факторов – высоты места посадки над уровнем моря, турбулентности атмосферы и ряда других.

Условия посадки могут значительно осложниться при наличии ветрового сноса, особенно при сочетании сноса со сложным рельефом местности. Тем не менее парашютная система посадки, а так же ПРС в настоящее время применяются на пилотируемых космических кораблях в силу отмеченных выше конструктивных и весовых преимуществ.

Данная глава посвящена анализу кинематических параметров условий посадки СА с использованием неуправляемой парашютно-реактивной системы как наиболее общего случая.

3.3. Определение скорости посадки СА на ПРС. Постановка задачи.

Рассмотрим следующую задачу.

Спускаемый аппарат космического корабля совершает посадку на парашютно- реактивной системе (рис.3.5). Посадка производится в любое время года и суток на штатном или запасном полигоне на неподготовленную

грунтовую площадку, имеющую естественный рельеф, при наличии ветрового сноса, вертикальных токов воздуха, пульсации купола и раскачке системы «СА-парашют».

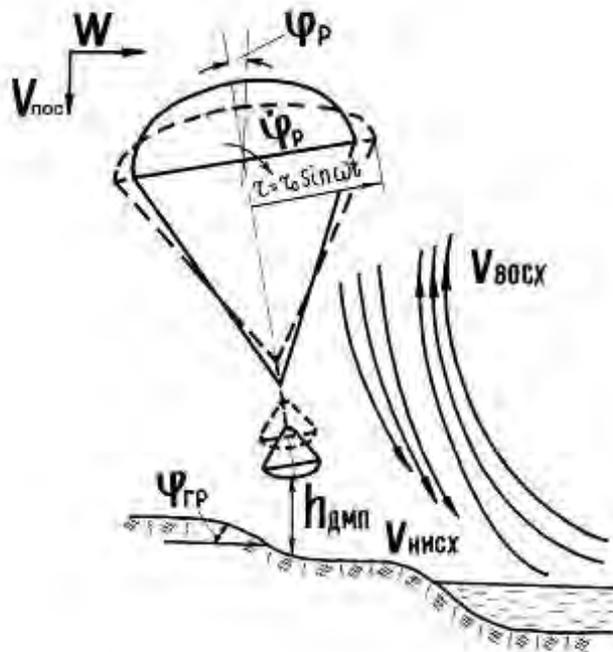


Рис. 3.5. Схема посадки СА на ПРС.

$V_{\text{пос}}$ – скорость снижения СА по вертикали; W – скорость ветрового сноса; ψ_p – угол раскачки системы «СА – парашют»; $\dot{\phi}_p$ – угловая скорость раскачки; r – радиус входного отверстия пульсирующего купола парашюта; $h_{\text{ДМП}}$ – высота включения ДМП; $\psi_{\text{гр}}$ – угол наклона грунтовой площадки; $V_{\text{восх}}$; $V_{\text{нисх}}$ – скорость восходящих и нисходящих потоков воздуха.

В этих условиях необходимо определить скорость удара СА о грунт, направленную по нормали к грунтовой площадке, в сочетании с посадочным углом СА, которые надлежит принимать за расчетные при проектировании и испытаниях СА - системы амортизации, прочности СА и других характеристик.

Вначале определим скорость посадки ($V_{\text{пос}}$), направленную вдоль земной вертикали. ($V_{\text{пос}}$) запишем в виде:

$$V_{\text{пос}} = V_0 \pm \Delta V_{\text{Н}} \pm \Delta V_{\text{турб}} \pm \Delta V_{\text{пульс}} - \Delta V_{\text{дмп}}, \quad \text{где}$$

V_0 – номинальная скорость парашютирования СА в стандартных условиях на уровне моря;

$\Delta V_{\text{Н}}$ – вариация скорости СА, вызванная отклонением высоты места посадки от уровня моря;

$\Delta V_{\text{турб}}$ – вариация скорости СА, вызванная турбулентностью атмосферы

$\Delta V_{\text{пульс}}$ – вариация скорости СА, вызванная пульсацией купола парашюта.

$\Delta V_{\text{ДМП}}$ - величина скорости СА, погашенная при работе двигателя мягкой посадки. Эта скорость, в свою очередь, является переменной величиной, которая зависит от схемы работы, конструкции и выбранных параметров ДМП.

Можно указать так же еще ряд параметров, опущенных для простоты рассуждений, непосредственно влияющих на скорость посадки (вариации воздухопроницаемости купола парашюта, вариации плотности воздуха, связанные с температурой воздуха в месте посадки и др.).

Следует заметить, что сумма абсолютных значений, перечисленных вариаций скорости в ряде случаев может быть близка по величине к номинальной скорости парашютирования (V_0).

Таким образом, выбор расчетного значения скорости посадки связан с необходимостью количественной оценки указанных вариаций скорости.

Прежде всего рассмотрим скорость $\Delta V_{\text{ДМП}}$, которую гасит двигатель мягкой посадки.

3.4. Посадка СА на ПРС с использованием двигателей мягкой посадки (ДМП).

Метод использования пороховых ракетных двигателей для торможения СА при посадке состоит в следующем.

На корпусе СА устанавливаются пороховые ракетные двигатели (ДМП). Одновременно СА снабжается специальным высотомером.

При снижении СА до высоты, на которую настроен высотомер, от его сигнала включается ДМП, равнодействующая тяги которого направлена кверху и проходит через центр тяжести СА. За время работы ДМП происходит снижение скорости парашютирования СА до заданной безопасной величины. Значение конечной скорости приземления СА после срабатывания ДМП зависит от выбранного импульса ДМП, а так же от ряда случайных факторов.

Анализ показывает, что для ДМП с неуправляемой силой тяги имеет место следующая физическая картина торможения и посадки СА при работе ДМП.

На первом этапе движения при включении ДМП система “СА – парашют” продолжает движение как твердое тело, стропы парашюта остаются растянутыми.

На втором этапе движения усилие растяжения строп парашюта (усилие на подвеске) падает до нуля (что в ряде случаев при расчетах оправдывает пренебрежение присоединенной массой воздуха в объеме купола парашюта). Купол парашюта, продолжает двигаться с некоторой скоростью и перестает оказывать влияние на движение СА. Спускаемый аппарат продолжает движение под действием силы тяги ДМП (R) и собственного веса (G). Скорость СА уменьшается.

На третьем этапе движения сила тяги ДМП падает до нуля. Здесь могут встретиться различные случаи.

Если ДМП отработал на высоте, существенно большей, чем расчетная, после его выключения СА будет падать, вновь появится натяжение в стропах парашюта и может возобновиться обычный процесс парашютирования.

Если ДМП включится на высоте, меньшей, чем расчетная, может произойти удар СА о грунт при работающих ДМП. После остановки СА на грунте под действием упругих сил грунта и упругости корпуса СА, а также тяги ДМП спускаемый аппарат будет подброшен кверху. После окончания работы ДМП под действием силы веса СА будет свободно падать, произойдет повторный удар СА о грунт.

Как видим, полная картина движения СА представляется достаточно сложной.

Строгое решение задачи связано с большим объемом вычислений, включая интегрирование полной системы уравнений со случайными начальными условиями. Для получения статистически достоверных результатов о кинематических параметрах СА при приземлении приходится проводить вычисления для большого числа вариантов порядка 10...20 тысяч и более.

На практике в ряде случаев, в целях предварительного сравнительного анализа различных вариантов систем посадки, можно существенно упростить задачу, приняв ряд допущений.

Эти допущения заключаются в следующем:

- присоединенная масса воздуха в объеме парашюта не учитывается;
- масса купола парашюта принимается существенно меньшей массы СА;
- перегрузка, создаваемая ДМП, принимается существенно большей единицы:

$$n_{\text{ДМП}} = R_{\text{ДМП}} / G_{\text{СА}} \gg 1;$$

- стропы парашюта принимаются нерастяжимыми;

-пульсация купола в период работы ДМП отсутствует. Это допущение справедливо, если период пульсации купола ($\tau_{\text{пульс}}$) существенно больше времени работы ДМП. Соотношение $\tau_{\text{пульс}} > \tau_{\text{ДМП}}$ обычно выполняется для больших куполов в сочетании с ДМП большой тяги ($n_{\text{ДМП}} > 1$). При указанных допущениях систему “СА – парашют” можно считать твердым телом, установившаяся скорость спуска которой (V_0) к моменту включения ДМП есть константа. В этом случае уравнение движения системы “СА – парашют” имеет вид:

$$m \frac{dV}{dt} = G - Q - R, \tag{3.1}$$

где m и G - масса и вес СА,

$$Q = C_x S \frac{\rho V^2}{2} \quad \text{- аэродинамическая сила сопротивления парашюта;}$$

$R = \text{Const}$ - равнодействующая сил тяги ДМП.

Из равенства $G = Q$ следует, что

$$\frac{C_x S \rho}{2} = \frac{G}{V_0^2} \quad (3.2)$$

Подставляя (3.2.) в уравнение (3.1), имеем:

$$\frac{dV}{dt} + \frac{g}{V_0^2} V^2 + g(n-1) = 0 \quad (3.3)$$

где $n = \frac{R}{G}$

Учитывая сказанное, а так же ранее сделанные допущения, в формуле (3.3) можно принять $n = \text{const}$; в этом случае уравнение (3.3) может быть проинтегрировано в конечном виде:

$$\tau_k = \frac{V_0}{g(\sqrt{n-1})} \operatorname{arctg} \frac{1 - \frac{V_k}{V_0}}{\sqrt{n-1} + \frac{V_k}{V_0 \sqrt{n-1}}} \quad (3.4)$$

$$h_k = \frac{V_0}{2g} \ln \frac{n}{n-1 + \frac{V_k^2}{V_0^2}}, \quad (3.5)$$

где τ_k , h_k , V_k – соответственно время, пройденный путь (высота) и скорость СА к моменту окончания работы ДМП.

3.5. Вероятностная оценка скорости посадки СА на ПРС.

Параметры, входящие в формулы 3.4 и 3.5, являются, по существу, случайными величинами. В частности, скорость СА к моменту включения ДМП, которую обозначим (V_i), будет зависеть от высоты места посадки над уровнем моря (H), от скорости восходящих и нисходящих потоков воздуха в приземном слое атмосферы ($\Delta V_{\text{турб}}$), от пульсации купола ($\Delta V_{\text{пульс}}$):

$$V_i = V_H \pm \Delta V_{\text{турб}} \pm \Delta V_{\text{пульс}}, \quad (3.6)$$

Перегрузка ($n_{\text{ДМП}}$) зависит от вариаций силы тяги ДМП и вариаций веса СА.

Величина силы тяги (R) при прочих равных условиях, зависит от температуры пороха.

Вес СА к моменту приземления может быть различным, например, из-за изменения количества членов экипажа в СА при взлете и посадке (смена экипажей орбитальной станции и т.п.):

$$(G_{\text{СА}})_i = (G_{\text{СА}})_o \pm \Delta G:$$

Высотомер, включающий ДМП, также работает с определенной погрешностью по высоте включения.

Таким образом, при вычислении ($V_{\text{пос}}$) СА на ПРС, мы имеем дело со следующим комплексом основных параметров, отклонения которых от номинальных значений являются случайными:

- 1) G- вес СА;
- 2) R - тяга ДМП;
- 3) H - высота места посадки;
- 4) H_i - высота включения ДМП;
- 5) $\Delta V_{\text{турб}}$ - вариация скорости СА, вызванная турбулентностью атмосферы;
- 6) $\Delta V_{\text{пульс}}$ - вариация скорости СА, вызванная пульсацией купола парашюта.

Цель решения задачи - найти закон распределения ($V_{\text{пос}}$) с учетом вариаций перечисленных параметров, являющихся случайными величинами.

Искомый закон распределения может быть построен, например, методом “математического эксперимента” (методом Монте-Карло), для чего необходимо располагать законами распределения всех случайных величин, от которых зависит ($V_{\text{пос}}$).

3.6. Влияние вариаций высоты места посадки, веса СА, тяги ДМП и высоты включения ДМП на скорость посадки СА.

Выпишем основные расчетные формулы для случая, когда ДМП оканчивает работу до момента касания земли, т.е. когда

$H_i > h_i$, где H_i – начальная высота включения ДМП;

h_i - путь (высота), пройденный СА от момента окончания работы ДМП.

Посадочная скорость СА, направленная по земной вертикали, определяется формулой:

$$V_{\text{пос}} = V_{\text{к}} + \sqrt{2gh_i} \quad (3.7)$$

где $V_{\text{к}}$ - скорость СА в момент окончания работы ДМП.

Преобразуя формулы (3.4) и (3.7), для ($V_{\text{к}}$) имеем

$$V_{\text{к}} = V_i \frac{\sqrt{n-1} - (n-1)tg \frac{g\tau\sqrt{n-1}}{V_0}}{\sqrt{n-1} + tg \frac{g\tau\sqrt{n-1}}{V_0}} \quad (3.8)$$

где V_i - скорость СА в момент окончания работы ДМП (см. формулу 3.6.);

τ - время работы ДМП;

n - перегрузка от ДМП.

Для ($V_{\text{Н}}$), входящей в формулу (3.6), имеем:

$$V_H = V_0 \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}} ; \quad (3.9)$$

где ρ_H - плотность воздуха на высоте места посадки.

Плотность воздуха (ρ_H) на высоте места посадки есть случайная величина, которая выбирается в соответствии с законом распределения высот на полигоне (полигонах) посадки.

Высота посадки над уровнем моря обычно принимается в некоторых пределах равномерной. Примерный вид кривой плотности распределения вероятности для высот местности (H) показан на рис.3.6.

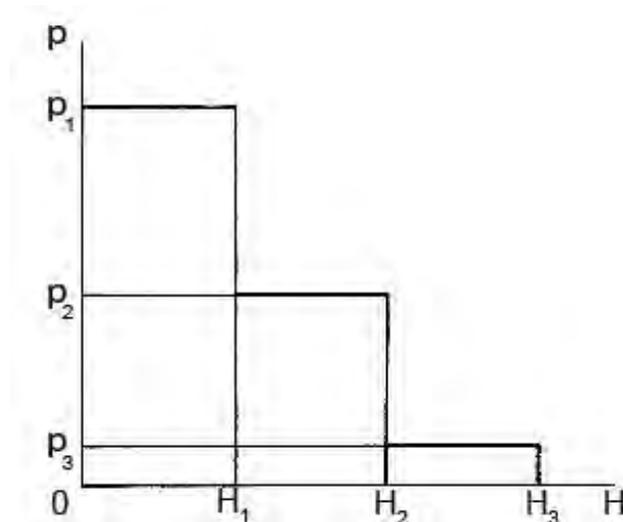


Рис. 3.6. Закон распределения для высот места посадки над уровнем моря

Вероятность попадания на каждый из промежутков вычисляется как отношение площади территории полигона, лежащей на данном интервале высот, ко всей площади полигона посадки.

Вес СА $(G_{CA})_i = (G_{CA})_0 \pm \Delta G$ - случайная величина с равномерным распределением в заданном диапазоне предельных значений $\pm \Delta G$.

Вариации тяги ДМП (R) в зависимости от температуры пороха и, соответственно, вариации времени работы ДМП (τ), а также погрешности работы высотомера, включающего ДМП на высоте (H_i), определяются по результатам автономных испытаний ДМП.

На этапе предварительных расчетов для (R); (τ) и (H_i) могут быть приняты нормальные законы распределения с математическим ожиданием и дисперсией соответственно:

для R : (m_R) и (σ_R^2) ;

для τ : (m_τ) и (σ_τ^2) ;

для H_i : (m_H) и (σ_H^2) ;

Путь, пройденный СА за время работы ДМП (h_i), определяется по формуле

$$h_i = \frac{V_i^2}{2g} \ln \frac{n}{n-1 + \frac{V_K^2}{V_0^2}} \quad (3.10)$$

Для вычисления скорости (V_i) как случайной величины необходимо также учесть вариации скорости СА, связанные с пульсацией купола и турбулентностью атмосферы.

3.7. Влияние пульсаций купола парашюта на скорость посадки СА.

В процессе парашютирования форма купола парашюта не остается постоянной, купол пульсирует. Изменение формы купола по очевидным геометрическим соображениям (рис.3.7) будет вызывать вертикальные перемещения СА относительно общего центра масс системы “СА – парашют”, лежащего вблизи нижней кромки купола. Вследствие этих перемещений СА его скорость парашютирования относительно земли будет периодически возрастать и убывать.

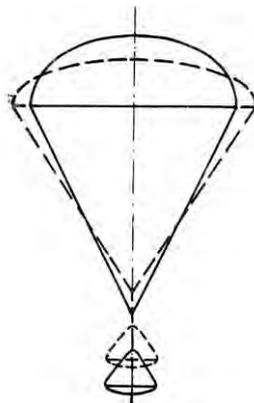


Рис. 3.7. Вертикальные смещения СА при изменении геометрии купола в процессе пульсации.

В результате анализа материалов летных испытаний и расчетов было найдено, что вследствие пульсации купола вертикальная скорость СА изменяется по почти синусоидальному закону. Амплитуда изменения скорости СА, вызванная пульсацией купола, достигает $\sim(5...8) \%$ от (V_H).

Представляет интерес оценка влияния отдельных факторов на величину скорости пульсации. В частности оказалось, что в расчетном диапазоне параметров 75% прироста скорости СА определяется чисто геометрическим изменением формы купола; 15% - за счет изменения присоединенной массы воздуха в объеме купола при его пульсации; 10% - за счет упругой деформации строп парашюта.

В случае использования многокупольных парашютных систем можно ожидать, при прочих равных условиях, меньшей пульсаций вертикальной скорости СА, чем в случае однокупольной парашютной системы.

Можно полагать, что купола многокупольной парашютной системы будет пульсировать не синхронно, из-за чего вертикальные смещения СА, обусловленные влиянием геометрических изменений формы куполов, должны быть меньше, чем при использовании одного большого купола. Однако это предположение нуждается в дополнительном анализе.

3.8. Влияние вертикальных токов воздуха на скорость посадки СА.

При достаточно длительном пребывании системы «СА – парашют» в вертикальном потоке воздуха скорость СА относительно земли будет равна алгебраической сумме скорости парашютирования (скорости движения СА относительно воздуха) и скорости вертикального потока. В зависимости от знака скорости вертикального потока скорость спуска СА относительно земли может либо увеличиваться, либо уменьшаться. Следует сразу отметить, что в рассматриваемой нами задаче наибольший интерес представляют нисходящие потоки воздуха, поскольку они увеличивают скорость приземления СА.

На величину скорости вертикальных токов воздуха влияют многие факторы. В частности, скорость вертикального потока существенно зависит от расстояния до поверхности земли.

В табл. 3.2 приведены результаты расчета скорости системы «СА – парашют» относительно скорости вертикального потока воздуха через 2 сек. после попадания системы в вертикальный поток (при $\frac{m_{CA}}{m_{CA} + m_{пр}} = 0,5$, где $(m_{пр})$ - присоединенная масса воздуха в объеме купола парашюта).

Относительная скорость системы «СА – парашют» через 2 сек. после попадания в вертикальный ток воздуха.

Табл. 3.2.

V_H м/с	8	10
$V_{t=2 \text{ сек}} / V_H$	0,918	0,867

По расчету за время 2 с после попадания в нисходящий (восходящий) поток воздуха скорость системы «СА – парашют» становится практически установившейся.

Из полученных результатов следует, что при длине строп парашюта $\approx 30 \div 40$ м и скорости парашютирования $8 \div 10$ м/сек, скорость приземления СА практически зависит от вертикальных токов воздуха в приземном слое атмосферы на высоте от земли $60 \div 80$ м, т.е. на пути снижения $20 \div 30$ м.

На рис. 3.9 и 3.10 приведены заимствованные из [27; 28; 29] результаты исследования нисходящих и восходящих токов воздуха в приземном слое атмосферы до высот 300 м.

Измерения скорости вертикальных токов воздуха с помощью шаров-зондов, методом дымов, а также результаты анализа перегрузок, записанных на планерах и самолетах при полетах на малых высотах, показывают, что скорости нисходящих потоков воздуха на высотах $H = 50 \div 100$ м не превосходит $1 \div 1,3$ м/с.

С подъемом на высоту эта скорость увеличивается. На высоте $100 \div 120$ м в определенное время суток встречаются нисходящие потоки воздуха со скоростью до 1,5 м/с. С дальнейшим ростом высоты до $H = 250 \div 750$ м скорость нисходящих потоков может достигать 2 м/с.

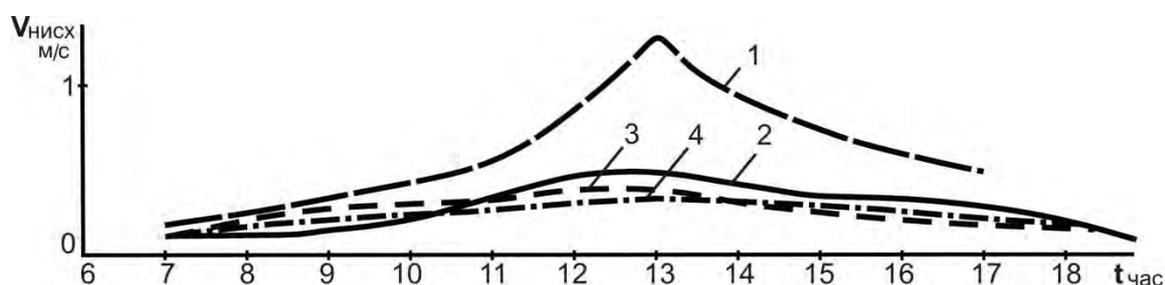


Рис. 3.8. Средние скорости нисходящих токов воздуха над различными типами подстилающей поверхности в дневное время суток [27]
1 – полупустыня; 2 – лес; 3 – степь; 4 – суходол.

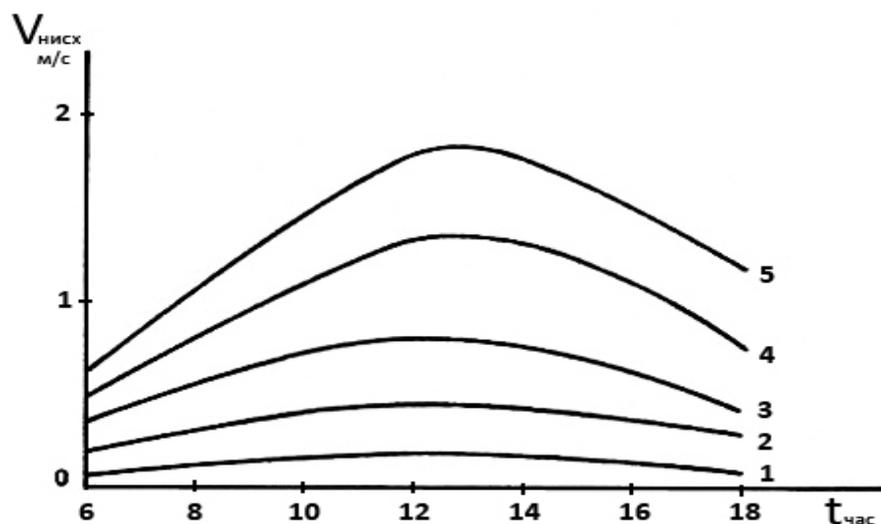


Рис. 3.9. Изменение скорости нисходящих токов воздуха с подъёмом на высоту в различное время суток [29]

1 – высота $0 \div 10$ м; 2 - $10 \div 40$ м; 3 - $40 \div 100$ м; 4 - $100 \div 200$ м; 5 - $200 \div 300$ м.

Скорость нисходящих потоков воздуха ($V_{\text{нисх}}$) в приземном слое до высоты $100 \div 250$ м всегда меньше скорости восходящих потоков ($V_{\text{восх}}$). Их отношение

$$\frac{V_{\text{нисх.}}}{V_{\text{восх.}}} \approx 0,6 - 0,8.$$

Указанные выше значения скорости нисходящих потоков в приземном слое относятся к спокойной атмосфере. На границе воды и суши, в условиях грозы, шквалов и других подобных возмущений в приземном слое атмосферы могут формироваться вертикальные токи воздуха со скоростями, существенно превышающими указанные выше значения. Однако случаи, когда скорость вертикальных токов воздуха становится соизмеримой со скоростью парашютирования, по-видимому, не должны рассматриваться как расчетные.

Для вариации скорости СА, как случайной величины, связанной с турбулентностью атмосферы, на практике обычно принимается нормальный закон распределения с математическим ожиданием $m_{\text{турб.}}$ и дисперсией $\sigma_{\text{турб.}}^2$, значения которых могут быть выбраны с учетом изложенных в данном параграфе материалов.

В результате вероятностного расчета с использованием случайных величин строится кривая плотности распределения вероятности скорости посадки СА на ПРС, которая имеет вид, показанный на рис.3.10.

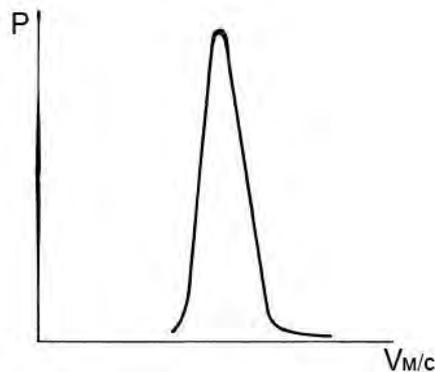


Рис. 3.10. Закон распределения скорости посадки СА на ПРС.

Полученная кривая распределения посадочной скорости необходима, но недостаточна для решения поставленной выше задачи о выборе расчетных начальных условий для проектирования и испытания системы амортизации СА, его прочности и др. Кривая распределения посадочной скорости дает возможность оценить вероятность появления той или иной скорости посадки, направленной по земной вертикали. Эти данные, естественно, представляют интерес при сопоставлении друг с другом различных типов парашютно-реактивных систем посадки.

Однако, если принять за расчетное значение скорости посадки какую-то скорость (V_1), вероятность превышения которой равна заданному значению (P_1), то в этом случае остается неизвестной скорость удара СА о грунт по нормали к

грунтовой площадке, а также в сочетании с каким посадочным углом СА следует вводить в расчет эту скорость.

В связи с этим необходимо рассматривать условия посадки комплексно, т.е. учитывать одновременно посадочную скорость ($V_{\text{пос}}$) и посадочный угол СА с учетом рельефа грунтовой площадки, ветрового сноса и его азимута относительно уклона местности и других факторов.

Методика такой комплексной оценки изложена ниже.

3.9. Посадочный угол СА. Постановка задачи.

Рассмотрим несколько простейших случаев посадки СА.

На рис. 3.12 показана схема посадки СА на горизонтальную площадку при ветровом сносе. После контакта с грунтом на СА будут действовать силы как по вертикали (P_y), так и по горизонтали (P_x). Примем горизонтальную силу (P_x) равной силе трения. Она вызовет поворот равнодействующей сил давления грунта на угол ($\varphi_{\text{эф}}$), в данном случае – на угол трения ($\varphi_{\text{тр}} = \arctg(K)$), где K – коэффициент трения. В дальнейшем изложении обозначим:

($\varphi_{\text{пос}}$) - угол посадки – угол между продольной осью СА и нормалью к грунтовой площадке в начальный момент времени при контакте СА с грунтом;

($\varphi_{\text{эф}}$) - эффективный угол посадки – угол между продольной осью СА и направлением равнодействующей сил давления грунта на корпус СА.

Как видим, для СА, подвешенного к парашюту симметрично, при посадке в номинальном положении на горизонтальную площадку при наличии горизонтальной скорости внешняя нагрузка приложена под некоторым углом ($\varphi_{\text{эф}}$) к продольной оси СА.

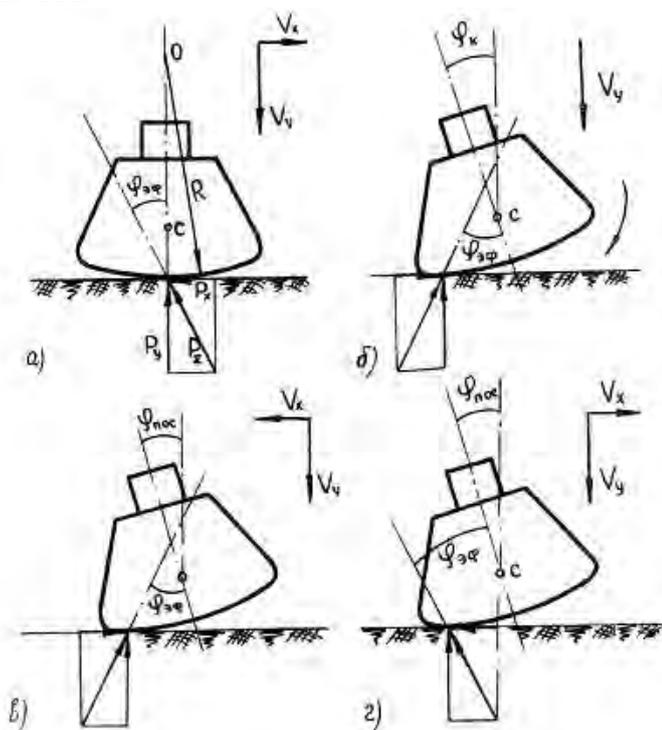


Рис. 3.11. Силы, действующие на СА при посадке:

а) $\varphi_{\text{эф}} = \text{arctg}K$; б) $\varphi_{\text{эф}} = \varphi_k + \text{arctg}K$, φ_k – конструктивный угол подвеса СА к парашюту; в) $\varphi_{\text{эф}} = \varphi_{\text{пос}} + \text{arctg}K$; г) $\varphi_{\text{эф}} = \varphi_{\text{пос}} - \text{arctg}K$.

На практике встречаются несимметричные схемы подвеса СА к парашюту, как, например, на СА корабля “Аполлон”. При посадке с вертикальной скоростью без ветрового сноса на СА в этом случае будет действовать схема сил, показанная на рис.3.11. б). Поскольку центр тяжести СА расположен ниже центра кривизны днища будет развиваться вращение СА относительно центра тяжести.

При посадке с ветровым сносом рис.3.11 по схеме (г) эффективный угол будет максимальным; в этом случае за счет большого плеча равнодействующей сил грунта относительно центра масс СА будет иметь место максимальная угловая скорость вращения СА, опрокидывание и перекачивание СА на грунте с возможными повторными ударами о грунт произвольными точками корпуса (эффект «попутного удара»).

При посадке по схеме (в) равнодействующая сил грунта может пройти вблизи центра масс СА; в этом случае может иметь место рикошет СА от грунта при минимальной угловой скорости вращения (эффект «встречного удара»).

Как видим, при одном и том же значении угла ($\varphi_{\text{пос}}$), в зависимости от направления ветрового сноса, эффективный угол ($\varphi_{\text{эф}}$) и, соответственно, поле ударных перегрузок, действующих на экипаж в СА, будет существенно изменяться.

Необходимо отметить, что горизонтальная скорость СА относительно грунта зависит не только от ветрового сноса. В частности, СА приобретает некоторую горизонтальную скорость в процессе раскачки системы “СА – парашют”. Центр качания лежит обычно вблизи нижней кромки купола. Соответствующая горизонтальная составляющая скорости выражается формулой

$$(\Delta V_x)_p = \dot{\varphi}_p L \cos \varphi_p \approx \dot{\varphi}_p L \quad (3.11)$$

где φ_p — угол раскачки; L — длина строп парашюта.

Угловая скорость и угол раскачки зависят от конструктивных особенностей применяемой парашютной системы; их числовые значения определяются экспериментально.

Полная горизонтальная скорость СА будет равна геометрической сумме скорости ветрового сноса (\bar{W}) и горизонтальной составляющей раскачки СА:

$$\bar{V}_x = \bar{W}_x + (\Delta \bar{V}_x)_p \quad (3.12)$$

Заметим, что выражение (3.12) есть сумма случайных величин, каждая из которых имеет свой закон распределения.

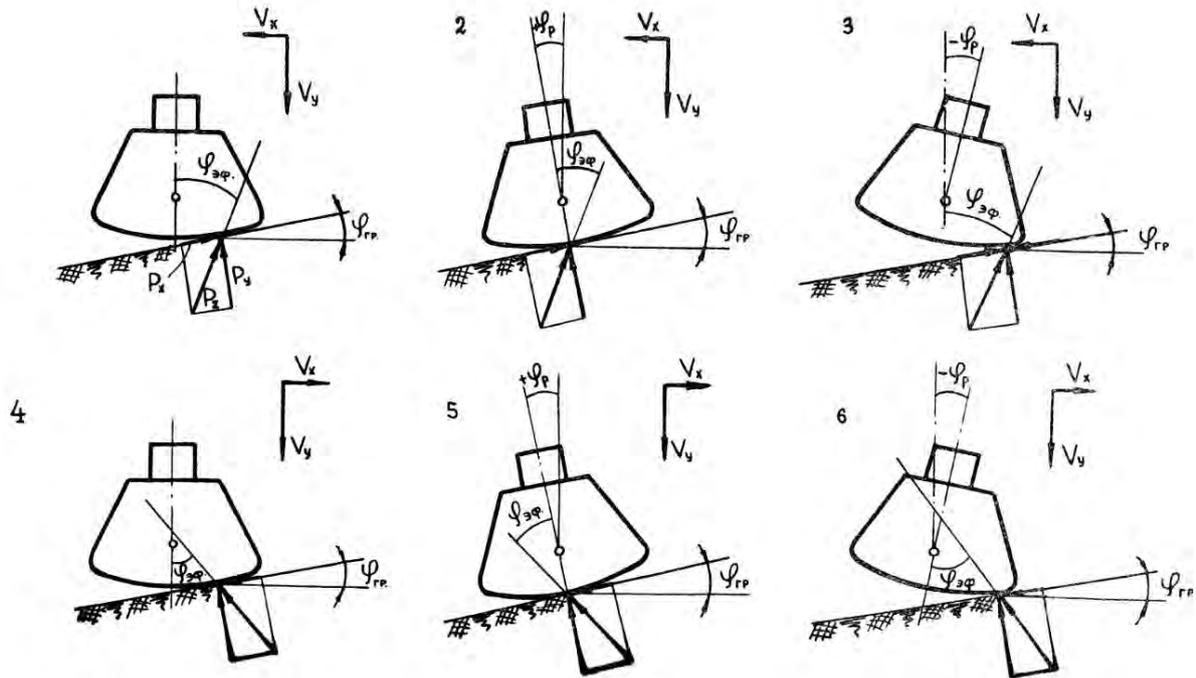


Рис. 3.12. Схемы посадки СА на наклонную грунтовую площадку с ветровым сносом:

- 1) $\varphi_{эф} = -\varphi_{гр} + \arctg K$; 2) $\varphi_{эф} = \varphi_p - \varphi_{гр} + \arctg K$; 3) $\varphi_{эф} = -\varphi_p - \varphi_{гр} + \arctg K$;
- 4) $\varphi_{эф} = -\varphi_{гр} - \arctg K$; 5) $\varphi_{эф} = \varphi_p - \varphi_{гр} - \arctg K$; 6) $\varphi_{эф} = -\varphi_p - \varphi_{гр} - \arctg K$.

Рассмотрим случай посадки СА на наклонную грунтовую площадку. Как видно из схемы (рис.3.12), если пренебречь собственным весом СА, который мал по сравнению с силами (P_x) и (P_y), такая посадка эквивалентна приземлению на горизонтальную площадку при иных начальных скоростях (V_x) и (V_y).

В условиях приземления СА на наклонную площадку ветровой снос может увеличить вертикальную составляющую скорости посадки, которую имеет СА после срабатывания ДМП (рис. 3.13).

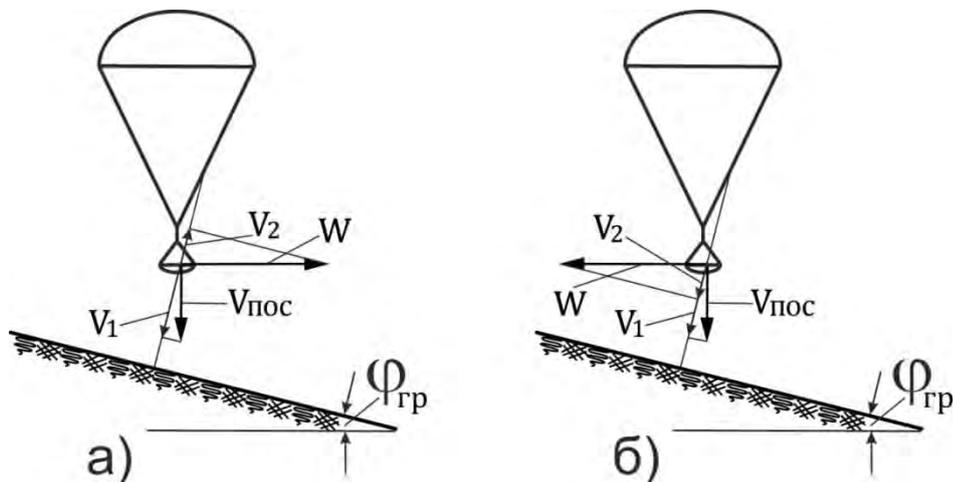


Рис. 3.13 Схема посадки СА на наклонную грунтовую площадку с ветровым сносом: а) $V_{y1} = V_1 - V_2$; б) $V_{y1} = V_1 + V_2$; V_{y1} – суммарная скорость СА в проекции на нормаль к поверхности грунтовой площадки; W – скорость ветра.

Таким образом, мы имеем дело со следующей задачей.

Спускаемый аппарат космического корабля совершает посадку с использованием парашютно–реактивной системы. Посадка происходит при наличии раскачки системы “СА – парашют” на наклонную грунтовую площадку с ветровым сносом. (Для простоты полагаем подвеску СА к парашюту симметричной).

Требуется найти плотность распределения вероятности скорости, направленной по нормали к посадочной площадке, в сочетании с посадочным углом ($\varphi_{\text{пос}}$).

3.10. Вероятностная оценка сопряженных значений скорости посадки СА и посадочного угла. Эллипс рассеивания условий посадки.

На рис. 3.14 схематично показан общий случай приземления СА. Требуется определить посадочный угол ($\varphi_{\text{пос}}$) — угол между продольной осью СА и нормалью к поверхности грунтовой площадки, в сочетании с соответствующим значением посадочной скорости, направленной по нормали к грунтовой площадке.

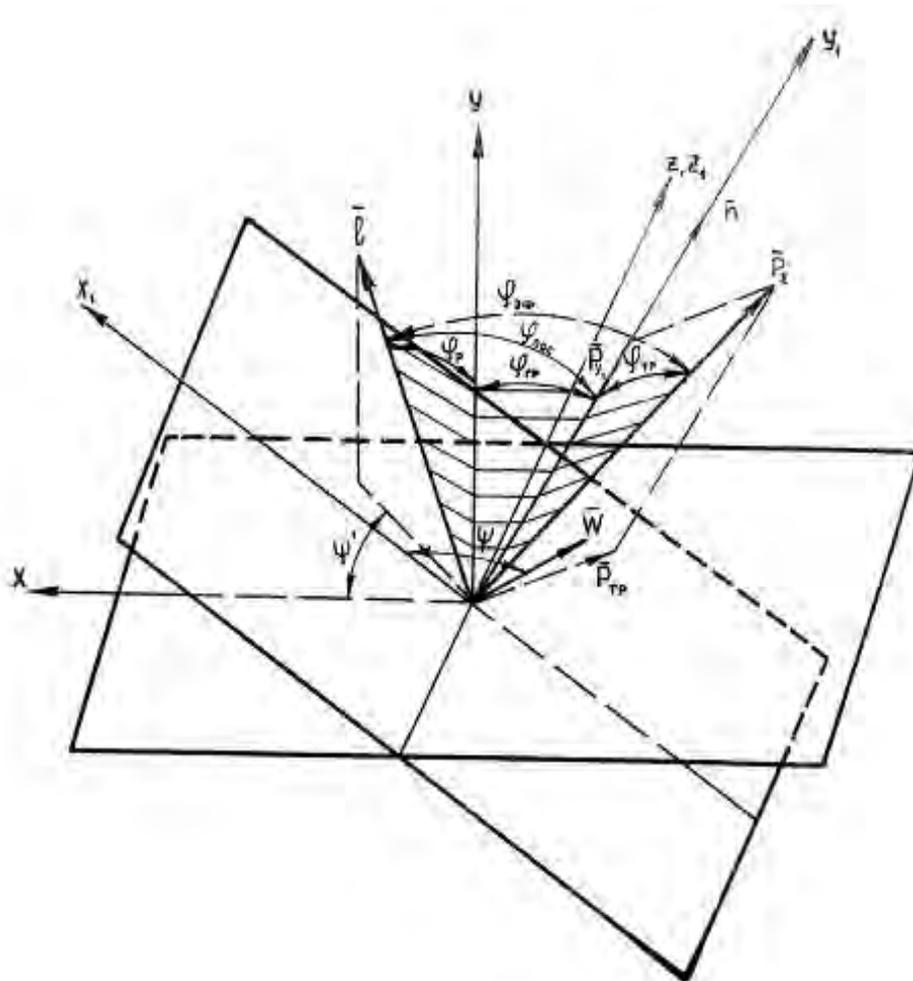


Рис. 3.14. Схема углов при посадке СА. Общий случай.

XYZ – система координат, связанная с горизонтальной грунтовой площадкой;

$X_1Y_1Z_1$ – система координат, связанная с наклонной грунтовой площадкой;

\bar{l} — единичный вектор, направленный по продольной оси системы «СА-парашют»;

\bar{n} — единичный вектор нормали к поверхности наклонной грунтовой площадки;

ψ - азимут вектора скорости ветра, отсчитывается от вертикальной плоскости максимального угла наклона грунтовой площадки;

ψ_1 - азимут плоскости раскачки системы «СА – парашют», отсчитывается аналогично ψ

φ_p – угол между продольной осью системы «СА-парашют» и земной вертикалью;

$\varphi_{гр}$ - угол наклона грунтовой площадки к горизонту;

$\varphi_{пос}$ - угол между нормалью к грунтовой площадке и продольной осью системы «СА – парашют»;

$\varphi_{эф}$ - угол между равнодействующей сил реакции грунта и продольной осью системы «СА-парашют»;

\bar{P}_y - нормальная составляющая реакции грунта;

$\bar{P}_{тр}$ - касательная составляющая сил реакции грунта;

\bar{W} - вектор скорости ветра;

Посадочная скорость ($V_{\text{пос}}$) направлена по вертикали ($V_{\text{пос}}$ - случайная величина, о законе распределения которой сказано выше). Следует заметить, что для удобства практических расчетов закон распределения ($V_{\text{пос}}$) целесообразно аппроксимировать гауссовой кривой нормального распределения с математическим ожиданием (m_v) и дисперсией ($\sigma_{V_{\text{пос}}}^2$). Обычно такая аппроксимация не вызывает затруднений.

Для определения полной скорости СА при посадке (V_{Σ}) необходимо учесть скорость ветрового сноса (W) и раскачку системы “СА – парашют”.

На основании работы [50] для скорости ветра (W) может быть принят закон распределения Релея. Функция распределения по Релею записывается в виде

$$F(W) = e^{-\frac{\pi}{4} \left(\frac{W}{W_0}\right)^2} \quad (3.13)$$

Плотность распределения

$$f(W) = \frac{\pi}{2} \frac{W}{W_0^2} e^{-\frac{\pi}{4} \left(\frac{W}{W_0}\right)^2} \quad (3.14)$$

где (W_0) — базовое значение скорости ветра на данной высоте над поверхностью земли, которое может быть найдено по графику рис. 3.15 из [50].

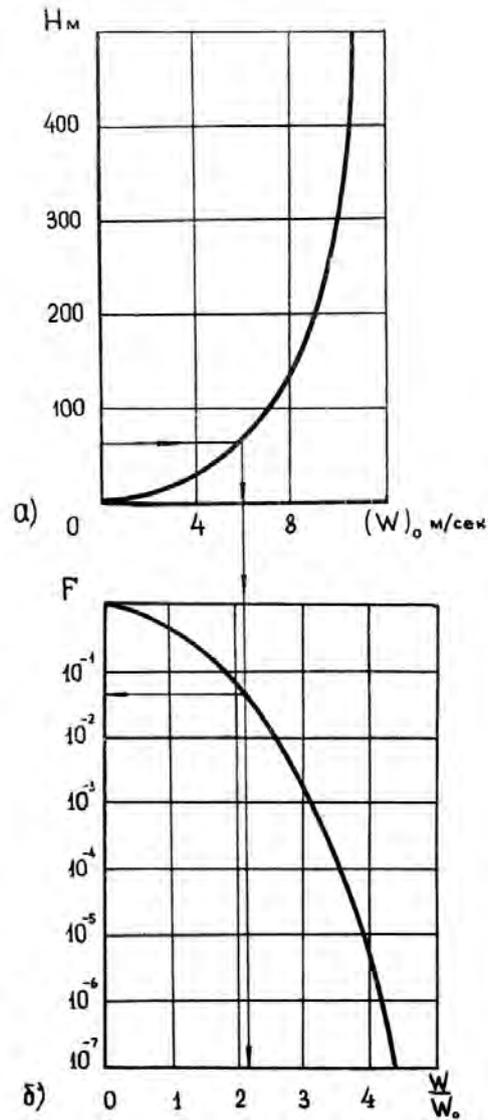


Рис. 3.15. Профиль среднего значения ветра на малых высотах (а) и функция распределения вероятности встречи ветра со скоростью, большей некоторого (базового) значения (б) [50].

Таким образом, по формуле (3.14) может быть найдена скорость ветра (W) как случайная величина (для выбранного диапазона значений и параметров функции $F(W)$ распределения).

Система “СА - парашют” в процессе спуска совершает малые колебания с угловой скоростью $\dot{\varphi}_p$ вокруг центра, лежащего вблизи нижней точки купола.

Приняв в первом приближении систему “СА – парашют” за математический маятник, имеем

$$\varphi_p = \varphi_{p_{\max}} \sin\left(\sqrt{\frac{g}{L}} \cdot t\right) \quad (3.15)$$

Здесь φ_p — текущее значение угла между продольной осью СА и вертикалью в процессе парашютирования;

L - длина строп парашюта;

$\varphi_{P_{\max}}$ — максимальное значение угла раскачки (случайная величина, распределенная по нормальному закону с математическим ожиданием ($m_{P_{\max}}$) и дисперсией ($\sigma^2_{P_{\max}}$);

Таким образом, в проекциях на оси XYZ (рис. 3.13) будем иметь

$$\begin{aligned} V_x &= W \cos \psi + L \dot{\varphi}_p \cos \varphi_p \cos \psi_1; \\ V_y &= -V_{\text{пос}} - L \dot{\varphi}_p \sin \varphi_p \\ V_z &= W \sin \psi + L \dot{\varphi}_p \cos \varphi_p \sin \psi_1; \end{aligned} \quad (3.16)$$

где ψ - азимут вектора скорости ветра – случайная величина, которую можно принять равномерно распределенной в интервале $[-180^\circ; +180^\circ]$, отсчитывается от вертикальной плоскости максимального угла наклона грунтовой площадки (рис.3.13);

ψ_1 - азимут плоскости колебаний системы “СА – парашют” – случайная величина, распределенная равномерно в интервале $[-180^\circ; +180^\circ]$, отсчитывается аналогично ψ .

Полная скорость СА

$$V_\Sigma = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2} \quad (3.17)$$

Проекция полной скорости СА на нормаль к грунтовой площадке выражается формулой

$$V_{y_1} = V_x \sin \varphi_{\text{гр}} + V_y \cos \varphi_{\text{гр}} \quad (3.18)$$

где $\varphi_{\text{гр}}$ - угол наклона грунтовой площадки к горизонту – случайная величина, которую можно принимать распределенной или по нормальному закону с математическим ожиданием $m_{\varphi_{\text{гр}}} = 0$ и дисперсией $\sigma_{\varphi_{\text{гр}}}^2$, или распределенной равномерно в некотором интервале $[-\varphi_{\text{гр}}; +\varphi_{\text{гр}}]$.

Для определения посадочного угла $\varphi_{\text{пос}}$ вычислим скалярное произведение

$$\cos \varphi_{\text{пос}} = (\bar{l} \cdot \bar{n}) \quad (3.19)$$

где \bar{l} — единичный вектор, направленный по продольной оси СА;

\bar{n} — единичный вектор нормали к поверхности наклонной грунтовой площадки.

В системе координат XYZ координаты векторов \bar{l} и \bar{n} имеют вид

$$\bar{l}(\sin \varphi_p \cdot \cos \psi_1; \cos \varphi_p; \sin \varphi_p \cdot \sin \psi_1) \quad (3.20)$$

$$\bar{n}(\sin \varphi_{\text{гр}}; \cos \varphi_{\text{гр}}; 0) \quad (3.21)$$

Все параметры, входящие в формулы (3.18) и (3.19), являются случайными величинами и могут быть определены по методике, указанной выше.

В каждом варианте расчета мы получаем данные о значении сопряженных значений скорости (V_{y1}) с посадочным углом ($\varphi_{\text{пос}}$) в момент контакта СА с грунтом.

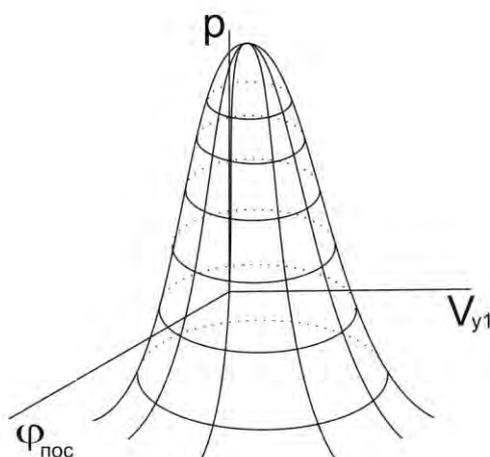
Для получения данных о вероятности появления тех или иных сопряженных значений посадочной скорости и посадочного угла необходимо выполнить достаточно большое число расчетов, используя в качестве начальных условий в каждом расчете случайные значения параметров, входящих в расчет.

Результаты расчетов сортируются и помещаются в таблицу, показанную на рис. 3.16, где приведен пример результатов подобных расчетов; общее число вариантов в рассмотренном примере составило 100000.

В этом случае, при достаточно большом числе вариантов расчетов, отношение числа событий, попавших в одну клетку таблицы, к общему числу вариантов можно рассматривать как вероятность данного события.

V_{y1} м/с	5.0	5.5	6.0	6.5	7.0	7.5	8.0	8.5	9.0
$\Phi_{\text{пос}}$ град									
12-13	0	0	0	0	0	0	0	0	0
11-12	0	0	0	0	0	0	0	0	0
10-11	0	0	0	1	1	1	0	0	0
9-10	0	0	3	6	8	3	0	0	0
8-9	0	1	3	15	24	18	3	0	0
7-8	0	2	11	67	88	44	12	0	0
6-7	0	4	44	171	265	106	20	2	0
5-6	0	10	120	531	757	383	46	7	0
4-5	0	20	296	1431	2084	953	126	8	1
3-4	0	40	648	3213	4809	2259	302	13	0
2-3	0	48	1078	6314	9638	4100	502	17	1
1-2	1	52	1460	9386	14928	6097	591	10	0
0-1	0	25	1121	7684	12642	4903	415	9	0

1 – Результаты расчета.



2- Пространственное распределение сопряженных значений (V_{y1}) и ($\Phi_{\text{пос}}$);

Рис. 3.16. Пример расчета эллипса рассеивания для 100 000 случаев посадки СА на ПРС со случайными начальными условиями.

Результаты расчета могут быть обработаны и использованы по следующей технологии:

Для заданной надежности системы посадки, соответствующей реализации безопасных условий посадки, например, с вероятностью $p \geq 0,997$, для 10000 посадок в 300 случаях могут иметь место превышения заданных максимально допустимых значений параметров $(V_{y1})_{\max}$ и $(\varphi_{\text{пос}})_{\max}$.

При этих условиях в таблице рис. 3.16 маловероятные случаи, лежащие на периферии таблицы, общим числом до 300 могут быть отброшены. Оставшаяся область значений (V_{y1}) и $(\varphi_{\text{пос}})$ образуют эллипс допустимых (потребных) условий посадки, типичный вид которого приведен на рис. 3.17.

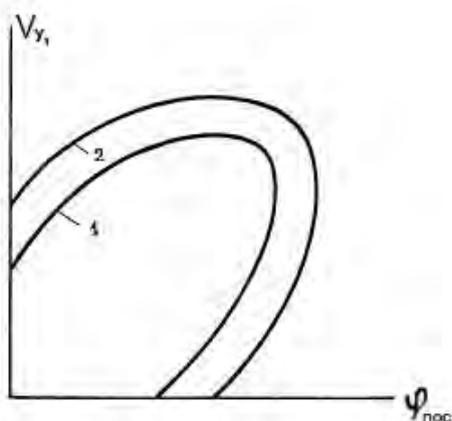


Рис. 3.17. Типичный вид эллипсов рассеивания условий посадки:

- 1) область сочетаний скорости СА (V_{y1}), направленной по нормали к грунту, с посадочным углом ($\varphi_{\text{пос}}$), вероятность превышения которых равна (p_1);
- 2) область сочетаний (V_{y1}) и ($\varphi_{\text{пос}}$), вероятность превышения которых равна (p_2); (p_2) > (p_1).

Очевидно, что безопасность условий посадки тем выше, чем меньше площадь эллипса рассеивания. Теоретически наиболее безопасный режим посадки соответствует случаю, когда эллипс рассеивания стягивается в точку $(V_{y1}) = 0$ и $(\varphi_{\text{пос}}) = 0$.

Эллипс рассеивания позволяет решать ряд важных для практики задач.

1. Эллипс рассеивания можно трактовать как потребную зону условий посадки СА, внутри которой система посадки СА должна обеспечивать безопасность космонавта с некоторой надежностью, соответствующей выбранному уровню вероятности безопасных условий посадки.

2. Эллипс позволяет на этапе проектирования дать весовую оценку различным требованиям к надежности системы посадки СА; известно, что повышение требований к надежности системы связано с повышением массы соответствующих систем.

3. На этапе проектирования системы посадки СА эллипс может использоваться как критерий при сравнительном отборе различных конструктивных вариантов системы посадки.

4. Эллипс рассеивания позволяет получить сопряженные значения посадочной скорости $(V_{y1})_{\max}$ и посадочного угла $(\varphi_{\text{пос}})_{\max}$, которые должны приниматься за расчетные значения при проектировании и испытаниях СА, включая прочностные динамические испытания (сбросы СА на грунт), испытания системы амортизации СА и др.

5. Эллипс позволяет минимизировать объем и стоимость программы динамических испытаний СА. Так, например, копровые сбросы СА на грунт по проверке безопасных условий приземления при максимальной скорости $(V_{y1})_{\max}$ в соответствии с эллипсом должны проводиться при соответствующем сопряженном значении $(\varphi_{\text{пос}})$.

Эксперименты при одновременной реализации максимальной скорости $(V_{y1})_{\max}$ и максимального посадочного угла $(\varphi_{\text{пос}})_{\max}$, как правило, не проводятся, т.к. это сочетание условий посадки лежит за границами эллипса рассеивания и относится к маловероятному режиму посадки.

Таким образом, изложенные выше материалы позволяют определить кинематические параметры СА в момент касания грунта при посадке на парашютно-реактивной системе.

Используя их в качестве начальных условий по формулам, приведенным в гл. 4, могут быть определены перегрузки, действующие на корпус СА при ударе о грунт в расчетных случаях приземления.

Если величины этих перегрузок будут превышать допустимые для человека пределы, приведенные в гл.5, спускаемый аппарат должен быть оборудован системой амортизации.

Методика выбора проектных параметров системы внутренней амортизации СА излагается в гл. 6.

В случае посадки СА на парашюте без ДМП схема расчета остается без изменений, следует только положить тягу ДМП равной нулю.

Глава 4. Динамика спускаемого аппарата при посадочном ударе об упруго-пластический грунт. Перегрузки, действующие на корпус СА.

4.1. Удар спускаемого аппарата о грунт.

Рассмотрим процесс удара СА с экипажем на борту о грунт. Спускаемый аппарат с амортизационным креслом экипажа в первом приближении

эквивалентен системе, состоящий из двух масс - массы корпуса СА (m_2) и массы кресла с пилотом (m_1), соединенных связью с характеристикой $\chi(h; \dot{h})$ (рис.4.1.).

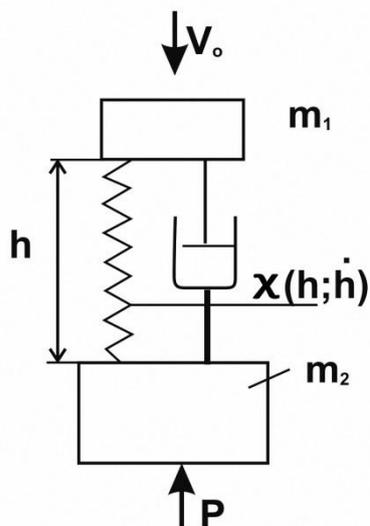


Рис. 4.1. Математическая модель СА с амортизационным креслом космонавта.
 m_1 – масса кресла; m_2 – масса СА; h – ход амортизатора;
 $\chi(h; \dot{h})$ - характеристика амортизатора. P – сила, действующая на СА со стороны грунта.

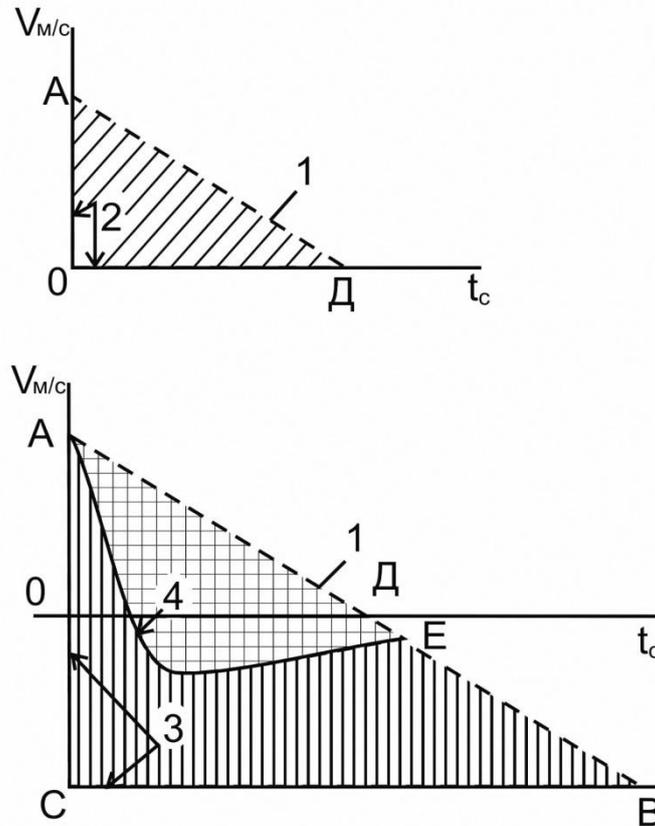


Рис. 4.2. Диаграммы изменения скорости кресла и СА при различной упругости грунта.

1 – скорость кресла (для амортизатора с постоянным усилием по ходу); 2 – скорость СА в случае удара об абсолютно пластичный грунт без отскока; 3 – скорость СА в случае абсолютно упругого удара о грунт; 4 – скорость СА при ударе об упруго-пластический грунт.

Известно, что в подобной системе в общем случае при ударном нагружении массы (m_2), ускорения и перемещения массы (m_1) зависят от отношения масс (m_1/m_2), от закона движения массы (m_2) и характеристики связи $\chi(h; \dot{h})$.

Для СА на практике $m_2 \gg m_1$;

В этом случае закон движения массы (m_2) определяется, в основном, силами взаимодействия корпуса СА с грунтом.

При ударе СА о грунт возможны три случая:

- абсолютно пластичный удар; коэффициент восстановления скорости $K_v = 0$;
- абсолютно упругий удар, $K_v = 1$;

- упругопластичный удар, $0 < K_v < 1$,

где $K_v = \frac{V_{\text{отск}}}{V_0}$; V_0 - начальная скорость удара; $V_{\text{отск}}$ – скорость отскока СА

от грунта.

Рассмотрим перечисленные случаи движения системы в координатах “скорость – время” (рис.4.2.)

В предельном случае абсолютно пластичного удара скорость массы (m_2) мгновенно изменяется V_0 от до 0 и далее остается равной нулю. Масса (m_1) продолжает движение до момента времени (t_k), которое определяется из очевидного соотношения:

$$t_k = \frac{V_0}{n_1 g}, \quad (4.1)$$

где n_1 - перегрузка массы (m_1); (перегрузка на кресле принимается постоянной).

Ясно, что площадь треугольника

$$S_{\Delta\text{АОД}} = \frac{1}{2} V_0 t_k = \frac{V_0^2}{2gn_1} = h_{\text{пласт}} \quad (4.2)$$

определяет величину потребного хода амортизатора кресла при мгновенной остановке СА на абсолютно пластичном грунте.

В предельном случае абсолютно упругого удара масса (m_2) после остановки на грунте приобретает скорость ($-V_0$). Если пренебречь влиянием кресла на движение СА, соответствующий график изменения скоростей масс m_1 и m_2 будет иметь вид, показанный на рисунке 4.2 (в предположении, что отскок происходит лишь один раз).

Поскольку нас интересует перемещение кресла относительно СА, в последнем случае потребный ход амортизатора выражается площадью треугольника

$$S_{\Delta\text{АВС}} = \frac{2V_0 2t_k}{2} = 2 \frac{V_0^2}{gn_1} = h_{\text{упруг}} = 4h_{\text{пласт}} \quad (4.3)$$

Как видим, при абсолютно упругом ударе СА о грунт в предельном случае потребный ход амортизатора может вырасти в четыре раза по сравнению со случаем абсолютно пластичного удара.

В действительности, вследствие упруго-пластических свойств системы «СА – грунт» будет иметь место некоторый промежуточный режим и потребный ход амортизатора составит

$$\frac{V_0^2}{2gn_1} < h < 4 \frac{V_0^2}{2gn_1}. \quad (4.4)$$

Из приведенных примеров видна роль упругости грунта (и упругости конструкции СА) в данной задаче. Недостаточно полный учет упругих сил может привести к существенным ошибкам в выборе величины потребного хода

амортизатора, в частности, к удару в конце хода амортизатора и к превышению допустимых перегрузок на кресле пилота.

Как специально проведенный эксперимент, так и повседневный опыт показывают, что после удара твердого тела о грунт в грунте всегда (за исключением скального и мерзлого грунта) остается вмятина, лунка, т.е. имеют место остаточные деформации грунта.

При прочих равных условиях от полной глубины внедрения СА в грунт (включая пластическую и упругую части деформации грунта), будет зависеть перегрузка на корпусе СА.

Таким образом, проведенный выше краткий анализ задачи показывает, что необходимо выбрать такую модель грунта, которая достаточно полно учитывает как пластические, так и упругие его свойства.

4.2. Модель грунта.

Одно только название “грунт” еще не характеризует его физико-механические свойства как материала. Так, например, в сухое время года глинистые грунты находятся в твердом состоянии и по прочности соизмеримы с бетоном. При увлажнении прочность глинистых грунтов уменьшается в несколько раз.

Грунт принято рассматривать как агрегат, стоящий из минеральных частиц, воды и воздуха. В невозмущенном состоянии минеральные частицы образуют пористый скелет, который при малых нагрузках будет деформироваться как линейно-упругая среда. С ростом нагрузки все большая ее часть будет восприниматься водой и воздухом, заполняющим поры, тогда как сам скелет будет постепенно разрушаться.

Дальнейшее возрастание нагрузки будет полностью разрушать не только скелет, но и сами минеральные частицы и вызовет явно необратимые процессы уплотнения и дробления. Если нагрузку на этой стадии начать уменьшать, то грунт не вернется к прежнему состоянию. Процессы нагружения и разгрузки грунта должны описываться различными законами.

Существуют различные математические модели, характеризующие те или иные свойства грунта. В настоящее время получила распространение модель, предложенная в [41], которая наиболее полно учитывает как упругие, так и пластические свойства грунта (рис.4.3а).

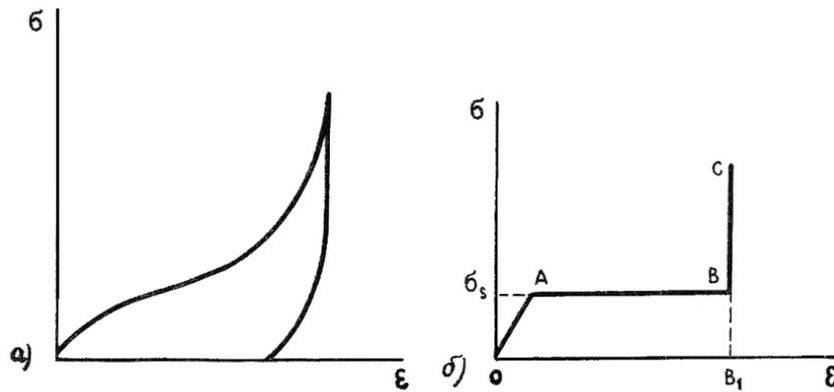


Рис. 4.3. Диаграммы деформации грунта:

а – модель по [41] ; б – модель по [84];

Полная система уравнений по [41] достаточно сложна. Однако для конкретных условий рассматриваемой задачи она может быть существенно упрощена.

А.С. Повицкий и Л.Я. Любин [84], приняв ряд допущений, рассмотрели физические явления, происходящие в грунте при вертикальном ударе тяжелого твердого сферического сегмента с пологим затуплением, что близко соответствует рассматриваемой нами задаче.

В работе [84] была принята упрощенная диаграмма связи между напряжением и деформацией (рис.4.3б)

Подобная диаграмма означает, что по достижении некоторого давления грунт упаковывается мгновенно, и при дальнейшем повышении давления остается в упакованном состоянии. При снятии давления разупаковки не происходит; напряжения, возникающие в грунте, имеют одноосный характер. Касательные напряжения в грунте принимаются равными нулю.

Допущение об одноосном характере напряжений является основным. Оно эквивалентно предположению, что грунт состоит как бы из вертикальных столбиков, не взаимодействующих друг с другом.

Прямым следствием этого допущения является зависимость давления грунта только от скорости внедрения, массы и геометрии внедряющегося сегмента.

В силу этого допущения давление модельного грунта на внедряющийся сферический сегмент не зависит от глубины его погружения, и при вертикальном ударе отскок падающего сегмента невозможен. Отсутствие отскока объясняется отсутствием взаимодействия между вертикальными столбиками, из которых, при сделанных допущениях, как бы состоит грунт.

По [84], если начальная скорость удара достаточно велика, то процесс динамической деформации грунта может быть разбит на три стадии.

1. Начиная с момента контакта сферического сегмента с грунтом при достаточно большой скорости удара по невозмущенной среде начнет распространяться волна упаковки (ударная волна). Упакованная зона грунта движется вместе с сегментом, образуя присоединенную массу. По мере

погружения сегмента в грунт присоединенная масса возрастает, что порождает инерционное сопротивление, пропорциональное квадрату скорости внедрения.

В первый момент времени присоединенная масса, образуемая под центральной частью сегмента, приобретает скорость, которую сегмент имел при касании грунта. По мере погружения сегмента в грунт с ростом радиуса отпечатка в движение вовлекаются все новые частицы грунта. Эти частицы на периферии пятна контакта будут приобретать меньшую скорость, чем в центре в начале движения вследствие торможения сегмента; в то же время мгновенное приращение скорости частицы грунта приобретают на периферии пятна. Поэтому эпюра давления грунта на сегмент приобретает седловидный характер с провалом в центре и пиками на периферии.

2. По мере торможения сегмента скорость упаковки грунта уменьшается и становится равной, а затем и меньше скорости распространения продольных упругих волн (скорости звука). Ударная волна начинает излучать упругую. При дальнейшем уменьшении скорости сегмента упаковка грунта прекратиться; по невозмущенной среде будет распространяться упругая волна.

3. При остановке сегмента остановится и упакованная зона, и от нее оторвется фронт упругой волны.

Если принять допущение о малости присоединенной массы грунта по сравнению с массой внедряющегося в грунт тяжелого сферического сегмента, это будет означать, что в каждый момент времени эпюра давления грунта на пятне контакта имеет вид прямоугольника, т.е. давление грунта равномерно распределено по площади контакта.

В соответствии с принятыми в [84] допущениями давление грунта на поверхности контакта $\sigma(v)$ становится равным нулю после того, как скорость сегмента станет равной нулю (рис. 4.4; 4.5).

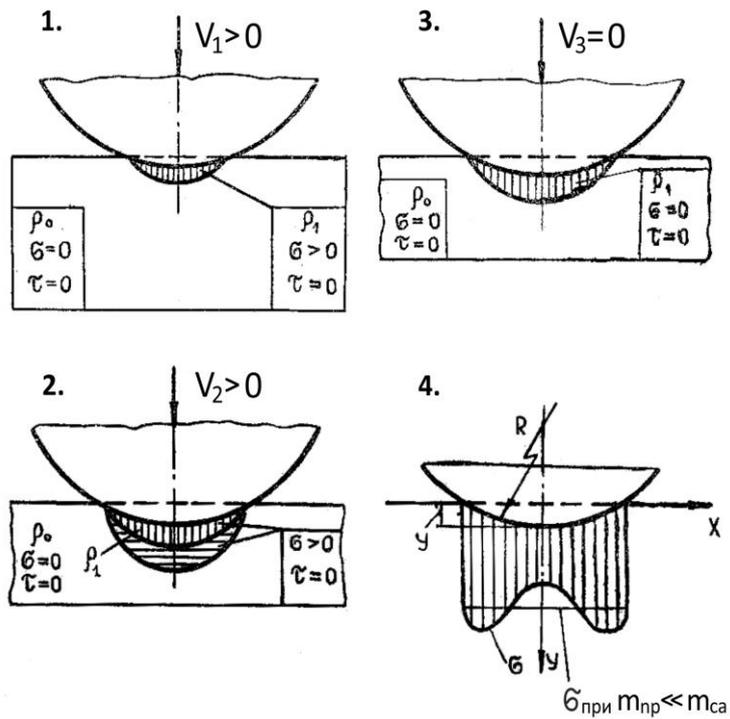


Рис. 4.4. Этапы внедрения СА в модельный грунт, соответствующий [84].
 1 — начало образования «присоединенной массы»; 2 — конец упаковки, излучение упругой волны; 3 — остановка СА; 4 — эпюра нормальных напряжений на контуре дна СА.

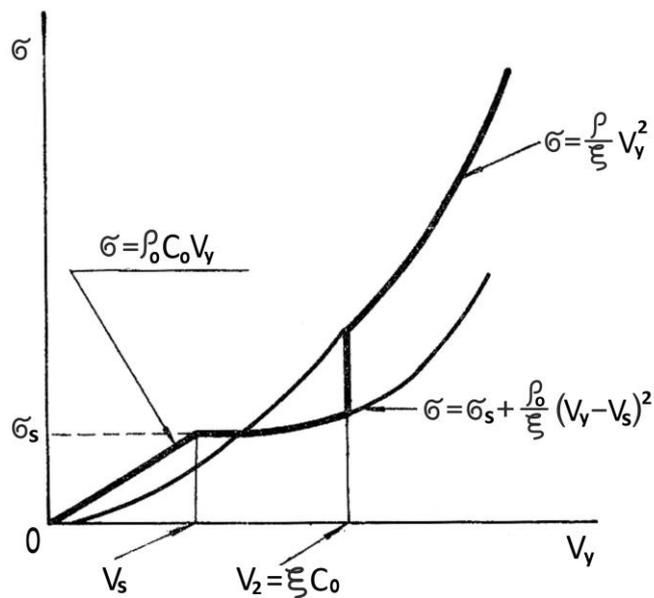


Рис. 4.5. Зависимость нормальных напряжений на поверхности контакта сферического сегмента от скорости внедрения в модельный грунт согласно [84].

Следует заметить, что на начальном этапе движения при достаточно большом радиусе затупления поверхности контакта зона, где происходит деформация грунта (как пластическая, так и упругая), не выходит за горизонтальную проекцию пятна контакта.

На этом этапе движения с достаточной для практики точностью характер деформации натурального грунта можно считать одноосным, т.е. близким к исследованному в [84].

При сделанных допущениях зависимость давления модельного грунта на поверхность контакта сегмента будет иметь вид, показанный на рис. 4.5.

Аналитическое выражение кривых на рис. 4.5 :

на OA (см.рис.4.3.б)
$$\sigma = \rho_0 c_0 V_y; \quad (4.5)$$

на AB
$$\sigma = \sigma_s + \rho_0/\xi (V - V_s)^2; \quad (4.6)$$

на BC
$$\sigma = \rho_0/\xi V^2 \quad (4.7)$$

где V_y – скорость сегмента при внедрении в грунт;

c_0 – скорость продольных упругих волн в грунте (скорость звука);

ρ_0 – начальная плотность неупакованного грунта.

$\xi = 1 - \rho_0/\rho_1$ - коэффициент упаковки;

ρ_1 – плотность упакованного грунта;

$V_s = \sigma_s/\rho_0 c_0$ - скорость внедрения сегмента в грунт, при которой прекращается упаковка грунта;

σ_s – предел упругости модельного грунта;

$V_2 = \xi c_0$ - скорость внедрения, при которой сверхзвуковой режим упаковки грунта переходит в дозвуковой.

Отметим, что выражение $(\rho_0 c_0)$ есть так называемое «акустическое сопротивление», т.е. сопротивление, вызванное излучением внедряющимся в грунт сферическим сегментом звуковой волны, распространяющейся со скоростью (c_0) в среде с плотностью (ρ_0).

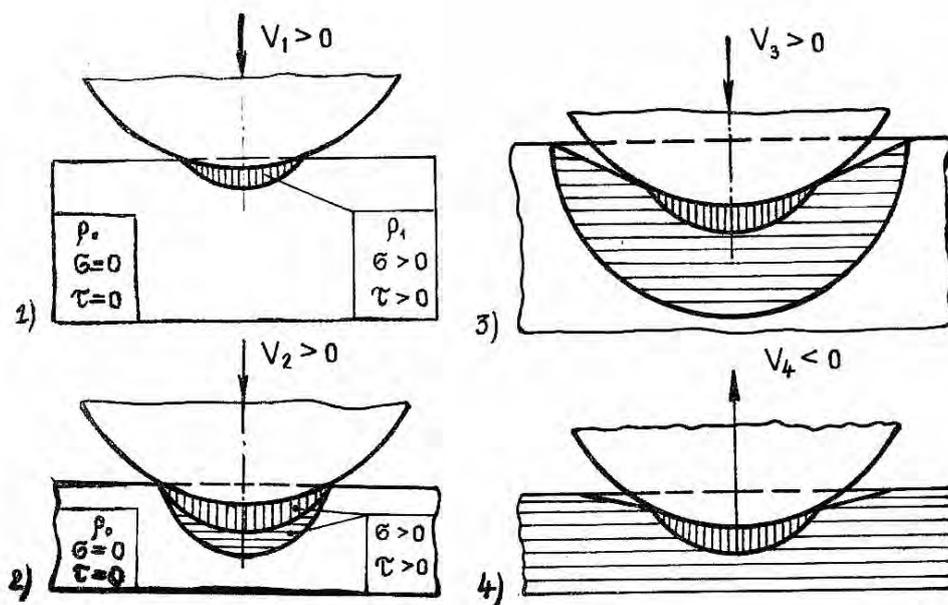


Рис. 4.6. Этапы внедрения СА в натуральный грунт, обладающий упругостью. 1 – начало образования «присоединенной массы»; 2 – конец упаковки, излучение упругой волны; 3 – распространение упругих деформаций на массив грунта, окружающий зону контакта; 4 – остановка СА и последующий отскок под действием упругих сил грунта.

На рис. 4.6. для сравнения показана схема внедрения того же сегмента в натуральный грунт, обладающий сопротивлением сдвигу.

В натурном грунте после того, как скорость роста радиуса пятна контакта станет меньше скорости поперечных волн сдвига, упругие деформации сдвига распространятся на окружающий массив грунта. К моменту, когда скорость сегмента станет равной нулю, на пятно контакта сегмента будет действовать давление, которое целиком определяется упругими деформациями сдвига в зоне упакованного грунта и окружающем массиве грунта. Под действием этого давления сегмент приобретает скорость, направленную вверх, начинается этап отскока.

Отметим, что на первом этапе движения при внедрении сегмента в грунт, при достаточно большом радиусе затупления поверхности контакта, скорость роста радиуса пятна контакта превышает скорость распространения поперечных волн сдвига в натурном грунте. В этом случае зона деформации грунта, как пластическая, так и упругая не выходит за горизонтальную проекцию пятна контакта. На этом этапе движения, с достаточной для практики точностью, характер деформации грунта можно считать близким к одноосному, исследованному в [84].

На основании изложенного кривая $\sigma(V)$ и соответствующие формулы из [42] могут быть использованы для расчета нагрузок на СА при ударе о грунт на

первом этапе его внедрения в грунт; на последующих этапах движения в расчет необходимо вводить поправки, учитывающие упругие деформации грунта.

На рис. 4.7. приведена зависимость $\sigma(V)$ с учетом указанных поправок. В отличие от модельного грунта по [84], после остановки на натурном грунте на СА будет действовать давление (σ_0), величина которого зависит от глубины погружения сегмента в натуральный грунт, что связано с возникновением в натурном грунте касательных напряжений.

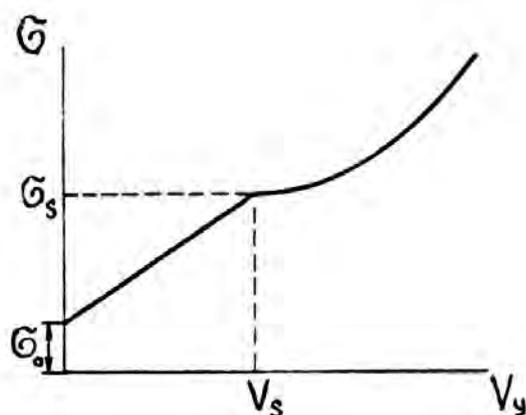


Рис. 4.7. Зависимость нормальных напряжений на поверхности контакта СА от скорости внедрения в натуральный грунт, обладающий упругостью. Фаза внедрения в грунт.

Скорости распространения волн в грунтах [10; 77; 85].

Табл4.1.

Тип грунта	Плотность, $\rho(\frac{\text{кг сек}^2}{\text{м}^4})$	Скорость продольных волн сжатия, м/сек.	Скорость поперечных волн сдвига, м/сек.
Лесс естественной влажности	167	800	260
Плотный гравелисто-песчаный грунт	170	480	250
Песок мелкозернистый	165	300	110
Песок среднезернистый	165	550	116
Песок средней крупности	180	750	180
Глинистый грунт ненарушенной структуры (весовая влажность 6-12%)	170	220-250	-
Глина влажная	180	1500	150

4.3. Критерии подобия.

Рассмотрим вертикальный удар об упругопластический грунт тяжелого твердого сферического сегмента с пологим профилем затупления.

Уравнение движения сегмента при его внедрении в грунт записывается в виде:

$$m\ddot{y} = G - P_{\text{гр}}; \quad P_{\text{гр}} = \sigma S \cong 2\pi R y \cdot \sigma, \quad (4.8)$$

где y - перемещение сегмента в грунте;

R – радиус затупления; S - поверхность контакта, которую с достаточной степенью точности можно считать совпадающей с ее проекцией на горизонтальную плоскость в случае $y_{\text{max}} \ll R$;

Примем $g \ll \ddot{y}$, что обычно имеет место на практике.

Преобразуя (4.8), получаем:

$$\ddot{y} + \frac{2\pi R}{m} \sigma \cdot y = 0 \quad (4.9)$$

Обозначим $y_1 = y/H_0$; $t_1 = t/\tau_0$; $\sigma_1 = \sigma/\sigma_s$;

Тогда в безразмерной форме уравнение (4.9) будет иметь вид

$$\ddot{y}_1 + \frac{2\pi R}{m} \sigma_s \tau_0 \sigma_1 y_1 = 0 \quad (4.10)$$

Определим τ_0 , используя формулы для свободного падающего тела:

$$\tau_0 = \frac{V_0}{g} = \frac{\sqrt{2gH_0}}{g}$$

Преобразуя, получаем

$$\ddot{y}_1 + 2\pi B \sigma_1 \cdot y_1 = 0 \quad (4.11)$$

где $B = \frac{RV_0^2 \sigma_s}{gG}$.

Из рассмотрения уравнения (4.9) и кривой $\sigma(v)$ (рис.4.5) видно, что в качестве параметров, определяющих физику процесса внедрения сегмента в грунт, могут быть приняты следующие пять величин:

R – радиус затупления поверхности контакта;

m – масса тела;

σ_s – предел упругости грунта (для модели, изображенной на рис. 4.3.);

$\frac{\rho_0}{\xi}$ - константа, характеризующая сопротивление грунта деформации ;

\dot{y} - скорость движения тела в грунте.

Учитывая, что число параметров с независимой размерностью равно трем (длина, масса, время), на основании П-теоремы можно утверждать, что безразмерное ускорение зависит от двух независимых безразмерных параметров.

Преобразуем безразмерный коэффициент в уравнении (4.11):

$$B = \frac{V_0^2}{gR} \cdot \frac{1}{G/\sigma_s R^2}, \quad (4.12)$$

где $\frac{V_0^2}{gR} = F$ - число Фруда; $\frac{G}{\sigma_s R^2} = N$ - число Ньютона, т.е. можно записать $B = F / N$.

Таким образом, безразмерное ускорение при вертикальном ударе тяжелого твердого сферического сегмента об упругопластический грунт зависит от безразмерной комбинации параметров, которая может быть представлена как отношение числа Фруда к числу Ньютона:

$$\ddot{y}_1 + 2\pi \frac{F}{N} (\sigma_1 \cdot y_1) = 0 \quad (4.13)$$

4.4. Вертикальный удар СА о грунт. Расчет перегрузок.

Рассмотрим следующую задачу. Дан тяжелый твердый сферический сегмент с пологим радиусом затупления. Сегмент падает на упругопластическое полупространство (грунт) со скоростью V_0 по нормали к поверхности. Требуется найти закон движения сегмента во времени.

Уравнение движения запишется в виде:

$$m\ddot{y} = G - P_y, \quad (4.14)$$

где

$$P_y = \int_0^s \sigma dS; \quad (4.15)$$

σ – напряжение (давление), действующее со стороны грунта на поверхность контакта δ сегмента.

В случае сферического днища СА при малой глубине внедрения $y_{\max} / R \ll 1$:

$$S = 2\pi R \cdot y. \quad (4.16)$$

Используя соотношение (4.15) и (4.16), перепишем уравнение (4.14) в виде:

$$\ddot{y} + \frac{2\pi R}{m} \int_0^y \sigma dy - g = 0. \quad (4.17)$$

В основу решения уравнения (4.17) положена одноосная модель грунта по [84] при следующих допущениях:

на первом этапе движения в интервале скоростей $V_s < \dot{y} < V_0$ деформация грунта принимается одноосной; на этом этапе движения напряжение (давление), действующее со стороны грунта на контактную поверхность сегмента, пропорционально квадрату скорости внедрения и выражается формулой:

$$\sigma_1 = \sigma_s + c_1 (\dot{y} - V_s)^2, \quad (4.18)$$

где $V_s = const$; $c_1 = const$ – характеристики грунта, определяемые экспериментально;

на втором этапе движения в интервале скоростей $0 < \dot{y} < V_s$ напряжение (давление), действующее со стороны грунта на контактную поверхность сегмента, является линейной функцией скорости и выражается формулой:

$$\sigma_2 = \sigma_s - c_2(V_s - \dot{y}), \quad (4.19)$$

где $c_2 = f(V_0)$ определяется экспериментально;

на третьем этапе движения (этап отскока), когда скорость движения мала, характер движения зависит в основном от упругих сил, действующих со стороны грунта на сегмент.

В инженерной практике часто используется так называемый “коэффициент постели”, впервые введенный Винклером. Предложенная Винклером модель грунта характеризуется коэффициентом упругой осадки (коэффициентом постели), принимаемым одинаковым при нагрузке и разгрузке.

Давление на тело при нагрузке и разгрузке в этой модели определяется по простейшей формуле:

$$\sigma = c_z y, \quad (4.20)$$

где σ – давление, Н/м²;

y – упругая деформация грунта, м;

c_z – коэффициент постели, Н/м³.

Значения c_z для различных грунтов приводятся в соответствующих руководствах и справочниках (табл.4.1). При этих предположениях для отскока сегмента на третьем этапе движения получаем усилие, действующее на сферический сегмент в виде:

$$P = 2\pi R y \sigma = 2\pi R c_z y^2 \quad (4.21)$$

и уравнение

$$m\ddot{y} = G - 2\pi R c_z y^2 \quad (4.22)$$

для определения отскока при начальных условиях: при $t = 0$: $y = y_{max}$; $\dot{y} = 0$.

Таким образом, перегрузка, скорость и перемещение сферического сегмента при вертикальном ударе о грунт могут быть найдены совместным численным решением уравнений (4.17), (4.18), (4.19) на этапе внедрения и (4.22) – на этапе отскока. Решение уравнений ведется последовательно по этапам, рассмотренным в данном параграфе.

Конечные значения параметров движения сегмента на каждом этапе расчета следует принимать за начальные условия при решении уравнений следующего этапа.

Наиболее сложный вопрос - определение констант, характеризующих принятую модель грунта.

Коэффициент постели может быть взят из справочников; остальные - необходимо определять экспериментально.

Коэффициент упругого равномерного сжатия (коэффициент постели) [179]

Таблица 4.2.

№	Тип грунта	Коэффициент постели, Н/см ³
1	Слабые грунты (глина и суглинок в пластическом состоянии, супесь и пылевидные пески средней плотности)	До 30
2	Грунты средней прочности (глина и суглинок на границе раскатывания, пески)	30 – 50
3	Прочные грунты (глина и суглинок в твёрдом состоянии, гравелистый грунт)	50 – 100
4	Скальные основания	Более 100

Один из возможных методов экспериментального определения констант, характеризующих грунт, изложен в следующем параграфе.

4.5. Методика определения констант, характеризующих расчетную модель грунта.

Рассмотрим схему следующего эксперимента. Тяжелый твердый сферический сегмент свободно падает на горизонтальную площадку (рис.4.8). На сегменте установлены датчики ускорений (перегрузок). При ударе о грунт датчики регистрируют на сегменте перегрузку во времени $n(t)$, которая для упруго – пластического грунта будет иметь вид, показанный на рис. 4.8 (1).

Проинтегрировав полученную кривую (при известной начальной скорости удара, определенной, например, измерением начальной высоты свободного падения сегмента), можно получить кривые изменения скорости $V(t)$ сегмента и его пути торможения $y(t)$ в грунте.

На кривой $y(t)$ отчетливо виден участок, на котором сегмент двигался кверху, т.е. виден этап отскока.

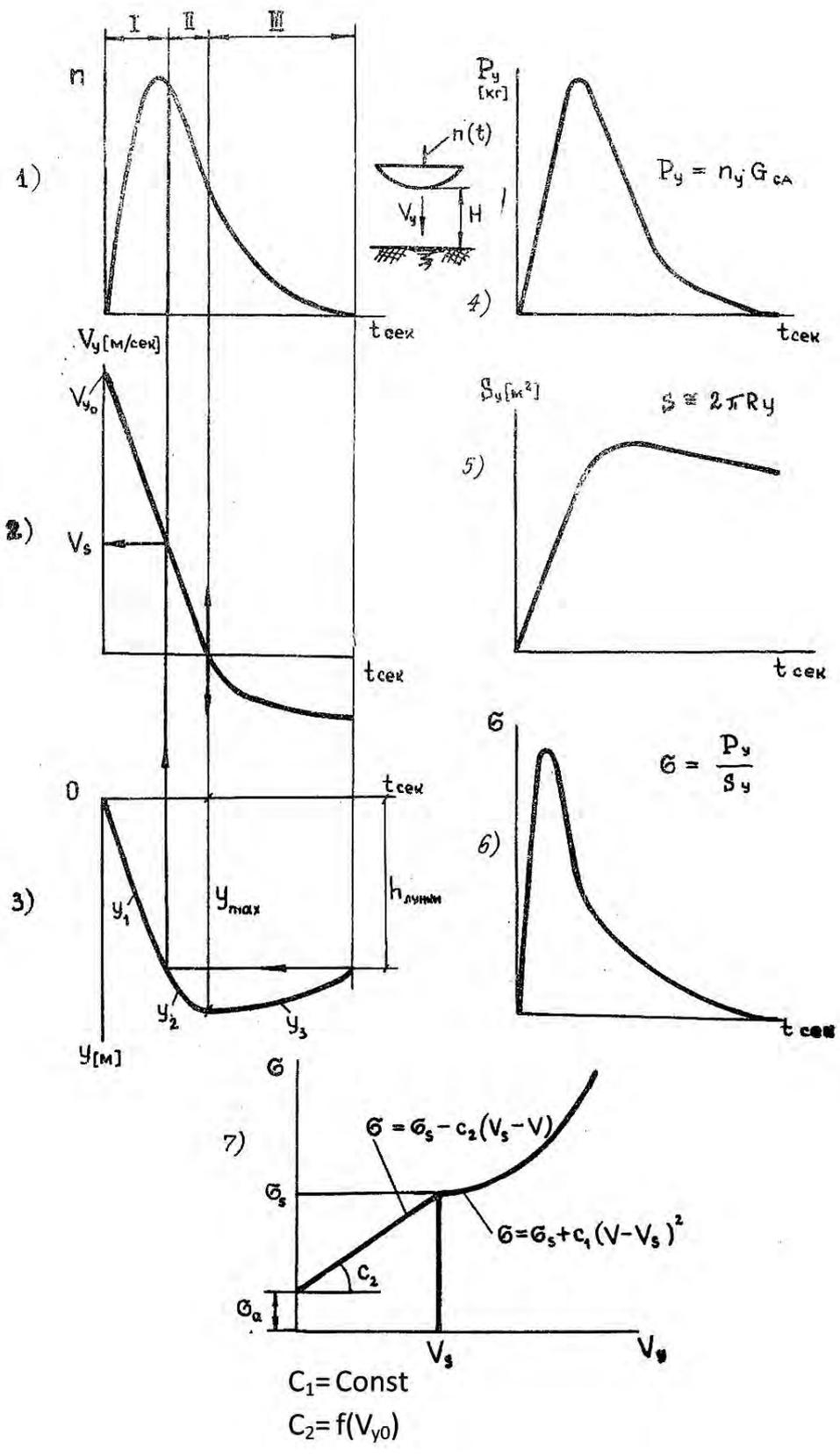


Рис. 4.8. Схема экспериментального определения констант, характеризующих свойства грунта: 1 - 7 — последовательность построения кривых.

Выше, при анализе деформации грунта, было показано, что на этапе отскока сегмента движение вызывают упругие силы грунта. Это означает, что ветвь кривой $y_3(t)$ (рис.4.8,) соответствует упругой деформации грунта. Естественно предположить, что в первом приближении упругая деформация грунта на этапе отскока приблизительно равна упругой деформации грунта на этапе внедрения сегмента в грунт. Сделав простые построения (рис.4.8 - 3), можно ветвь кривой $y(t)$, соответствующую этапу внедрения сегмента в грунт, разбить на два участка:

участок упругой деформации $y_2(t)$;

участок пластической деформации $y_1(t)$, который в таком случае должен быть приблизительно равен глубине лунки в грунте, образовавшейся при сбросе сегмента.

Следует сразу отметить, что обработка экспериментальных данных подтвердила сделанные допущения: глубина лунки, измеренная непосредственно на грунте, удовлетворительно совпала с глубиной лунки $y_1(t)$, найденной указанным выше способом.

Таким образом, на кривой $y(t)$ можно указать три различных этапа движения сегмента (рис.4.8):

этап I – пластическая деформация (упаковка) грунта, сопровождающаяся образованием лунки; ветвь кривой $y_1(t)$ – упругая деформация грунта на этапе внедрения сегмента;

этап II – упругая деформация грунта на этапе внедрения сегмента в грунт; этот этап движения оканчивается при остановке сегмента при $y = y_{\max}$.

этап III – упругая деформация грунта на этапе отскока. Этот этап оканчивается в момент отрыва СА от грунта, т.е. когда перегрузка на сегменте станет равной нулю (ветвь кривой $y_3(t)$).

Таким образом, мы выделили три этапа движения сегмента, каждый из которых характеризуется приведенными выше формулами.

Продолжим анализ экспериментальных кривых.

Если перенести границы этапов движения с кривой $y(t)$ на кривую $V(t)$, то сразу же можно найти константу (V_s), т.е. характеристическую скорость, при которой прекращается упаковка (пластическая деформация) грунта (рис. 4.8 - 2).

Далее, если ординаты кривой $n(t)$ умножить на вес сегмента, мы получим график изменения суммарной силы сопротивления грунта во времени $P_y(t)$. Умножив ординаты кривой $y(t)$ на $(2\pi R)$, где R - радиус кривизны поверхности сегмента, можно получить кривую изменения площади контакта во времени $S(t)$ приближенно, при $y_{\max} \ll R$. Поделив $P_y(t)$ на $S(t)$ (в соответственные моменты времени), получим кривую изменения давления грунта на днище сегмента во времени $\sigma(t)$.

Исключив время, по графикам $\sigma(t)$ и $\dot{y}(t)$ можно построить кривую $\sigma(\dot{y})$, аналогичную той, которая была теоретически получена в работе [84].

Обработка экспериментальных данных по изложенной схеме показала, что полученная экспериментально кривая в момент остановки сегмента в конце этапа

внедрения ($\dot{y} = 0$) имеет ординату, отличную от нуля, т.е. при $\dot{y} = 0$ $\sigma_0 > 0$.

Это означает, что после остановки сегмент под действием давления грунта σ_0 , вызванного упругими силами в грунте, начнет двигаться кверху, т.е. возникает отскок, всегда наблюдаемый в эксперименте.

Отложив на оси абсцисс значение V_s , а на оси ординат значение предела упругости грунта экспериментальной площади σ_s , мы получим точку, соответствующую переходу квадратичного закона сопротивления грунта в линейный. От полученной базовой точки проведем параболу, аппроксимирующую экспериментальные точки в зоне $\dot{y} > V_s$ и найдем коэффициент этой параболы C_1 , входящий в уравнение (4.18).

Соединяя базовую точку ($V_s; \sigma_s$) с точкой, соответствующей значению σ_0 (рис.4.8 - 7), получаем линейный участок кривой $\sigma(\dot{y})$ и находим угловой коэффициент этого отрезка C_2 , который входит в уравнение (4.19). Коэффициент C_2 следует определять для экспериментов с различной начальной скоростью приземления сегмента.

Таким образом, подобный эксперимент позволяет определить числовое значение констант, входящих в формулы (4.17) –(4.19);, и рассчитать перегрузки, скорости и перемещения СА в процессе его удара о грунт на I и II этапах движения.

Используя параметры, полученные в расчете в конце этапа II, в качестве начальных условий для уравнения (4.22) на III этапе движения, задачу можно решить конца. Необходимые значения коэффициента постели, а также предела упругости σ_s для выбранного расчетного класса грунтов могут быть взяты из литературы по механике грунта. В табл. 4.1 и 4.2 и на рис. 4.9 приведены заимствованные из литературы справочные материалы о свойствах грунтов.

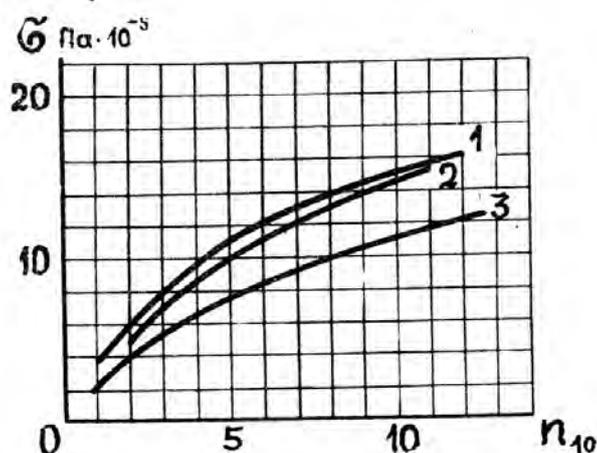


Рис. 4.9. Кривые для определения несущей способности (условного предела упругости σ_s) грунта по показаниям ударника У-1:

1 – супесчаный и песчаный грунт; 2 – суглинистый и глинистый грунт; 3 – чернозём и бурый засоленный грунт [154].

Несущая способность грунта в сухом состоянии
(условный предел упругости) [10].

Таблица 4.3.

№	Тип грунта	Условный предел упругости σ_s Па 10^{-5}
1	Малосвязные грунты (песчаные, супесчаные, пылеватые)	3 – 7
2	Грунты средней связности (суглинки)	7 – 12
3	Грунты высокой связности (тяжелосуглинистые)	10 – 20
4	Грунты весьма связные (глины)	16 - 23

В отношении данных о пределе упругости грунта σ_s следует заметить, что в качестве оценок первого приближения за σ_s можно принять несущую способность грунта, определяемую по методике, принятой для колесных машин.

Так, например, в работе [154] приводятся эмпирические зависимости $\sigma = f(n_{10})$, где σ – несущая способность грунта.

За несущую способность грунта в [154] принимается такая нагрузка, которая при статическом приложении к плоскому штампу площадью 5 см^2 вызывает непрекращающуюся деформацию грунта; n_{10} – число ударов гири массой $2,5 \text{ кг}$, падающей с высоты 500 мм на торец стержня площадью 1 см^2 , потребное для погружения стержня в грунт на 100 мм . Такое устройство под названием “ударник ДорНИИ” или У-1” применяется для определения несущей способности грунта в полевых условиях [154].

4.6. Косой удар СА о грунт.

Рассмотрим удар о грунт СА с жестким днищем, имеющего горизонтальную скорость.

При внедрении в грунт днища СА в данном случае возникает сложная картина деформации грунта. Эпюра напряжений приобретает несимметричную форму рис. 4.10 [84]. Возникает сила трения.

Полный анализ задачи о косом ударе СА о грунт в общем случае выходит за рамки данного курса. В то же время для оценки нагрузок на СА этот случай приземления представляет значительный интерес.

Для оценок первого приближения, учитывая, $u_{\max} \ll R$, примем, что при косом ударе вертикальная компонента силы сопротивления вычисляется так же, как и при вертикальном ударе, а горизонтальная компонента силы сопротивления

грунта P_x определяется только силами трения днища СА о грунт. Это предположение справедливо для СА, днище которого жесткое или мало деформируется при контакте с грунтом.

Таким образом, при косом ударе СА о грунт будем иметь

$$P_y = 2\pi R \int_0^y \sigma dy ;$$

$$P_x = K_{тр} P_y = 2\pi R k_{тр} \int_0^y \sigma dy , \quad (4.23)$$

где σ вычисляется по формулам, приведенным в табл. 4.3.

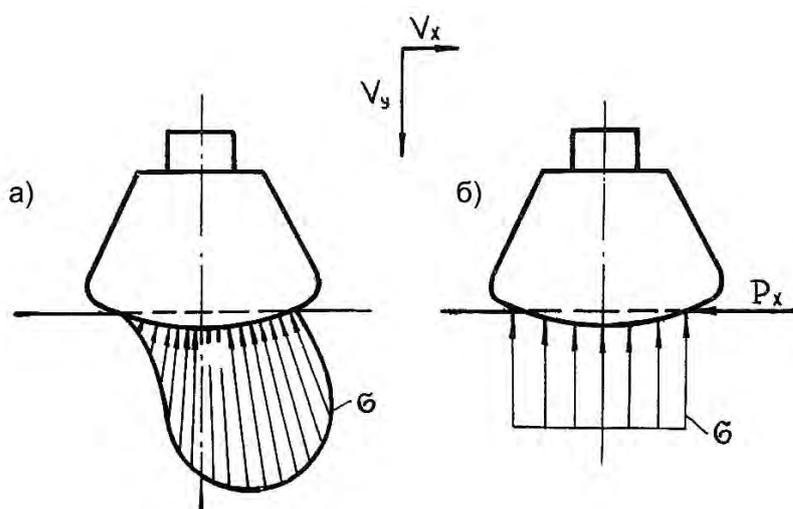


Рис. 4.10. Косой удар СА с твердым корпусом о грунт.

а) – эпюра давления по [84]; б) – расчетная схема.

4.7. Границы применимости методики расчета перегрузок приземления СА для принятой модели грунта.

На рис. 4.13 по [147] приведены результаты экспериментов по сбросам тяжелого твердого сферического сегмента на сухой упруго - пластический грунт. В результате обработки экспериментальных данных, выполненных автором по схеме рис. 4.8, были получены числовые значения констант (см. табл. 4.4). На том же рис. 4.13 показаны результаты расчетов, проведенных для условий, соответствующих экспериментам. Краткий анализ полученных результатов изложен ниже.

В табл. 4.4 приведены коэффициенты трения, рекомендуемые для использования в предварительных расчетах [213].

Отметим, что под действием удара в зоне упаковки упруго-пластический грунт находится в состоянии разжижения; скелет грунта разрушается, силы

статического сцепления между частицами грунта пропадают [52]. Статический коэффициент трения металла по грунту в этих условиях уменьшается примерно в два раза.

При значительных деформациях днища СА (см. ниже п. 4.8) в процессе косоугольного удара может иметь место эффект «пропахивания» грунта конструкцией днища за счет затекания грунта в образующуюся полость деформированного днища. В этом случае повышение горизонтальной силы сопротивления грунта может быть учтено использованием повышенного коэффициента трения.

Сводка расчетных формул и эмпирических констант.

Табл. 4.4.

N п/п	ЭТАП ДВИЖЕНИЯ	ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ФОРМУЛЫ	АПРОКСИМАЦИЯ ЭКСПЕРИМЕНТА	РАСЧЕТНЫЕ ЗНАЧЕНИЯ ЭМПИРИЧЕСКИХ КОНСТАНТ	
				ГЛИНИСТЫЕ СУГЛИ- НИСТЫЕ ГРУНТЫ В СУХОМ СОСТОЯНИИ	СУПЕСЧАНЫЕ ГРУНТЫ В СУХОМ СОСТОЯНИИ
1	$\dot{x}_0 = 0$ $\dot{y}_0 > 0$	$\ddot{y} = g - \frac{2\pi R}{m} \int_0^y \sigma_y dy$			
2	$\frac{\sigma_s}{\rho_0 c_0} < \dot{y} \ll \xi \cdot c_0$	$\sigma_y = \sigma_s + \frac{\rho_0}{\xi} \left(\dot{y} - \frac{\sigma_s}{\rho_0 c_0} \right)^2$		$\sigma_s = 22 \cdot 10^5 \text{ Па}$ $c_1 = 0,85 \cdot 10^5 \frac{\text{Нс}^2}{\text{М}^4}$ $V_s = 4,5 \frac{\text{М}}{\text{с}}$	$\sigma_s = 11 \cdot 10^5 \text{ Па}$ $c_1 = 0,85 \cdot 10^5 \frac{\text{Нс}^2}{\text{М}^4}$ $V_s = 4,5 \frac{\text{М}}{\text{с}}$
	$V_s < \dot{y} \ll \dot{y}_0$		$\sigma_y = \sigma_s + c_1 (\dot{y} - V_s)^2$		
3	$0 \ll \dot{y} \leq \frac{\sigma_s}{\rho_0 c_0}$	$\sigma_y = \rho_0 c_0 \cdot \dot{y}$		$c_2 = 2 \cdot 10^5 +$ $+ 0,225 \cdot 10^5 \left(\frac{\dot{y}_0}{\text{М}^3} \right) \frac{\text{Нс}}{\text{М}^3}$	$c_2 = 1,55 \cdot 10^5 +$ $+ 0,078 \cdot 10^5 \left(\frac{\dot{y}_0}{\text{М}^3} \right) \frac{\text{Нс}}{\text{М}^3}$
	$0 < \dot{y} \ll V_s$		$\sigma_y = \sigma_s - c_2 (V_s - \dot{y})$		
4	$\dot{y} < 0$	$P_y = \text{const} \cdot y^\alpha$ $\alpha = 1,5 \div 2$	$\sigma_y = \left[\sigma_s - c_2 \left(\frac{\sigma_s}{\rho_0 c_0} \right) - c_z (y_{\text{max}} - y) \right]$	$c_z = 300 \cdot 10^5 \frac{\text{Н}}{\text{М}^3}$	$c_z = 170 \cdot 10^5 \frac{\text{Н}}{\text{М}^3}$
5	$\ddot{y} = \ddot{y}_{\text{max}}$	$F = \frac{\dot{y}_0^2}{g R}$ $N = \frac{G}{\sigma_s R^2}$	$n_{\text{max}} = a \left(\frac{F}{N} \right)^b + c$	$a = 4,431$ $b = 0,412$ $c = -9,862$	
6	$\dot{x}_0 > 0$ $\dot{y}_0 > 0$		$\ddot{x} = -K_{\text{ТР}} \frac{2\pi R}{m} \int_0^y \sigma_y dy$	УПРУГО-ПЛАСТИЧЕСКИЙ ГРУНТ $K_{\text{ТР}} = 0,18 \div 0,2$	
			$\ddot{y} = g - \frac{2\pi R}{m} \int_0^y \sigma_y dy$	ПРИ „ЗАТЕКАНИИ” $K_{\text{ТР}} = 0,4 \div 0,5$	

На рис. 4.11. по [147] приведены данные о максимальных перегрузках, измеренных в экспериментах, в зависимости от отношения числа Фруда к числу Ньютона (F/N) (см.п.4.3.). Функция $n_{\text{max}} = f(F/N)$ может быть аппроксимирована формулой вида

$$n_{\text{max}} = a(F/N)^b + C, \quad (4.24)$$

где a, b, c – эмпирические константы, найденные методом наименьших квадратов;
 $a = 4,431; b = 0,412; c = -9,862;$

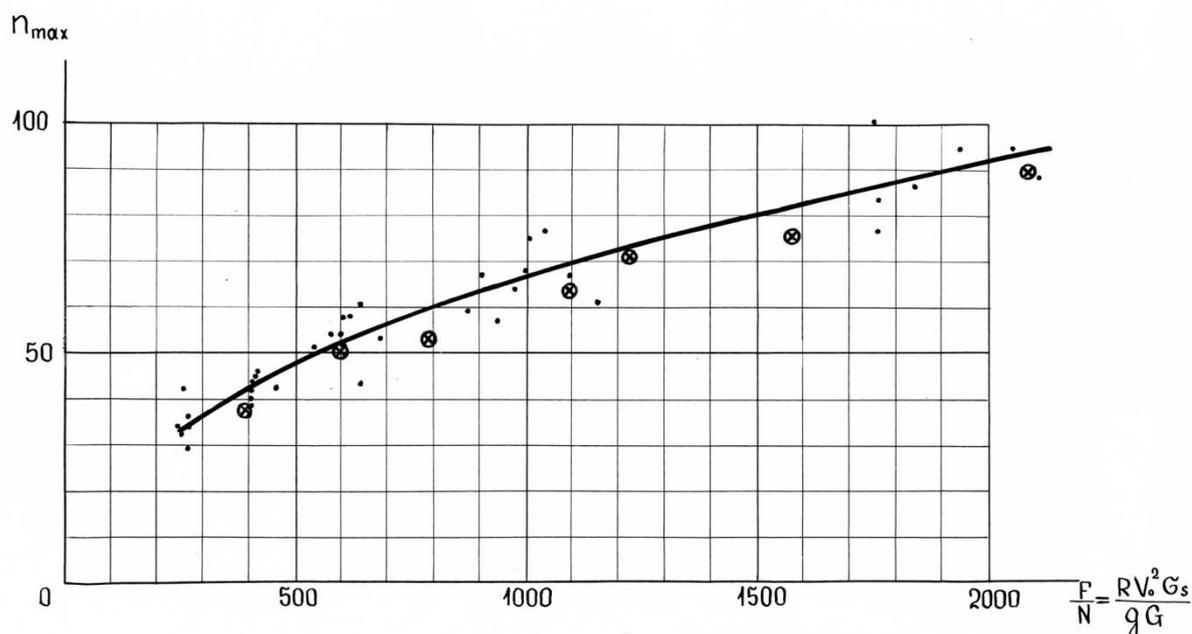


Рис. 4.11. Зависимость максимальной перегрузки приземления от чисел Фруда и Ньютона для твёрдого тяжёлого сферического сегмента. Вертикальный удар об упруго-пластический грунт.

Использованные при анализе данные взяты из экспериментов, проводившихся при скорости удара о грунт $\dot{y} \leq 10$ м/с. Возможность использования приведенных констант при начальных скоростях удара, больших 10м/с, требует, строго говоря, дополнительного экспериментального подтверждения, поскольку при динамических нагрузках свойства грунта имеют существенно нелинейный характер.

На практике могут встретиться случаи, когда глубина внедрения в грунт y_{max} достигает значимой величины по сравнению с радиусом (R) поверхности контакта. Совместимая со сделанными ранее допущениями максимальная величина $\bar{y}_{max} = y_{max} / R$ может быть оценена с учетом следующих соображений.

Из рис. 4.12. видно, что при больших значениях y_{max} вектор скорости \dot{y} , направленный по нормали к поверхности грунта, может существенно отличаться от скорости \dot{y}_R , направленной по радиусу кривизны поверхности контакта.

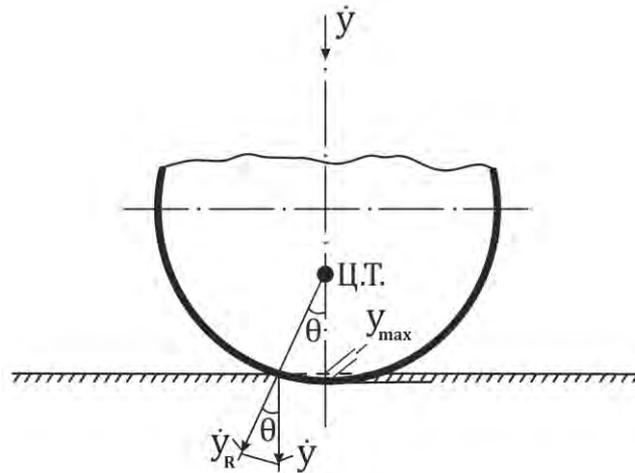


Рис. 4.12. Кинематика процесса внедрения в грунт твёрдой сферы.

В этом случае для точек грунта, лежащих на периферии пятна контакта (при больших углах θ), предположение об одноосном характере деформации грунта становится не вполне корректным. Предельный угол θ , совместимый с принятыми допущениями, может быть найден из условия, что на этапе упаковки грунта (когда давление грунта зависит от квадрата скорости внедрения) квадраты скоростей $(\dot{y})^2$ и \dot{y}_R^2 отличаются не более чем на 10%, что вполне допустимо в инженерных расчетах. В этом случае получим

$$\frac{(\dot{y})_R^2}{(\dot{y})^2} = \cos^2 \theta \leq 0,9;$$

$$\cos \theta = (R - y_{\max})/R = 1 - (\bar{y})_m \leq 0,97 \quad (4.25)$$

$$(\bar{y})_m \leq 0,03$$

где $(\bar{y})_m = y_{\max}/R$ - относительная глубина внедрения сегмента в грунт к моменту времени, когда $(\dot{y}) = 0$; т.е. к моменту остановки сегмента в грунте. Следует отметить, что условие $(\bar{y})_m \leq 0,03$ можно рассматривать как оценку снизу, так как полученные числовые значения относятся лишь к периферийной части пятна контакта.

В отношении констант, приведенных в табл. 4.1 -4.4, заметим следующее.

Анализ показал, что, используя в расчетах для упруго – пластического сухого грунта высокой прочности приведенные эмпирические константы, можно определить амплитудное значение перегрузки с погрешностью до 10%.

Таким образом, можно сформулировать следующие граничные условия применения изложенной методики расчета перегрузок $n(t)$ при ударе об упруго - пластический грунт тяжелого твердого тела с пологим профилем затупления поверхности контакта:

$$F/N > 250; \dot{y}_{\max} \leq 10 \text{ м/с}; , (\bar{y})_m \leq 0,03; \quad (4.26)$$

Заметим, что условия (4.26) не содержат ограничений на радиус затупления поверхности контакта и массу падающего тела, так как эти параметры входят в безразмерное отношение F/N .

Анализ расчетных и экспериментальных диаграмм $n(t)$, приведенных на рис. 4.13, показал, что начиная с некоторой скорости удара \dot{y}_0 в зоне максимума на кривой $n(t)$ могут иметь место значительные всплески перегрузки, внешне схожие с виброперегрузкой.

Причина отмеченного явления заключается в том, что усилие на поверхности контакта есть произведение давления грунта на площадь поверхности контакта внедряющегося тела.

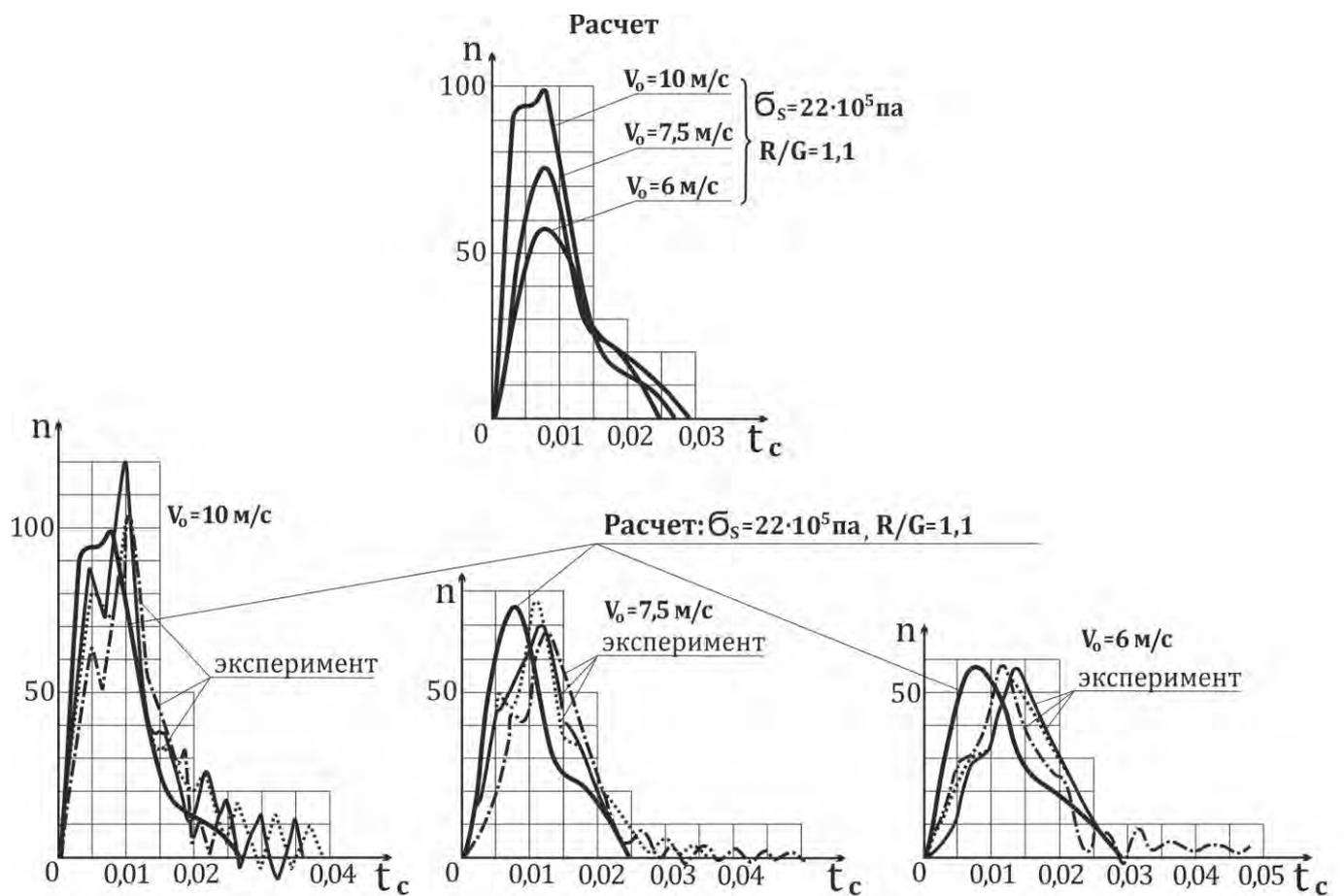


Рис. 4.13. Перегрузки приземления тяжёлого твёрдого сферического сегмента на сухой упруго – пластический грунт [147].

По мере внедрения сегмента в грунт давление σ уменьшается, а площадь контакта быстро растёт ($S \approx 2\pi Ry$). Таким образом, $P = \sigma(\dot{y}; y)S(y)$ может иметь два максимума: первый – за счет большой величины $\sigma(\dot{y}; y)$, а второй - за счет большой величины $S(y)$ при уменьшении $\sigma(\dot{y}; y)$.

Отмеченное обстоятельство необходимо учитывать при выборе типа аппаратуры для измерения перегрузок в эксперименте. При неудачном выборе параметров аппаратуры (слишком низкая собственная частота датчиков, узкая полоса пропускания частот) возникает риск зарегистрировать диаграмму $n(t)$ со значительными искажениями.

4.8. Перегрузки при ударе об упруго-пластический грунт СА с деформируемым корпусом.

Изложенная выше методика вычисления перегрузок приземления разработана для случая удара СА, имеющего твердый (недеформируемый) корпус с пологим радиусом кривизны днища, об упруго-пластический грунт, поддающийся упаковке.

На практике корпус СА обычно имеет вид оболочки, которая при взаимодействии с грунтом деформируется. В этом случае максимальные значения перегрузки и вид диаграммы перегрузки $n(t)$ в центре масс СА будут зависеть не только от параметров грунта, но и от характера деформации корпуса СА.

Обычно на практике при ударе о грунт при малых деформациях корпуса СА его оболочка сохраняет достаточно плавный профиль, что позволяет использовать рассмотренную в данной работе модель грунта.

В частности, в этих случаях компонента реакции грунта, направленная по нормали к его поверхности, вычисляется по формулам, приведенным в п.4.4. для СА с недеформируемым корпусом. Компонента реакции грунта, направленная по касательной к поверхности грунта, вычисляется согласно п.4.6.

Следует отметить, что в некоторых случаях значения расчетной перегрузки для твердого СА могут превышать по амплитудным значениям экспериментальные значения перегрузки, наблюдаемые при ударе о грунт СА с деформируемым корпусом.

Большие значения расчетной перегрузки в этом случае объясняются тем, что в расчетах не учитывается величина деформации корпуса СА. В то же время площадь диаграммы $n(t)$ (т.е. скорость, теряемая при ударе) в эксперименте для СА с деформируемым корпусом может превышать расчетные значения, так как в расчете учитывается только упругость грунта и не учитывается упругость конструкции СА.

На рис. 4.14 показаны варианты деформации корпуса СА при ударе об упруго – пластический грунт. В случае 4.14 - б) при косом ударе горизонтальная сила сопротивления грунта может быть существенно больше силы трения за счет «затекания» грунта в полости деформированного днища СА и возникновения динамического сопротивления грунта при его деформации в горизонтальной плоскости.

В приближенных расчетах этот случай посадки может быть оценен за счет использования повышенного коэффициента трения (см. выше п. 4.7).

Таким образом, изложенная методика может быть использована для приближенных оценок перегрузок приземления в случае удара СА с

деформируемым корпусом об упругопластический грунт с учетом сделанных замечаний.

Ввиду сложности расчетного анализа косоуго удар СА с деформируемым днищем об упруго-пластический грунт, так же, как и удара о мерзлый грунт, эти задачи на практике исследуются экспериментально (см. ниже раздел «Испытания»).



Рис. 4.14. Схемы удара СА с деформируемым корпусом об упруго – пластический грунт; а) сохранение плавного контура днища; б) «затекание» грунта в полости деформированного днища.

Перегрузки на корпусе СА при ударе о грунт в диапазоне скоростей приземления 6 - 10 м/с достигают величин 60 – 100 единиц, что требует применения в составе СА средств амортизации с целью снижения перегрузок на креслах экипажа до допустимого для человека уровня.

Выбор параметров таких средств амортизации тесно связан с нормами допустимых для человека ударных воздействий.

Применительно к решению этой задачи ниже в гл.5 подробно рассмотрена проблема переносимости человеком ударных перегрузок.

4.9. Примеры использования методики расчета перегрузок приземления СА.

Рассмотрим примеры.

1. Спускаемый аппарат массой 2000 кг и радиусом закругления днища $R = 2,2$ м совершает посадку со скоростью $\dot{y}_0 = 7,5$ м/с; $\dot{x}_0 = 0$, Грунтовая площадка характеризуется пределом упругости $\sigma_s = 22 \cdot 10^5$ Па.

Требуется определить перегрузку приземления $n_y(t)$ на корпусе СА при посадочном угле $\varphi_{\text{пос}} = 0$.

Запишем уравнение движения :

$$m\ddot{Y} = G - P_{\text{гр}} \quad (4.27)$$

где , $P_{\text{гр}} = 2\pi R\sigma$ у;

$\sigma_1 = \sigma_s + c_1 (\dot{y} - V_s)^2$ при $V_s < \dot{y} \leq \dot{y}_0$;

$$\sigma_2 = \sigma_s - c_2 (V_s - \dot{y}) \quad \text{при } 0 \leq \dot{y} \leq V_s;$$

$$\sigma_3 = (\sigma_s - c_2 V_s) - c_z (y_{\max} - y) \quad \text{при } \dot{y} < 0;$$

R- радиус затупления днища СА;

M – масса СА;

Преобразуя (4.27), получаем
$$\dot{y} = g - \frac{2\pi R}{m} \sigma y;$$

Уравнение решается численными методами с использованием констант, входящих в выражение для (σ). При решении уравнения поэтапно используются приведенные выше выражения для (σ) с учетом границ, в которых лежит значение текущей скорости \dot{y} .

Результаты интегрирования уравнения приведены на рис. 4.13, где,

$$n_{yCA} = \frac{\dot{y}}{g} - 1.$$

2. Спускаемый аппарат массой 2300 кг и радиусом затупления днища $R = 2,1$ м совершил посадку на грунтовую площадку с $\sigma_s \approx 10 \cdot 10^5$ Па. Посадочная скорость по данным внешнетраекторных изменений составила $V_y \approx 7$ м/с при ветровом сносе $W \approx 8 \dots 10$ м/с.

Из результатов внешнего осмотра СА и анализа следов, оставленных СА на грунте, известно, что при первом ударе о грунт СА рикошетировал без опрокидывания.

Требуется оценить максимальную перегрузку на корпусе СА.

Прежде всего отметим, что заданные выше условия свидетельствуют о посадке СА без существенной угловой скорости вращения. В этом случае для оценки $n_{\max CA}$ можно воспользоваться кривой $n_{\max} = f(F/N)$, приведенной на рис.

4.11. В частности, имеем
$$F = \frac{(V^2)_0}{gR} = \frac{49}{9.8 \cdot 2.1} = 2.38$$

$$N = \frac{G}{\sigma_s R^2} = \frac{23\,000}{10 \cdot 10^5 \cdot 2.1^2} = 0.522 \cdot 10^{-2};$$

$$F/N = 456, \text{ соответственно } n_{y\max CA} \approx 47 \dots 50.$$

Полученное значение $n_{y\max}$ относится к СА с твердым корпусом; поскольку реальные конструкции СА имеют деформируемый корпус, найденное значение $n_{y\max}$ следует рассматривать как верхнюю оценку первого приближения.

Глава 5. Переносимость человеком ударных перегрузок.

5.1. Введение.

Экспериментальные исследования с использованием натуральных и макетных спускаемых аппаратов показали, что перегрузки на корпусе СА при ударе о грунт в диапазоне скоростей приземления 6 - 10 м/с достигают величин 60 – 100 единиц при скорости нарастания перегрузки 5000...7000 g/c и более. Ударные воздействия такого уровня существенно превышают допустимые для человека пределы.

Для обеспечения безопасности экипажа от подобных воздействий на СА устанавливаются средства внешней и внутренней амортизации с целью снижения перегрузок на креслах экипажа до допустимого для человека уровня.

Выбор параметров таких средств амортизации тесно связан с критериями и нормами допустимых для человека ударных воздействий.

Применительно к этой задаче ниже рассмотрена проблема переносимости человеком ударных перегрузок.

Вопросам переносимости человеком перегрузок посвящена обширная литература, например, [1;2;15; 219;225;226]. Однако в опубликованных работах встречаются противоречивые оценки и рекомендации, что объясняется сложностью самой проблемы и различным методическим подходом разных авторов к исследованию данного вопроса.

При анализе материалов о воздействии на человека перегрузок больших величин, близких к предельно-переносимым, обращает на себя внимание два существенно разных вида первичных реакций организма на воздействие перегрузки.

Одна группа реакций - это расстройства кровообращения, дыхания и других жизненно важных функций при практически полном сохранении механической целостности основных органов и структур организма.

Другая группа реакций – механические деформации (вплоть до повреждения) костно- опорного аппарата, сосудов, тканей и внутренних органов в момент воздействия перегрузки. В этих случаях расстройство кровообращения и дыхания наблюдаются обычно как сопутствующие или вторичные эффекты.

Первая группа реакций имеет место при воздействии так называемых длительных (5...10с и более) и кратковременных (с длительностью 3...5с) перегрузок. Это перегрузки, характерные для этапа взлета, выведения на орбиту и торможения космического корабля в атмосфере, а также при использовании систем аварийного спасения (САС).

Вторая группа реакций характерна для воздействия импульсных (ударных) перегрузок с общей длительностью 0,05...0,5 сек и менее, соизмеримых с периодом собственных колебаний тела человека. Такие перегрузки возникают при штатном и аварийном приземлении СА, а также при использовании систем аварийного спасения - катапультных кресел.

Как известно, ускорения, действующие на тело массы (m), вызваны силами, приложенными к телу. В простейшем случае при движении тела по прямолинейной траектории ускорение (j) направлено по линии действия внешней силы.

Действие ускорений принято характеризовать перегрузкой:

$$n = j/g ,$$

где n – перегрузка;

j – действующее ускорение;

g – ускорение свободного падения.

Перегрузка направлена по линии действия инерционной силы, т.е. противоположно направлению ускорения.

В повседневной жизни и при профессиональной деятельности человек подвергается действию разнообразных перегрузок.

Мы испытываем их воздействие при ходьбе, в транспорте, в лифте, при занятиях спортом и во многих других случаях.

Ряд профессий связаны с регулярным воздействием перегрузок на организм – это летчики, моряки, спортсмены и др.

Некоторые характерные примеры действия перегрузок на человека приведены в таблице 5.1.

Перегрузки, действующие на человека в повседневной жизни
и при профессиональной деятельности*) Таблица 5.1

№ п/п	Условия	Амплитуда перегрузки	Длительность, с	Контингент
1	Перегрузка в лифте: – скоростной подъем – порог комфорта – экстренное торможение	0,1...0,2 0,3 2,5	1...5 – –	Группа А
2	Перегрузка в общественном транспорте: – разгон/торможение – экстренное торможение	0,1...0,2 0,4	5 2,5	Группа А
3	Перегрузка в автомобиле: – нормальное торможение – экстренное торможение	0,25 0,45	5 3,5	Группа А
4	Перегрузка при ходьбе по деревянному полу: – на каблучке обуви – в зоне таза – на голове	31 1,3 0,6	– – –	Группа А
5	Перегрузка на аттракционе (катальная гора)	3...5	5...1	Группа А По[113]
6	Перегрузка при вышем пилотаже на скоростном самолете	8...10	5...8	Группа Б По[1]
7	Аварийное катапультирование со скоростного самолета: – перегрузка «голова – таз»; – перегрузка торможения «спина-грудь»;	18 – 35	0,3 2...3	Группа Б По [2]

Примечание: Группа (А) – лица, не имеющие специальной физической подготовки; группа (Б) – лица, имеющие специальную физическую подготовку и допущенные к соответствующей профессиональной деятельности.

*) Аруин А.С. Зацюрский В.М. Эргономическая биомеханика. М. Машиностроение. 1988г.

5.2. Система координат.

На рис. 5.1 приведена система осей координат, принятая при биомеханических исследованиях, а также схема действия компонентов перегрузки и их наименования.

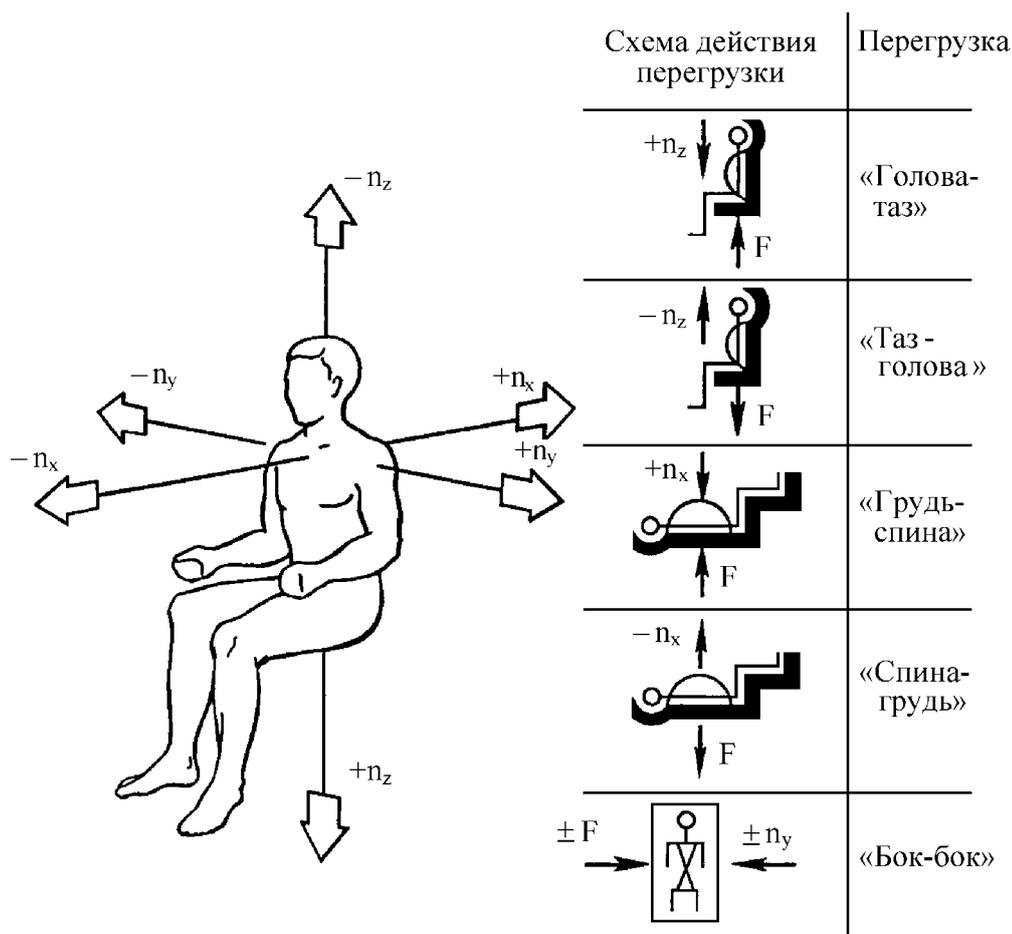


Рис. 5.1. Компоненты суммарного вектора перегрузки, наименования и направление их действия. F – внешняя сила.

Тело человека представляет собой многофазную систему, в состав которой входят твердые тела с различными модулями упругости (костно-опорный аппарат), мягкие ткани, жидкости (кровь, лимфа, и др.) и газы. Костно-опорный аппарат имеет сложную кинематику со многими степенями свободы.

Реакция столь сложной системы на действие перегрузки зависит как от величины и формы диаграммы перегрузки, так и от направления вектора перегрузки относительно продольной и других осей, связанных с телом человека.

В задачах биомеханики принято раскладывать суммарный вектор перегрузки на компоненты по осям, связанным с телом человека, и проводить анализ переносимости человеком воздействия каждой компоненты перегрузки как отдельно, так и при их комбинированном действии.

Такой подход продиктован структурой тела человека. (рис. 5.2;).

Так, например, реакция человека на нагрузку, направленную вдоль позвоночника, будет существенно отличаться от реакции на такую же нагрузку, направленную поперек позвоночника. Это же замечание относится и к магистральным сосудам кровеносной системы, расположенным вдоль продольной оси тела.

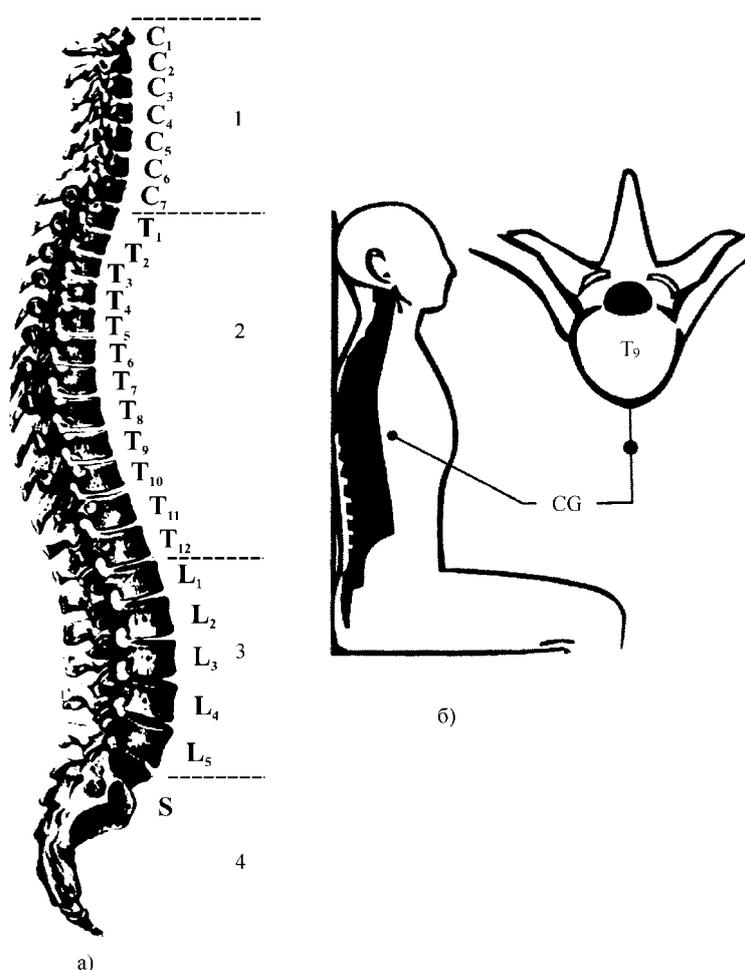


Рис. 5.2. Структура позвоночника.

- а) отделы позвоночника: 1- шейный; 2- грудной; 3- поясничный; 4- крестец;
б) положение центра масс туловища в позе сидя.

5.3. Система "человек-кресло" (СЧК). Параметры диаграммы перегрузки.

Наиболее полно проблема переносимости человеком ударных перегрузок исследовалась применительно к задачам обеспечения безопасности экипажей средств скоростного транспорта – авиакосмического и наземного.

На тех транспортных средствах, где возможно действие ударных перегрузок на экипаж, человек, как правило, располагается в специальном кресле в заданной позе, благоприятной для переносимости ударных перегрузок, и фиксируется к креслу ремнями безопасности той или иной конструкции.

Кресло с зафиксированным в нем человеком образует единую систему «человек-кресло» (СЧК). Отметим, что подавляющее большинство теоретических и экспериментальных исследований по проблеме защиты человека от ударных перегрузок проводилось для системы «человек-кресло».

Материалы, изложенные в данной книге по проблеме переносимости человеком ударных перегрузок, также относятся к СЧК, за исключением некоторых задач удара головы о преграду.

В экспериментальных исследованиях воздействие ударных перегрузок на СЧК изучалось с участием добровольцев-испытателей, с использованием биоманекенов, биологических материалов и препаратов (позвонков и других элементов костно-опорного аппарата и мягких тканей), а так же испытательных антропометрических манекенов. Значительный объем исследований проводился на животных (обезьяны, собаки и др.)

Ударная перегрузка, действовавшая на СЧК, измерялась на твердых опорных поверхностях кресла, в котором располагался испытатель или манекен; результаты измерений на кресле служили основой для построения норм на допустимые для человека ударные перегрузки. В ряде случаев в исследовательских целях измерялись перегрузки в манекене (в голове, в груди, на голове и позвонках биоманекена и др.).

Диаграмма перегрузки, например $n_z(t)$, полученная в расчете или в эксперименте, характеризуется четырьмя основными параметрами (рис. 5.3):

- максимальным (амплитудным) значением перегрузки ($n_{z \max}$);
- длительностью действия максимальной перегрузки ($t_{\text{плоч}}$);
- скоростью нарастания перегрузки (\dot{n}_z);
- интегралом ускорения: $\Delta V_z = g \int (n_z - 1) dt$, который равен скорости, теряемой/приобретаемой системой «человек – кресло» (СЧК) за время действия перегрузки. Эти параметры используются на практике для физиологической оценки допустимости (недопустимости) воздействия перегрузки на человека.

В [113] показано, что интеграл ускорения можно рассматривать как максимальную дозу перегрузки для режимов предельно-допустимых ударных воздействий, полученных в экспериментах или в расчете. Использование параметра "доза перегрузки" рассматривается ниже в п. 5.5.

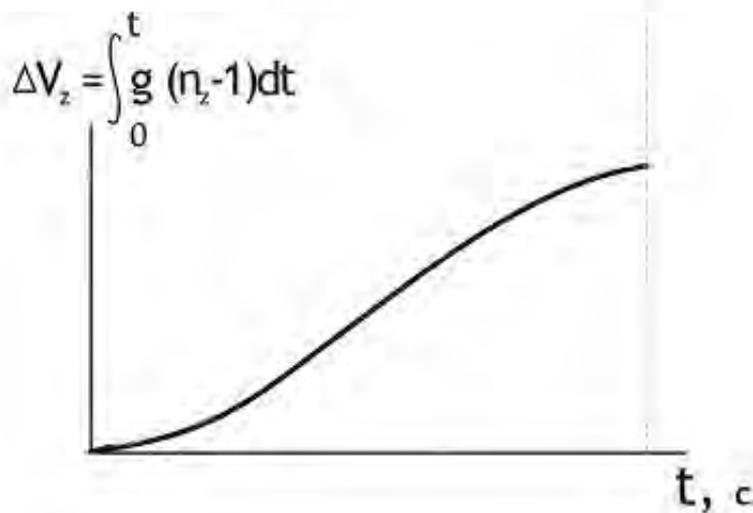
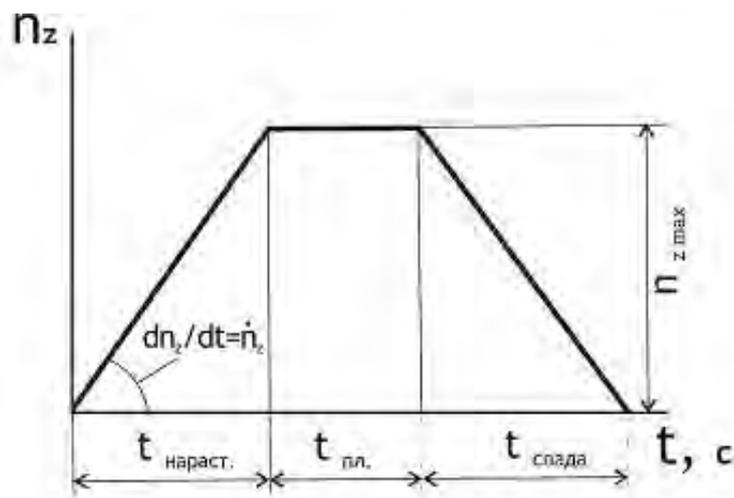


Рис. 5.3. Параметры диаграммы перегрузки.

5.4. Биомеханические реакции человека на воздействие ударной перегрузки.

Ударная перегрузка "голова - таз" (n_z). Ниже рассмотрены биомеханические реакции системы "человек - кресло" на воздействие ударной перегрузки.

Физиологические реакции организма, наблюдавшиеся в экспериментах с добровольцами - испытуемыми при воздействии ударных перегрузок, подробно изложены в [13].

При воздействии ударной перегрузки "голова-таз" тело человека прижимается к сидению; в ряде случаев происходит значительная просадка верхней части туловища, развивается наклон туловища и кивок головы вперед и вниз, что связано с расположением центра масс туловища; в позе сидя центр масс расположен на уровне позвонка T_9 на расстоянии около 20 мм от передней поверхности позвонка (рис.5.2.) [229].

Как показывает анализ опубликованных экспериментальных данных, переносимость человеком ударных перегрузок "голова - таз" связана прежде всего с прочностью элементов позвоночника.

По результатам измерений (рис. 5.4), в позе сидя вес тела передается на опору (сиденье) через седалищные бугры тазовой части позвоночника [132].

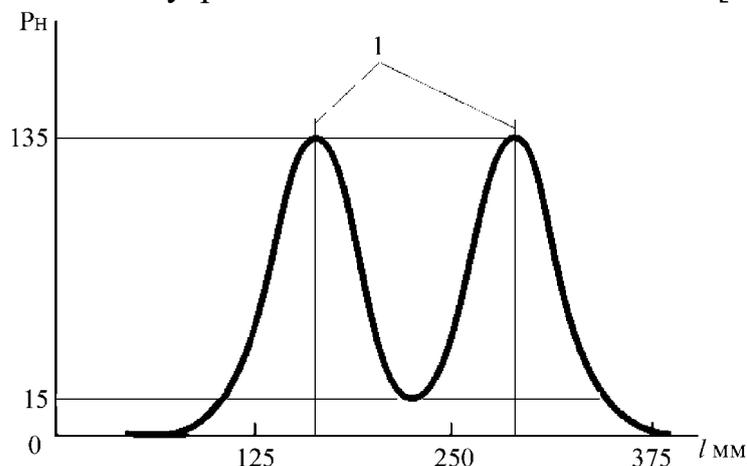


Рис.5.4. Эпюра сил давления седалищных бугров на сиденье; поза сидя. Масса тела человека 90 кг. 1 – линия, проходящая по седалищным буграм.

Основная нагрузка воспринимается позвоночником через тело позвонка и сочлененные с ним межпозвоночные диски, которые представляют собой единую систему.

При осевой нагрузке на позвоночник, а также при изгибах позвоночника межпозвоночный диск перераспределяет нагрузку по поверхности позвонка и одновременно служит демпфером, снижающим пиковые нагрузки на позвонки. Диск обладает вязкоупругими свойствами, включая свойства ползучести и релаксации (рис.5.5. б).

В пульпозном ядре диска имеется собственное внутреннее давление, величина которого зависит от внешней нагрузки, позы и других факторов [130;157].

Концевые (торцевые) пластинки и боковая поверхность позвонка состоят из прочной компактной костной ткани; внутренняя часть тела позвонка представляет собой пористую структуру, заполненную жидкостью, по конструкции сходную с сотами.

На рис. 5.5. а) показана диаграмма статической деформации тела позвонка при сжатии [40]. Диаграмма имеет вид, характерный для упруго-пластических материалов. Наиболее близким техническим аналогом позвонка может служить трехслойная панель с сотовым наполнителем, которая имеет практически такую же форму диаграммы статической деформации при сжатии.

Из диаграммы деформации позвонка видно, что предел упругости позвонка близок к пределу пластичности и пределу прочности, в отличие от диаграммы деформации, например, конструкционных сталей. В работах по биомеханике позвоночника упомянутые три параметра диаграммы деформации обычно объединяют общим термином «несущая способность позвонка».

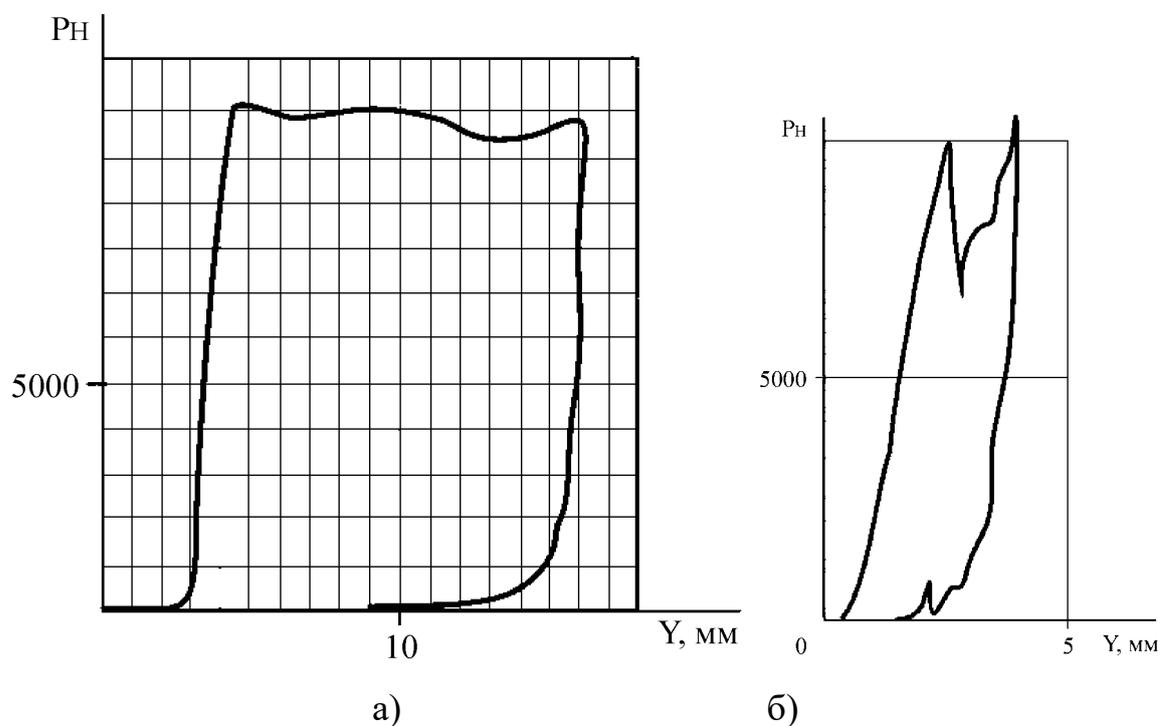


Рис 5.5. Диаграмма статической деформации позвонка L_5 (а) и межпозвоночного диска L_4/L_5 (б) при сжатии.

В таблице 5.2 приведены величины относительной деформации позвонка при сжатии и соответствующие им пять степеней повреждения позвонка.

Экспериментальные данные о несущей способности позвонков шейного, грудного и поясничного отделов позвоночника при статическом сжатии приведены в Приложении.

Повреждения позвонков в зависимости от величины относительной деформации при статическом нагружении [40]

Табл.5.2.

Степень повреждения	Характеристика повреждения	Величина относительной деформации %
1	Упругая (обратимая) деформация. Структурные макроскопические повреждения отсутствуют	6
2	Первые макроскопические необратимые изменения. Сжатие лимбической зоны	12...13
3	Трещины и сдавления в области обхвата талии позвонка	17...18
4	Переломы внутри тел позвонков без	25...26

	смещения отломков	
5	Переломы тел позвонков со смещением отломков	36...37

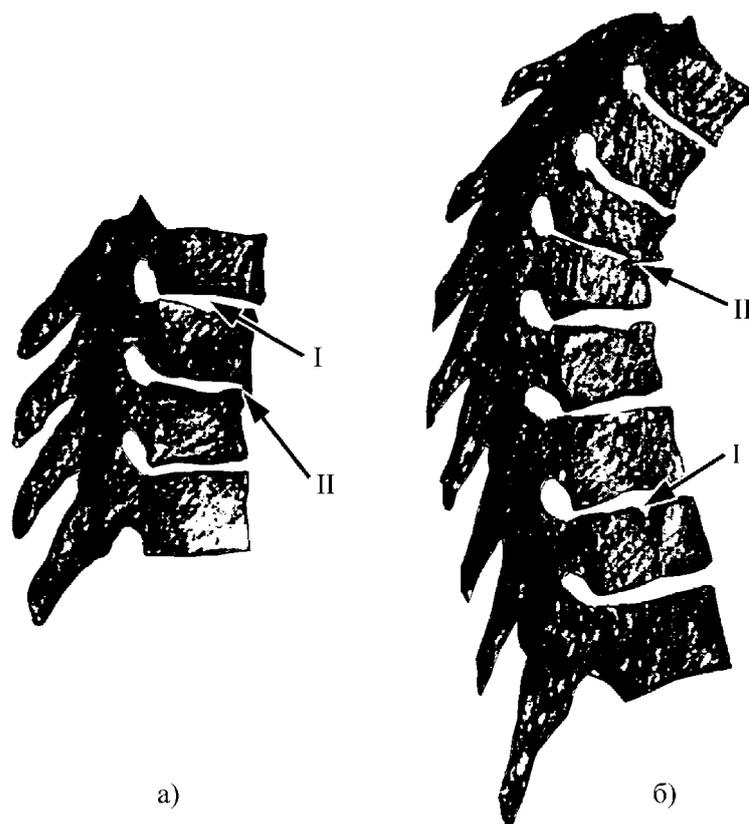


Рис. 5.6. Травмы позвоночника при аварийном катапультировании летчиков:
а) – отделение и смещение передней кромки торца T_4 (II); раздавливание центра позвонка (I); б) – клиновидная травма передней стенки T_5 и T_6 (II) с расщеплением центра позвонка в нижней части грудного отдела (I).[203]

Локализация переломов позвоночника
при аварийном катапультировании летчиков. [157]

Табл. 5.3

Индекс и номер позвонка	США	Франция	Велико-британия	ФРГ	Греция	Италия	Всего переломов
T ₁	–	–	–	–	–	–	–
T ₂	–	–	–	–	–	–	–
T ₃	1	1	1	1	–	–	4
T ₄	2	–	1	3	–	–	6
T ₅	5	3	2	3	–	–	13
T ₆	4	2	2	1	–	–	9
T ₇	5	2	1	2	–	1	11
T ₈	7	3	3	2	–	2	17
T ₉	2	–	7	–	–	1	10
T ₁₀	2	–	7	1	1	–	11
T ₁₁	2	–	9	1	2	2	16
T ₁₂	9	3	12	2	3	7	36
L ₁	13	11	8	4	5	5	46
L ₂	4	3	2	–	1	1	11
L ₃	1	–	–	1	–	2	4
L ₄	2	1	–	–	–	2	5
L ₅	1	–	–	–	–	–	1
Всего переломов	60	29	55	21	12	23	200
Всего летчиков	43	20	32	14	6	15	130

Значительный практический интерес представляет анализ реакции позвоночника в целом на динамические нагрузки.

В табл. 5.3 приведены данные о локализации переломов позвоночника при аварийном катапультировании летчиков. Характер переломов показан на рис. 5.6. [203]. Как видно из рис.5.6, имеют место два существенно различных типа переломов:

I - разрушение тела позвонка в центральной зоне;

II – разрушение передней кромки позвонка.

Для выяснения возможных механизмов травмы по типу I и по типу II рассмотрим экспериментальные данные по катапультированию биоманекенов.

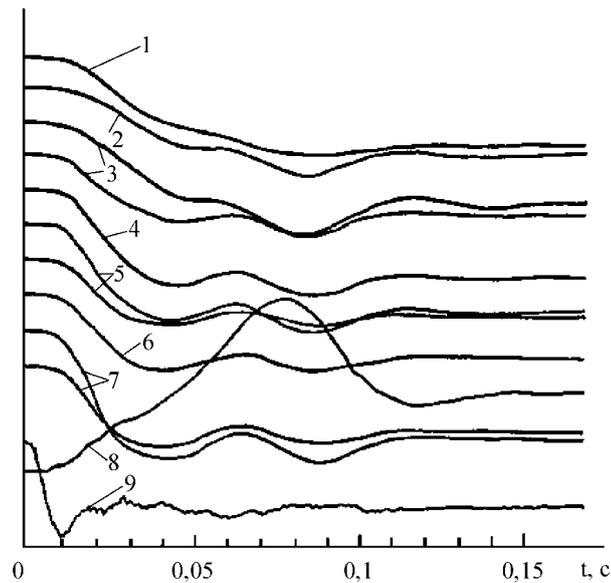


Рис. 5.7. Напряжение на позвонках при катапультировании биоманекена. Голова не фиксирована. Предварительная затяжка плечевых ремней 50 н.

1 – перемещение туловища на уровне T_4 ; $\Delta X_{\max} = 37$ мм.

2;4;6 – напряжение на передней стенке позвонков T_{11} ; L_1 ; L_3 соответственно;

3;5;7 – напряжение на боковой стенке позвонков T_{11} ; L_1 ; L_3 соответственно;

8 – усилие в плечевых ремнях; $P_{\max} = 1170$ н;

9 – перегрузка катапультирования «голова – таз» $(+n_z)_{\max} = 14,5$ на кресле

На рис. 5.7 показаны результаты тензометрических измерений на позвонках биоманекена при катапультировании (перегрузка «голова – таз») [229].

Опыты проводились при сравнительно слабом предварительном натяжении плечевых ремней (около 50 н). Максимальный наклон туловища биоманекена вперед на уровне T_4 составил 37мм при свободном кивке головы вперед. Отклонение туловища вперед с образованием соответствующих изгибных деформаций в позвоночнике формируется, по меньшей мере, за счет двух факторов:

- из-за расположения центра масс туловища на ~ 20 мм спереди от передней стенки позвонка T_9 происходит нецентральное нагружение позвоночника инерционными силами при воздействии перегрузки «голова-таз»;
- из-за кивка головы, которая гасит свою кинетическую энергию за время $\sim 0,02$ сек при натяжении плечевых ремней фиксации.
- Из рис. 5.7 видно, что имеет место запаздывание на 0,02 сек между началом действия перегрузки и началом отклонения туловища. Кивок головы заметно изменяет напряжение на передней и боковой стенках позвонков только на второй фазе движения после момента времени $t = 0,1$ сек.

При приложении к сидалищным буграм биоманекена ударной перегрузки «голова-таз» $n_{z \max} = 14,5$ при скорости ее нарастания 1300...1400 1/сек в позвоночнике возникает выраженный колебательный процесс.

Колебания распространяются вдоль позвоночника от нижних позвонков кверху; так, например, время распространения колебаний от L_3 до T_{11} равно $\sim 0,001$ сек.

Частота колебаний составила для T_{11} $f_0 = 26,7$ гц; для L_3 $f_0 = 22,7$ гц. Более высокая, чем у человека, собственная частота колебаний позвонков биоманекена (см. Приложение) связана, по-видимому, с различной методикой измерений в опытах. Нельзя, по-видимому, исключить и возможность влияния окоченения тканей и структур биоманекена, что неизбежно повысит жесткость туловища, и, соответственно, возрастут собственные частоты позвоночника.

Различные собственные частоты позвонков T_{11} и L_3 свидетельствуют, что позвоночник реагирует на ударное воздействие подобно механической многомассовой системе.

Отметим также, что на второй фазе нагружения после 0,1 сек процесс продольных колебаний позвонков быстро затухает, что связано с вязкими свойствами дисков. Амплитуда напряжений на позвонках на второй фазе нагружения уменьшается в $\sim 3...5$ раз.

Как показывает анализ приведенных экспериментальных данных, два различных типа травмы позвонков связаны с двумя различными процессами нагружения позвоночника.

При возникновении в позвоночнике продольных колебаний на первой фазе воздействия ударной перегрузки, когда изгибные деформации позвоночника (наклон вперед) еще не успел развиваться, может иметь место сжатие межпозвоночного диска двумя соседними колеблющимися позвонками.

При сближении торцев двух соседних позвонков позвонки поворачиваются относительно суставных поверхностей, межпозвоночный зазор изменяет свою конфигурацию, передние кромки позвонков сближаются, задние кромки – расходятся. Поскольку этот процесс при продольных колебаниях протекает достаточно быстро (за время порядка 0,001 сек), диск не успевает изменить свою форму синхронно с изменением формы межпозвоночного зазора.

В этом случае, при одновременном возникновении достаточно большой продольной силы, превышающей предел упругости тела позвонка, будет происходить вдавливание диска в концевую пластинку тела позвонка, т.е. в этой ситуации травма тела позвонка будет локализована в зоне центральной части его торца (травма по типу I рис. 5.6).

На второй фазе нагружения позвоночника на процесс продольных колебаний позвонков накладывается низкочастотный процесс – изгиб позвоночника при наклоне туловища вперед. В этом случае также происходит изменение формы межпозвоночного зазора. Однако этот процесс протекает примерно в 5 раз

медленнее, что позволяет диску изменить свою форму синхронно с изменением зазора.

В этом случае по мере нарастания изгибных деформаций передние кромки позвонков сближаются вплоть до соприкосновения. При нарастании нагрузки сверх предела упругости позвонка происходит клиновидный скол, пластическая деформация передней части тела позвонка (травма по типу II рис. 5.6).

Ударная перегрузка "таз - голова" ($-n_z$). Ударная перегрузка "таз - голова" может воздействовать на экипаж СА в случаях посадки при ветровом сносе, опрокидывании и перекате СА по грунту (см. выше гл. 4).

В таких случаях обычно имеет место действие на экипаж трех компонентов суммарного вектора перегрузки одновременно, включая отрицательную перегрузку "таз - голова". Под действием отрицательной перегрузки ($-n_y$) тело космонавта будет прижато к деформируемым (упругим) плечевым ремням системы фиксации; голова может выйти из подголовника кресла с последующим возвратом и ударом о подголовник.

Отметим, что отрицательные перегрузки "таз - голова" исследовались также применительно к задаче аварийного спасения пилота самолета по схеме "катапультирование вниз". Соответствующие экспериментальные данные приведены ниже.

Ударная перегрузка "грудь - спина" (n_x). При воздействии ударной перегрузки "грудь - спина" тело космонавта прижимается к спинке кресла, голова - к подголовнику, конечности - к опорным поверхностям кресла. Одновременно наблюдается деформация (уплощение) ребер грудной клетки, внутренние органы (сердце, легкие, почки и др.) деформируются и прижимаются к элементам скелета; может наблюдаться болевой синдром, нарушение внешнего дыхания и рефлекторные нарушения сердечного ритма.

Ударные перегрузки "грудь - спина" могут вызвать черепно - мозговую травму, нарушить работу сердечно - сосудистой системы и почек.

Ударная перегрузка "спина - грудь" ($-n_x$). Под действием ударной перегрузки "спина - грудь" тело космонавта будет прижато к упругим ремням системы фиксации; наблюдается кивок головы и верхней части туловища вперед - вниз (рис. 5.8.), конечности могут быть отброшены вперед.

Могут быть травмированы внутренние органы от ударного воздействия со стороны ремней фиксации, может наблюдаться болевой синдром, нарушение внешнего дыхания и рефлекторные нарушения сердечного ритма.

При последующем возврате головы в подголовник под действием упругого натяжения плечевых ремней может иметь место удар головы о подголовник, что требует принятия специальных мер по защите головы от черепно-мозговой травмы.

Существенное значение для безопасности космонавта в этом случае имеет конструкция системы фиксации (см. ниже гл. 6).

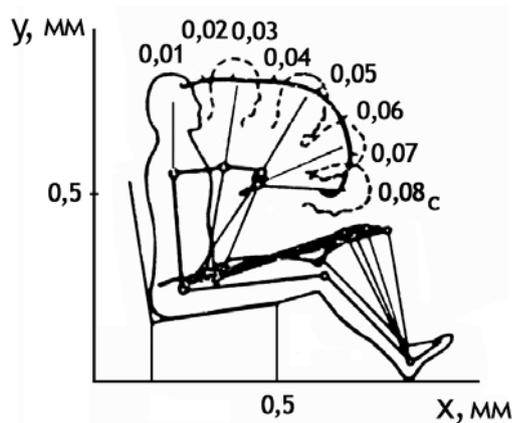


Рис. 5.8. Кивок головы и туловища под действием ударной перегрузки "спина - грудь" при использовании только поясной фиксации. [138]

Ударная перегрузка "бок-бок" ($\pm n_y$). Под действием боковой ударной перегрузки тело космонавта будет прижато к боковым опорам кресла и элементам системы фиксации.

Внутренние органы (сердце, печень и др), а также конечности будут смещаться в боковой плоскости по линии действия инерционной силы.

Во время действия боковых перегрузок при тотальной фиксации тела происходит смещение и деформация внутренних органов, в первую очередь, органов средостения (сердце и связанный с ним сосудистый пучок), что может сопровождаться выраженными нарушениями сердечного ритма.

Отметим, что изгибные нагрузки в боковой плоскости позвоночником переносятся существенно хуже, чем в сагиттальной плоскости.

При недостаточно глубоком подголовнике голова может быть выброшена из подголовника, что может привести к удару головы об элементы конструкции.

Основное средство защиты от неблагоприятного действия боковых перегрузок - использование рациональной конструкции системы фиксации, жестких боковых опор для туловища и головы, специальной системы фиксации для ног.

Воздействие угловых ускорений. На человека в поле угловых ускорений и угловых скоростей действуют два фактора [160;161]:

- перегрузки: $n_\omega = \omega^2 r / g$ – перегрузка, созданная угловой скоростью (ω);

$n_\varepsilon = \varepsilon r / g$ – перегрузка, созданная угловым ускорением (ε).

- реакция вестибулярного аппарата, для которого угловая скорость и угловое ускорение служат специфическим раздражителем.

Схема распределения перегрузок по телу человека при вращении относительно оси, проходящей вблизи центра тяжести, показана на рис. 5.9.

Вестибулярный аппарат позволяет человеку ощущать свое положение и перемещение в пространстве. Исследованиям реакций вестибулярного аппарата на различные виды ускорений посвящена специальная литература; (см. , например, [1; 2]). Интерес к этой проблеме связан с «болезнью движения» - сохранением или

утратой человеком работоспособности и пространственной ориентировки при и после воздействия угловых скоростей и угловых ускорений.

Проблемы, связанные с «болезнью движения», в данной работе не рассматриваются; они имеют самостоятельное значение и требуют специального анализа.

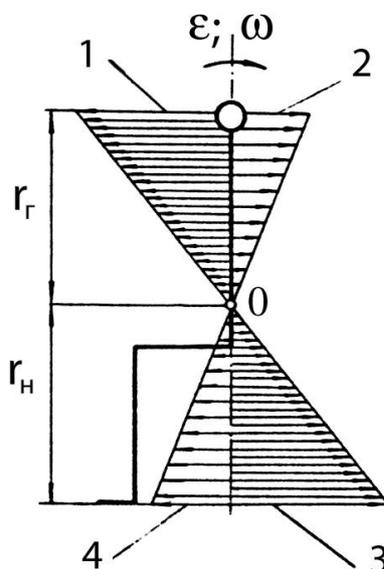


Рис. 5.9. Схема действия на человека углового ускорения и угловой скорости при вращении относительно центра масс (точка O).

$r_{Г}$ – радиус вращения на уровне головы; $r_{Н}$ – радиус вращения на уровне ног;

$\varepsilon[1/c^2]$; $\omega[1/c]$ – угловое ускорение и угловая скорость соответственно;

1 – перегрузка «спина-грудь» на уровне головы от углового ускорения
 $(-n_{\varepsilon}) = \varepsilon r_{Г} / g$;

2 – перегрузка «таз-голова» на уровне головы от угловой скорости
 $(-n_{\omega}) = \omega^2 r_{Г} / g$;

3 – перегрузка «грудь-спина» на уровне ног от углового ускорения
 $(+n_{\varepsilon}) = \varepsilon r_{Н} / g$;

4 – перегрузка «голова-таз» на уровне ног от угловой скорости
 $(+n_{\omega}) = \omega^2 r_{Н} / g$.

5.5. Экспериментальные данные по исследованию переносимости человеком ударных перегрузок.

5.5.1. Переносимость отдельных компонентов перегрузки.

Ниже изложены опубликованные результаты целенаправленных экспериментов, проводившихся с участием добровольцев-испытателей. Материалы систематизированы и обработаны автором. Ссылки на соответствующие источники даны в тексте.

В научной литературе содержатся описания большого числа испытаний на воздействие ударной перегрузки на испытуемых. Прямое сравнение результатов испытаний, как правило, затруднено ввиду различных методик испытаний, различных систем фиксации и конструктивных различий испытательных установок.

В таблицы 5.4 ... 5.8, приведенные ниже, включены, как типовые примеры, лишь те опубликованные материалы, в которых содержатся сведения об основных параметрах диаграммы $n(t)$: амплитуде перегрузки (n_{\max}), времени действия (t_{\max}), скорости нарастания перегрузки (\dot{n}), скорости, потерянной/приобретенной при ударе (ΔV), а также сведения об основных условиях и результатах экспериментов.

Перегрузка «голова-таз» n_z (табл. 5.4.). Работа [227] (рис. 5.10) содержит материалы, существенные для понимания физического смысла процесса воздействия на тело человека перегрузок с большой скоростью нарастания. Как видно из результатов экспериментов, при увеличении перегрузки в два раза (со 105 до 210) максимальная величина предельно-переносимой испытателями скорости, потерянной при ударе, осталась неизменной и составила 4,1 м/сек.

Отметим, что в работе [230], проведенной 13 лет спустя другой группой авторов, был получен практически тот же результат: при ударе вдоль позвоночника с большой скоростью нарастания перегрузки максимальная предельно-переносимая испытателями скорость, потерянная при ударе, составила 3,94 м/сек.

В обоих случаях имела место большая скорость нарастания перегрузки – 19000 1/с и более.

Обе группы авторов констатировали локализацию болевых ощущений в голове, в области крестца и поясничного отдела позвоночника; в [230] наблюдались неблагоприятные симптомы со стороны центральной нервной системы; в [227] отмечены жалобы испытуемых на боли в области груди.

Условия опытов, при которых скорость, потерянная при ударе, достигала $V \approx 4$ м/сек, были расценены испытателями как предел добровольной переносимости.

Таблица 5.4

Экспериментальные данные о переносимости человеком ударных перегрузок «голова-таз»

(n_z)

№ п/п	n _z max	t _{сек} max	ṅ 1/с	V _о м/с	ΔV ^{#)} м/с max	Экспериментальная установка и поза испыталеля	Число испыталелей в программе. Отзыв.	Источ-ник
1	105–210	0,09–0,06	21x10 ³ – 76x10 ³	1,75–3,0	4,1	Вертикальный копер. Поза «сидя». Кресло без спинки	30 испыталелей; 75 опытов. При V _о =3 м/сек – боль в голове, в области крестца и поясничных позвонков. Предел добровольной переносимости.	[230]
2	95	0,006	19x10 ³	–	3,94	Вертикальный копер. Жесткое кресло со спинкой и системой фиксации. Поза «сидя».	13 испыталелей. Сильные боли в области груди, в нижнем отделе позвоночника, в голове, в животе. Предел добровольной переносимости.	[227]
3	220	0,04	44x10 ³	–	7,0	Вертикальный копер. Жесткое кресло со спинкой и системой фиксации. Амортизационная прокладка толщиной 190мм между испыталелем и сиденьем	Без болевых ощущений. Незначительный удар в области живота.	[227]
4	16,8	0,065	2300	–	10	Вертикальный копер. Кресло с индивидуально моделированным ложементом. Поза «полулежа». Угол спинки к вертикали 40°	11 испыталелей. Без замечаний.	[14, 142]
5	18,4	0,2	180	26	26	Катапультное кресло. Система фиксации таза и плеч.	175 случаев катапультирования в том числе 12 случаев травм позвоночника.	[188]
6	16	0,4	200	40 – 45	40 – 45	Современное катапультное кресло с ракетным ускорителем.		[1]

#) ΔV=∫(n_z-1)dt м/сек;

Примечание: в опытах № п/п 1;2 – форма диаграммы ударного импульса – треугольник;

в опытах №п/п 3 – 6 - форма диаграммы ударного импульса – трапеция.

Таблица 5.5

Экспериментальные данные о переносимости человеком ударных перегрузок «таз-голова» ($-n_z$)

№ п/п	$-n_z$ мах	$t_{сек}$ мах	\dot{n} 1/с	V_0 м/с	$\Delta V^{#}$ м/с мах	Экспериментальная установка. Поза испытуемого.	Функциональные расстройства.	Источник
1	12	0,15– 0,2	до 120	–	–	Катапультное кресло, стандартная система фиксации. Поза «сидя»	Боль в голове. Зрительные расстройства. Предельно-допустимо.	[2]
2	18,5	–	–	5,9	5,9	Кресло со специальной системой фиксации. Поза «сидя».	Боль в голове. Зрительные расстройства.	[188]
3	9	–	–	12,7	12,7	Катапультное кресло, стандартная система фиксации. Поза «сидя».	Боль в голове. Зрительные расстройства.	[188]
4	8	0,2	80	11,4	11,4	Катапультное кресло, стандартная система фиксации. Поза «сидя».	Переносимо.	[196]

#) $\Delta V = g[(n_z - 1)dt]$ м/сек;

Примечание: в опытах №п/п 1:3;4 – форма диаграммы ударного импульса – трапеция.

Таблица 5.6

Экспериментальные данные о переносимости человеком
ударных перегрузок «грудь-спина» (n_x)

№ п/п	n_x мах	tсек мах	\dot{n} 1/с	V_0 м/с	$\Delta V^{#)}$ м/с мах	Экспериментальная установка. Поза испытуемого.	Заключение	Источ- ник
1	40,4	0,048	2140	14,8	14,8	Жесткое кресло. Специальная система фиксации. Поза «сидя». Горизонтальный стенд	Симптомы шока и потери сознания. Предельно- переносимо.	[188]
2	35	0,061	1150	15,8	15,8	Жесткое кресло. Специальная система фиксации. Войлочная прокладка 12 мм на подголовнике. Поза «сидя». Горизонтальный стенд	Переносимо.	[196]
3	32	0,115	530	27	27	Жесткое кресло. Спец. система фиксации. Войлочная прокладка 12 мм на подголовнике. Поза «сидя». Горизонтальный стенд.	Переносимо.	[196]

#) $\Delta V = g[(n_z - 1)dt]$ м/сек;

Примечание: в опытах №п/п 1 – 3 форма диаграммы ударного импульса – трапеция.

Таблица 5.7

Экспериментальные данные о переносимости человеком ударных перегрузок «спина-грудь» ($-n_x$)

№ п/п	$-n_x$ мах	$t_{сек}$ мах	\dot{n} 1/с	V_0 м/с	$\Delta V^{\#}$ м/с мах	Экспериментальная установка. Поза испытуемого.	Заключение	Источн ик
1	45,4	0,18	Около 500	56	56	Жесткое кресло. Специальная система фиксации с площадью охвата 553 см ² ; защита от кивка. Поза «сидя». Горизонтальный стенд.	Переносимо.	[188]
2	35	0,117	Около 600	30	30	Жесткое кресло, Специальная система фиксации. Поза «сидя». Горизонтальный стенд	Переносимо.	[196]
3	38	0,054	1400	14,8	14,8	Жесткое кресло. Специальная система фиксации. Поза «сидя». Горизонтальный стенд	Признаки шока. Предельно-переносимо.	[196]
4	17,6	0,12	960	9,57	11	Жесткое кресло. Спец. система фиксации. Поза полулежа. Угол наклона спинки назад 45°. $n_z=17,6$; $\Delta V_z=\Delta V_x=7,8$ м/с Горизонтальный стенд	Признаки шока. Травма в зоне Т ₆ -Т ₇ -Т ₈ . Предельно-переносимо. Лечение в течение 60 дней.	[225]
5	40	0,16	1500	57,4	57,4	Стандартное катапультное кресло. Поза «сидя лицом к потоку». Торможение при воздействии скоростного напора без вращения.	Предельно-допустимо.	[2]

#) $\Delta V = g[(n_z - 1)dt]$ м/сек;

Примечание: в опытах №п/п 1 – 4 форма диаграммы ударного импульса – трапеция

Таблица 5.8

Экспериментальные данные о переносимости человеком ударных перегрузок «бок-бок» ($\pm n_y$)

№ п/п	n_y мах	$t_{сек}$ мах	\dot{n} 1/с	V_0 м/с	$\Delta V^{\#)}$ м/с мах	Экспериментальная установка. Поза	Заключение	Источник
1	23,1	0,057	1200	8,4	8,4	Жесткое кресло с боковыми опорами для головы, туловища, ног. Поза «сидя».	Предел переносимости не был достигнут.	[188]
2	10	–	–	–	4,6	Кресло с системой фиксации таза.	Изгиб туловища вбок до 30°	[188]
3	11,7	–	–	–	4,5	Кресло с системой фиксации таза и плеч.	Предельно-допустимо. Брадикардия. Шок от воздействия ремней на каротидную зону.	[188]
4	30	0,13	600	–	20	Кресло с системой фиксации таза и плеч	Предельно-переносимо. Брадикардия.	[96]

$\#) \Delta V = g \int (n_z - 1) dt$ м/сек;

К	0	1	2	3	4	5	6	7
симп- томы	без симп- томов	слабое давление	умерен. давление	незначит. диском- форт	существ. диском- форт	слабая боль	уме- рен. боль	силь- ная боль

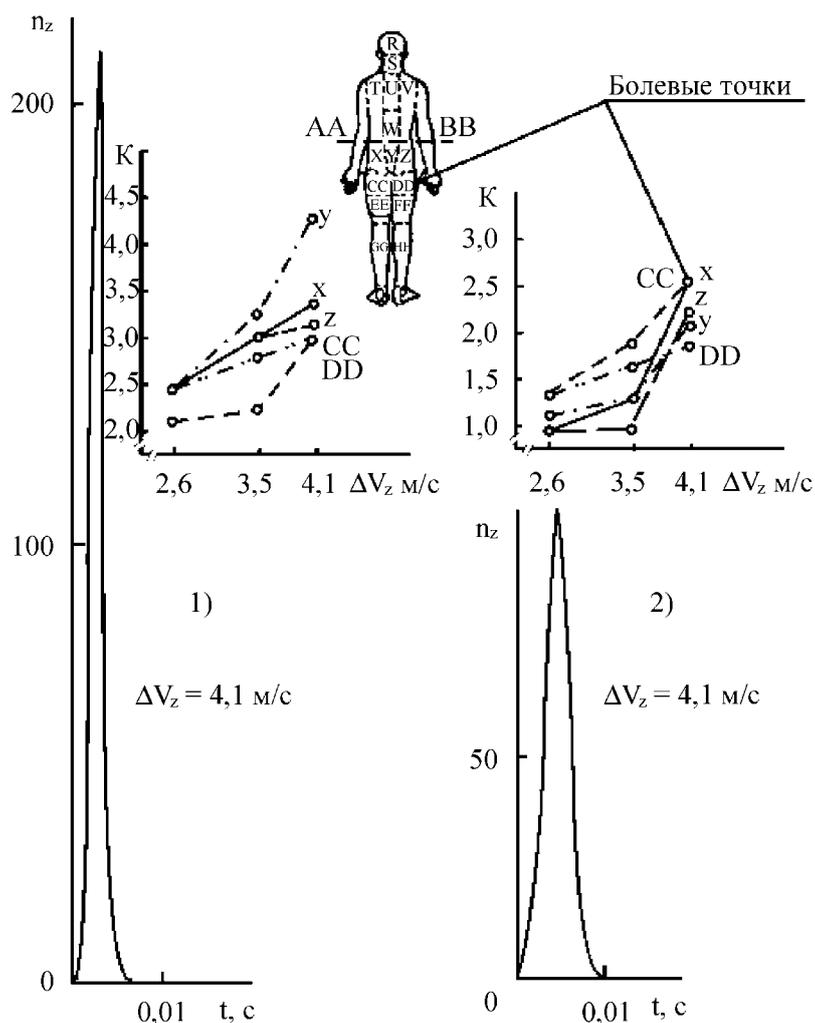


Рис.5.10. Локализация болевых точек у испытуемых в экспериментах при воздействии ударных перегрузок с большой скоростью нарастания.

1. $(\dot{n}_z) = 76 \cdot 10^3$ 1/с; 2. $(\dot{n}_z) = 21 \cdot 10^3$ 1/с; [226;227;230].

Коэффициент К в таблице соответствует графикам на поле рис.5.10.

Учитывая результаты экспериментальных работ [226;227;230], при больших скоростях нарастания ударной перегрузки значение $\Delta V \leq 4$ м/с можно

рассматривать как предельно-переносимую дозу ударного воздействия при перегрузке «голова-таз» с большой скоростью нарастания для физически хорошо подготовленных людей.

Как видно из табл. 5.4, с уменьшением величины \dot{n}_z допустимая величина ΔV_z быстро растет: при $\dot{n}_z = 2300$ 1/с $\Delta V_{\text{допуст.}} = 10$ м/с; при $\dot{n}_z = 200$ 1/с соответственно $\Delta V_{\text{допуст.}} = 40$ м/с.

Ряд экспериментов в [226; 227] был проведен с использованием модифицированного кресла с амортизирующей прокладкой толщиной 190мм, установленной между опорной пластиной, на которой сидел испытуемый, и жесткой конструкцией кресла (см. п. 3 табл. 5.4).

В этих опытах скорость, теряемая при ударе, была доведена до 7м/с; при этом болевых симптомов в позвоночнике и голове не наблюдалось. Амортизирующая прокладка, материал которой был целенаправленно подобран в специальных опытах, позволила снизить скорость нарастания перегрузки и, соответственно, повысить переносимую величину ΔV . К сожалению, инструментальные данные о перегрузках и скоростях их нарастания, измеренных на опорной пластине, на которой сидел испытуемый в упомянутом эксперименте, в источнике не приводятся.

Перегрузка «таз-голова» ($-n_z$) (табл. 5.5). Исследования ударных перегрузок «таз-голова» проводились в целях обеспечения безопасности летчиков при аварийном покидании самолета по схеме «катапультирование вниз». В этом случае внешние силы прикладываются к телу человека через ремни системы фиксации кресла по направлению «голова-таз»; инерционные силы действовали по линии «таз-голова».

В опытах скорость нарастания перегрузки составляла 80...120 1/с; максимальная перегрузка «таз-голова» ($-n_z$) = 8...12; приобретенная скорость $\Delta V = 11,4...12,7$ м/с.

В [188] отмечается, что в случае снижения скорости катапультирования до $V_0 = 5,9$ м/с максимальная допустимая перегрузка может быть увеличена с ($-n_z$) = 9 до ($-n_z$) = 18,5.

Перегрузка «грудь-спина» n_x (табл.5.6). При воздействии ударной перегрузки «грудь-спина» на систему «человек-кресло» под действием инерционных сил тело человека прижимается к опорным поверхностям кресла. В случае неплотного прижатия головы к подголовнику кресла в начальный момент времени может произойти дополнительный удар головы о подголовник, Как правило, подголовники кресел в системе СЧК имеют специальную амортизирующую прокладку.

При скорости нарастания ударной перегрузки $\dot{n}_x = 2140$ 1/с предельно-переносимая скорость, приобретенная СЧК при ударе, составила $\Delta V_x = 14,8$ м/с.

В опытах, где скорость нарастания перегрузки была снижена до 530 1/с, безопасная скорость, приобретенная СЧК при ударе, увеличилась до $\Delta V_x = 27$ м/с.

Как и при воздействии перегрузки «голова-таз», скорость, приобретенная (потерянная) при ударе, оказалась обратно пропорциональна скорости нарастания перегрузки «грудь-спина».

Перегрузка «спина-грудь» ($-n_x$) (табл. 5.7). При воздействии ударной перегрузки «спина-грудь» под действием инерционных сил тело человека смещается от спинки кресла вперед с опорой на ремни системы фиксации.

В экспериментах при использовании специальной системы фиксации показана удовлетворительная переносимость перегрузки «спина-грудь» ($-n_x$)=45,4 и скорости, потерянной при ударе, $\Delta V_x=56$ м/с (201,6 км/час); скорость нарастания перегрузки составила $\dot{n}_x \sim 500$ 1/с.

Воздействие с перегрузкой ($-n_x$)=38; $\Delta V_x=14,8$ м/с; $\dot{n}_x = 1400$ 1/с также оказалось предельно-переносимым.

В п.4 табл. 5.7 приведены результаты эксперимента, в котором кресло с испытуемым было наклонено на 45° подголовником назад от вертикали. Максимальная перегрузка торможения тележки составила $n_x=25$.

На кресле: ($-n_x$)=17,6; $n_z=17,6$; $\Delta V=11$ м/с; $\dot{n}=960$ 1/с. Условия эксперимента были оценены как предельно-переносимые. Были отмечены признаки шока и травма позвоночника в области $T_6 \dots T_8$. Время лечения испытуемого составило 60 дней.

Основная причина негативного результата эксперимента – комбинированное действие перегрузок «голова - таз» (n_z) и «спина-грудь» ($-n_x$) при больших величинах $\Delta V=11$ м/с и $\dot{n}=960$ 1/с, что вызвало значительный кивок головы и деформацию позвоночника в грудной зоне.

Отметим, что для катапультируемых кресел при торможении в потоке «лицом к потоку» без вращения за предельно-допустимые приняты параметры:

($-n_x$)=40; $\Delta V_x=57,4$ м/с; $\dot{n}_x=1550$ 1/с [2].

Перегрузка «бок-бок» ($\pm n_y$) (табл. 5.8). При воздействии на СЧК ударной перегрузки по линии «бок-бок» наибольшее влияние на переносимость человеком воздействия оказывает конструкция системы фиксации.

При использовании кресла, оборудованного боковыми опорами для головы, туловища, ног при воздействии $n_y=23,1$; $\Delta V_y=8,4$ м/с; $\dot{n}_y = 1200$ 1/с предел переносимости не был достигнут.

В то же время при использовании для фиксации плеч и туловища только системы ремней у испытуемого был отмечен шок вследствие воздействия ремней на каротидную зону. Режим эксперимента (n_y)=11,7; $\Delta V_y=4,5$ м/с был признан предельно-допустимым (скорость нарастания перегрузки в опытах в источнике не указана).

Значительный интерес представляют результаты целенаправленных экспериментов по оценке переносимости испытуемыми боковых перегрузок, приведенные в работе [96]. В физиологических экспериментах с участием 12 испытуемых – добровольцев показано, что в условиях фиксации в кресле

плечевым и поясным ремнями предел переносимости ударных перегрузок «бок-бок»

длительностью от 0,13 до 0,16 с лежал в пределах от 15 до 30 ед; скорость нарастания перегрузки составляла 400...600 1/с.

Переносимость боковых ударных перегрузок при фиксации испытуемого в кресле только поясным ремнем оказалась в 1,8 раза ниже.

В [96] не приводятся данные о скоростях удара при испытаниях. По приближенной расчетной оценке, в указанных опытах скорости, потерянные при ударе, составляли $\Delta V_y \approx 12...20$ м/с.

Перегрузки от вращения. В работах [160;161] приводятся результаты воздействия на человека кратковременных (ударных) угловых ускорений и соответствующих кратковременных угловых скоростей, полученные в целенаправленных экспериментах с участием добровольцев-испытуемых.

Опыты проводились с испытуемыми, расположенными и зафиксированными в кресле. К креслу импульсно прикладывался момент сил, вращавших систему «человек-кресло» относительно оси, проходившей вблизи центра масс СЧК.

При вращении относительно поперечной оси угловое ускорение в опытах составляло $\varepsilon = 80 - 85$ 1/с² при длительности 0,2с и 65 1/с² при длительности 0,25с; максимальная угловая скорость достигала $\omega = 14...16$ 1/с.

Отрицательная перегрузка «таз-голова» на уровне головы составила $n_z \approx (-20)$ при треугольной форме эпюры перегрузки вдоль позвоночника (рис.5.11). Критерием переносимости было признано повышенное давление в кровеносных сосудах головы испытуемого, созданное за счет инерционных сил, действовавших на основные кровеносные сосуды, идущие вдоль туловища человека.

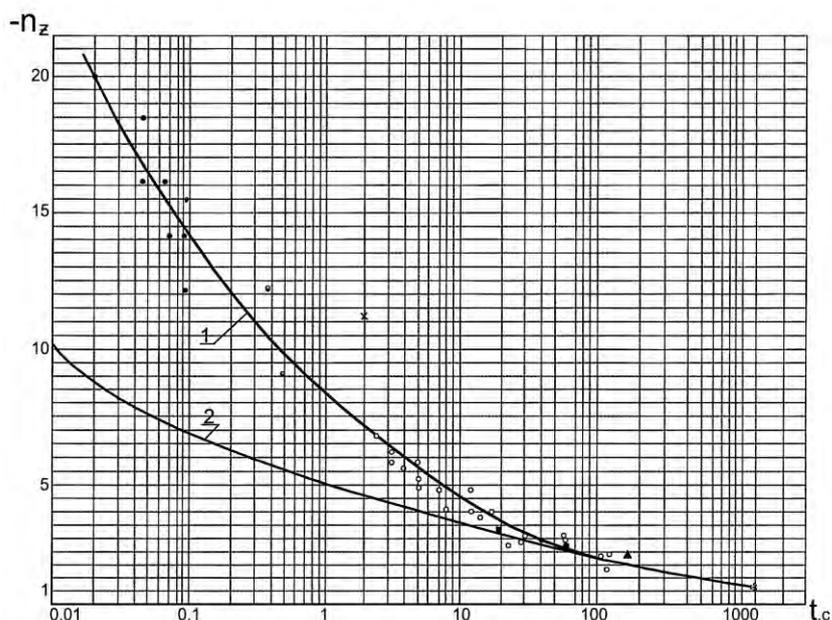


Рис. 5.11. Предельно-переносимые перегрузки на уровне головы; по [13]:
 1 – при вращении; 2 – при катапультировании вниз.

В работе [13] отмечается корреляция полученных результатов с ранее полученными данными о предельной переносимости испытуемыми линейной отрицательной перегрузки «таз-голова» в опытах по исследованию переносимости человеком в позе сидя перегрузки катапультирования вниз, где критерием переносимости также послужило повышенное давление в кровеносных сосудах головы.

При катапультировании вниз предельно-допустимая отрицательная перегрузка составила $n_z = -10$, что соответствует средней перегрузке для треугольной эпюры в опытах с вращением по [160].

В [160] предполагается, что в упомянутых экспериментах имело место равновеликое повышение давления в кровеносных сосудах головы ввиду воздействия на кровеносное русло туловища близких по величине инерционных сил.

Во всех опытах какого либо специфического воздействия вращений (рис.5.12) на человека обнаружено не было. Лимитирующим фактором, ограничивающим переносимость человеком угловых ускорений и угловых скоростей была перегрузка.

Таким образом, для оценки переносимости человеком кратковременных (импульсных) вращений необходимо определять компоненты перегрузки, возникшие при вращении, и оценивать их допустимость по общей методике.

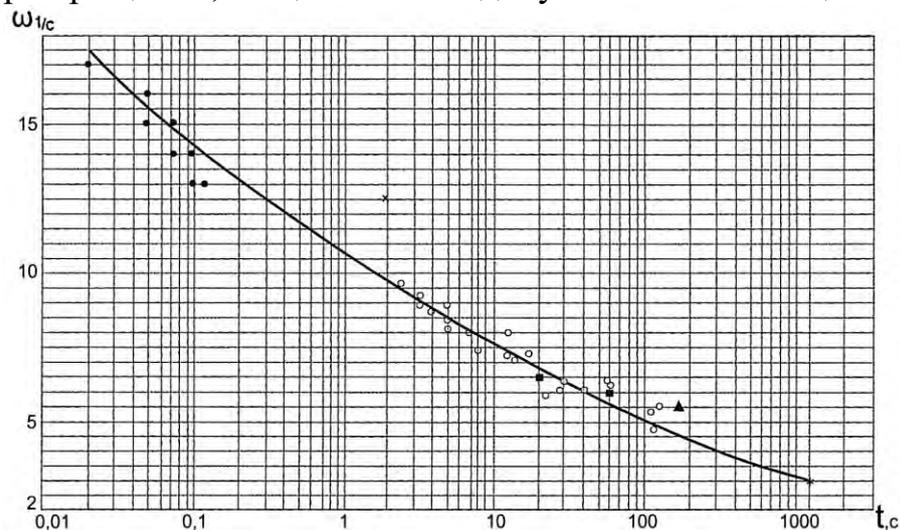


Рис. 5.12. Предельно-переносимые угловые скорости при вращении человека в кресле в позе сидя относительно оси, проходящей вблизи центра масс человека; по [13].

5.5.2. Материалы испытаний по оценке переносимости ударных перегрузок приземления испытателем, расположенным в кресле космонавта.

5.5.2.1. Объем испытаний.

На космических кораблях «Союз» и «Восход» изначально предусматривалась посадка экипажа в спускаемом аппарате на грунт с использованием парашютно-реактивной системы посадки СА.

Как показано выше в гл. 3, при посадке СА с использованием ПРС на неподготовленную грунтовую площадку в условиях ветрового сноса имеется вероятность удара СА о грунт с повышенной скоростью в некотором расчетном диапазоне посадочных углов при $(\varphi_{\text{пос}})_{\text{max}} \approx 12^{\circ} - 15^{\circ}$.

Поскольку подобная задача решалась впервые, был проведен обширный цикл поисково-исследовательских теоретических и экспериментальных работ.

Изучалась динамика СА при ударе об упруго-пластический грунт, исследовались кинематические схемы систем амортизации при ударных нагрузках в широком диапазоне посадочных углов, были проведены также физиологические исследования - копровые испытания по проверке воздействия на испытателей – добровольцев штатных и аварийных перегрузок приземления.

Обзор основных результатов физиологических испытаний кресел космонавтов кораблей «Союз» (кресло «Казбек») и «Восход» (кресло «Эльбрус»), включая описание результатов физиологических измерений, а также графики перегрузок, зарегистрированные в опытах, приведен в работе [13].

В период с 1963 по 1967 год было проведено более 130 физиологических копровых экспериментов с участием 16 испытателей-добровольцев.

В опытах проверялась безопасность условий посадочного удара для человека в широком расчетном диапазоне посадочных скоростей и посадочных углов СА, включая режимы аварийной посадки.

Скорость соударения макета СА с грунтом составляла до ≈ 9 м/с; перегрузка приземления на макете СА до $n_{\text{СА}} = 80$; посадочный угол до $(\varphi_{\text{пос}})_{\text{max}} = 25^{\circ}$.

В процессе каждого эксперимента проводилась регистрация основных физиологических функций испытателя, врачебный осмотр до и после эксперимента, включая терапевтическое, неврологическое и хирургическое обследование. Оценивались такие традиционные клинико-физиологические показатели, как ЭКГ, ЭЭГ, АД, ЧД, а также результаты клинико-биохимических анализов. Опыты сопровождалась скоростной киносъемкой 250 - 300 кадров в секунду. Фиксировался отзыв испытателя об индивидуальном восприятии воздействия в эксперименте [13].

Физиологическим испытаниям предшествовали несколько сот технических экспериментов, в которых на различных копровых установках

исследовалась динамика удара макетных и натуральных СА о натуральный и модельный грунт, отрабатывалась конструкция амортизационных кресел и методика испытаний.

На последнем этапе исследований были проведены сбросы на копре натурального СА с испытателем на борту.

5.5.2.2. Результаты физиологических испытаний кресла космонавта корабля «Союз» (кресло типа «Казбек»).

Схема кресла. Внешний вид амортизационного кресла «Казбек» приведен на рис.2.10 и 6.10.

Кресло закреплено к СА плоским шарниром в зоне подножки и имеет одну степень свободы – может вращаться в плоскости симметрии кресла. В зоне подголовника установлен амортизатор с располагаемым ходом 250 мм и заданной силовой характеристикой $P(h)$.

Между телом космонавта и каркасом кресла установлен ложемент, изготовленный по гипсослепку дорсальной поверхности тела космонавта.

Испытательный стенд. Испытательный стенд – макет СА (рис.5.13) представлял собой конструкцию в виде сферического сегмента, выклеенного из деревянного бруса и обшитого стальным листом. На сегменте устанавливалась сварная ферма, в которой крепилось амортизационное кресло.

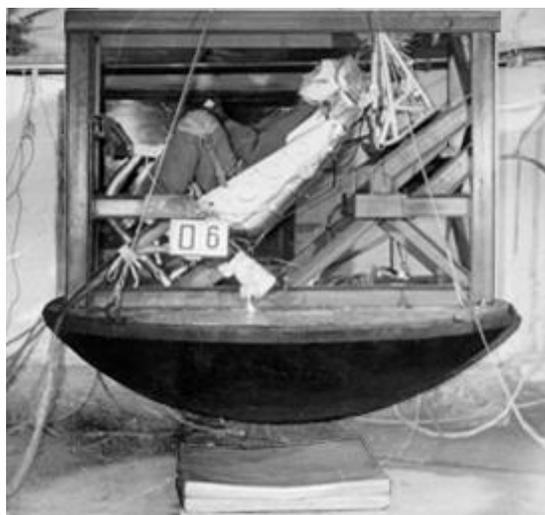


Рис.5.13. Испытательный стенд, на котором проводились копровые технические и физиологические эксперименты. Показано расположение испытателя в кресле «Казбек» [13].

Вопросы методики выбора параметров стенда, методики испытаний и др. обсуждаются ниже в гл.7.

Здесь отметим, что в экспериментах моделирование посадочной скорости СА осуществлялось за счет свободного падения стенда с заданной высоты с подъемного устройства на модельный грунт, который обеспечивал создание на макете СА (на узлах крепления кресла) заданной перегрузки приземления.

Моделирование различных посадочных углов достигалось за счет предварительного наклона стенда – макета СА на узле подвески подъемного устройства на заданный угол пикирования, или кабрирования, или крена.

Медико-технические проблемы. По совокупности целей создания корабля «Союз» и конструктивным возможностям объем в СА для размещения экипажа из 3-х космонавтов, составлял 2,5 м³. Для сравнения отметим, что объем в СА «Аполлон» для размещения экипажа из 3-х космонавтов, составлял 6 м³.

Вследствие конструктивных ограничений, для кресла «Казбек» не было выделено свободного объема для размещения амортизатора в зоне ног на случай посадки СА с углами пикирования, т.е. при преобладающем действии ударных перегрузок по линии голова-таз. В связи с этим на позвоночник космонавта, расположенного в кресле «Казбек», при посадочном ударе действовала проекция вектора ударной перегрузки корпуса СА, скорость нарастания которой составляла более 50001/с. Соответственно, такая же перегрузка действовала и на нижнюю часть туловища – на таз и на органы, расположенные в зоне таза.

Предполагалось, что за счет применения жесткого индивидуально моделированного ложементов, выполнявшего функцию наружного «скелета», жесткого корсета, деформации и просадки туловища и позвоночника под действием ударной перегрузки будут незначительны, и устойчивость человека к ударной перегрузке «голова-таз» будет достаточно высокой.

Амортизатор с ходом 250 мм, установленный в зоне подголовника, должен был снизить на кресле перегрузки, действовавшие на корпус СА, до уровня, допустимого для головы и верхней части туловища человека, включая область сердца.

Испытания с жестким ложементом. В соответствии с изложенной концепцией первый этап физиологических испытаний проводился с ложементом, отлитым из жесткого пенополиуретана по гипсослепку дорсальной поверхности тела каждого испытуемого. На рис. 5.14 и 5.15 приведены результаты опытов на максимально достигнутых режимах с использованием жесткого ложементов.

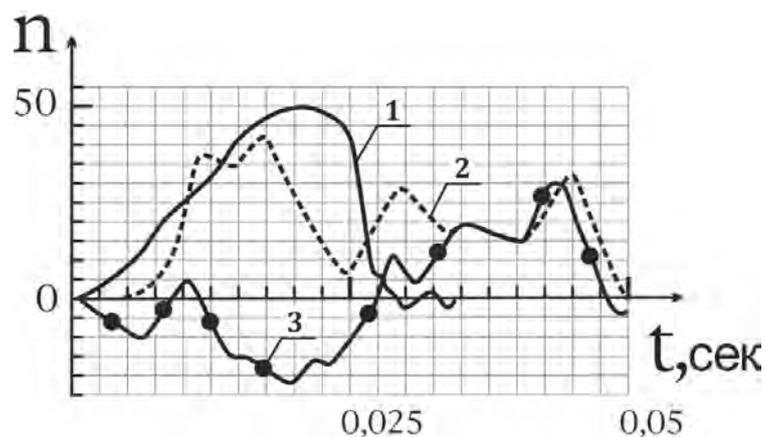


Рис 5.14. Перегрузки, измеренные на конструкции кресла вблизи центра масс в опыте с испытателем 09.12.64. Скорость приземления 6 м/с; 1 – перегрузка на макете СА; 2 – перегрузка на кресле «грудь-спина»; 3 – перегрузка на кресле «голова-таз». Угол наклона спинки кресла к вертикали 82° ; угол наклона стенда от номинального положения 25° на кабрирование. Ход амортизатора кресла 85 мм. Ложемент жесткий. Испытатель К-ов.

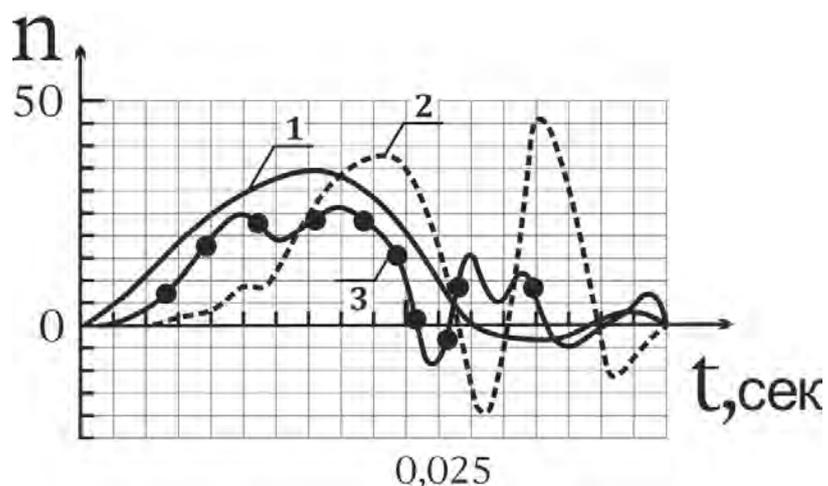


Рис. 5.15. Перегрузки, измеренные на конструкции кресла вблизи центра масс в опыте с испытателем 09.01.65. Скорость приземления 4,5м/с; 1 – перегрузка на макете СА; 2 – перегрузка на кресле «грудь-спина»; 3 – перегрузка на кресле «голова-таз». Угол наклона спинки кресла к вертикали 52° ; угол наклона стенда от номинального положения 0° . Ход амортизатора кресла 17мм. Ложемент жесткий. Испытатель Б-к.

В обоих экспериментах испытатель отметил появление болей при приземлении: в позвоночнике (крестец), в животе (сильное «встряхивание» внутренних органов) и в голове. Клинико-биохимические анализы после опыта подтвердили появление биохимических симптомов - предвестников травмы.

Приведенные режимы экспериментов были расценены специалистами и испытателями как предельные для добровольной переносимости.

Скорость приземления 4,5 м/с была существенно ниже требуемой. Номинальная скорость приземления для СА корабля «Союз» составляла 7,5 м/с, что превышало достигнутое в опытах значение скорости приземления в полтора раза, а по уровню кинетической энергии - более чем в два раза.

Физиологические испытания кресла «Казбек» были остановлены

Закон «Дозы и Темпа». Традиционный способ решения возникшей проблемы – установка на кресле дополнительного амортизатора по линии «голова-таз» в целях снижения критической ударной нагрузки вдоль позвоночника.

Расчеты показали, что при допустимой перегрузке «голова-таз» (n_z) \leq 18...20 (как принято для катапультных кресел летчика), потребный ход дополнительной амортизации вдоль позвоночника составит 180 – 200мм. При этом возникают сложные конструкторские проблемы по обеспечению совместной работы амортизатора в зоне подголовника и дополнительного амортизатора. Теоретически такую техническую проблему, вероятно, можно решить, однако подобное решение требует значительных дополнительных весовых затрат и – главное - выделения в гермокабине СА значительного дополнительного объема.

Анализ опубликованных материалов испытаний по оценке переносимости человеком ударных перегрузок, проведенный автором и впоследствии опубликованный в [114], показал, что при скоростях нарастания ударной перегрузки «голова-таз» свыше 2000 – 3000 1/с, что имело место в опытах с испытуемыми, изменяется биомеханическая реакция позвоночника на продольный удар.

В этом случае основным критерием травмы позвонков становится доза ударной перегрузки - скорость, потерянная при ударе (интеграл ударного ускорения), допустимая величина которой зависит от темпа (скорости) нарастания перегрузки, т.е. от третьей производной перемещения по времени.

Анализ показал, что при ударных перегрузках с большой скоростью нарастания, в ~10 раз большей, чем при катапультировании, допустимость для человека ударного воздействия следует искать в новых координатах:

$$\Delta V = f(dn/dt),$$

где ΔV – интеграл ускорения (потерянная при ударе скорость);

dn/dt - темп (скорость) нарастания ударной перегрузки (третья производная от перемещения по времени).

Эта зависимость, которую можно назвать законом «Дозы и Темпа», имеет вид гиперболы: чем ниже темп нарастания перегрузки, тем больше

безопасная для человека доза ударного воздействия. Вид кривой, выражающей закон «дозы и темпа», приведен на рис. 5.32; 5.40; 5.41.

Применительно к проблеме применения кресла «Казбек» это означает, что для повышения безопасной скорости приземления необходимо снижать скорость нарастания ударной перегрузки на опорной поверхности, прилегающей к телу человека, не обращая внимание на амплитудное значение перегрузки и существующие нормы на максимальное значение амплитуды перегрузки, принятой за допустимую для человека.

При снижении скорости нарастания перегрузки «голова-таз», допустимое для человека значение скорости удара возрастает.

На основании закона «дозы и темпа», предложенного автором, было найдено эффективное техническое решение проблемы.

Был разработан двухслойный амортизационный ложемент (рис. 5.16). К телу человека прилегал жесткая стеклопластиковая оболочка, выклеенная по гипсослепку дорсальной поверхности тела испытателя и выполнявшая функции наружного корсета, а между стеклопластиком и каркасом кресла располагался слой полужесткого пенополиуретана толщиной около 50 мм со специальными амортизационными характеристиками.

Амортизационная характеристика ложемента была рассчитана так, что при посадочном ударе ход обжатия амортизационного ложемента составлял 30...40мм; при этом скорость нарастания ударной перегрузки снижалась с 5000...7000 1/с до 2000...3000 1/с, а допустимая скорость удара повышалась с 3...4 м/с до 6,5...7м/с.

Методика выбора амортизационных характеристик пенополиуретанового слоя ложемента приведена ниже в гл. 6.

Такое техническое решение позволяло сохранить габариты кресла и амортизатора, установленного в зоне подголовника, увязанные с компоновкой и габаритами СА, и сохранить число членов экипажа корабля «Союз» в составе 3-х космонавтов.

Отметим, что при формальном использовании нормативов ($n_z \leq 20$) потребный ход дополнительного амортизатора кресла, который необходимо было бы установить для снижения перегрузки «голова-таз» до нормы $n_z \leq 20$, и соответствующий потребный объем, ометаемый креслом в СА при обжатии дополнительного амортизатора, исключали возможность установки в СА трех кресел «Казбек».

В СА корабля «Союз» в этом случае можно было бы разместить только 2-х космонавтов.

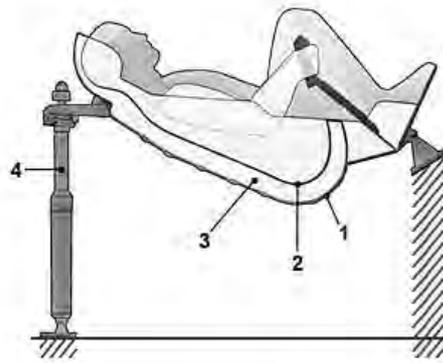


Рис. 5.16. Схема установки амортизационного кресла Казбек с амортизационным ложементом в СА корабля «Союз». 1 – каркас кресла; 2 – стеклопластиковый ложемент; 3 – амортизационный слой ложемента; 4 – амортизатор;

Испытания с двухслойным амортизационным ложементом. На рис. 5.17 показаны результаты измерения перегрузок на кресле «Казбек» в одном из итоговых опытов, где были достигнуты максимальные параметры ударных воздействий на кресло с испытуемым при наклоне СА на пикирование на угол 12° при использовании амортизационного ложемента. Сравнительные данные для жесткого и амортизационного ложементов приведены в табл. 5.9.

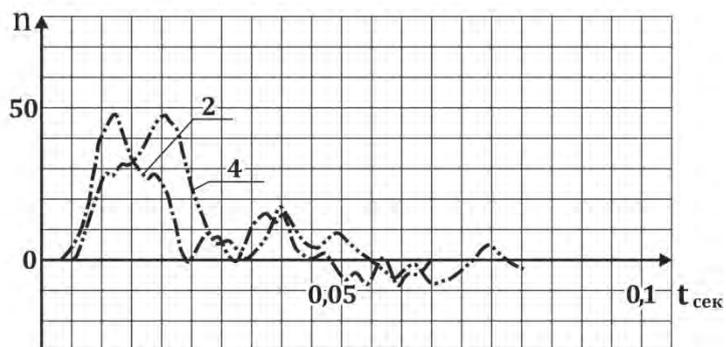
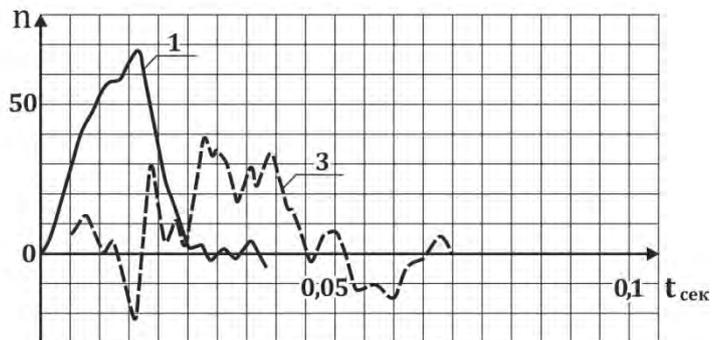


Рис. 5.17. Графики перегрузок, зарегистрированные в эксперименте при ударе о грунт со скоростью 7,5м/с макета СА корабля "Союз" с испытателем, расположенным в натурном амортизационном кресле "Казбек" 29.06.1966. Испытатель Р-й. Угол между плоскостью спинки кресла и вертикалью 45°.

- 1 - перегрузка на макете СА в зоне крепления подножки кресла (—).
 2 - перегрузка на кресле вблизи центра масс по оси "голова-таз" (n_z)_{кресла} (-.-.-).
 3 - перегрузка на кресле вблизи центра масс по оси "грудь-спина" (n_x)_{кресла} (---)
 4-перегрузка на жесткой оболочке индивидуально моделированного амортизационного ложемент в зоне сиделищных бугров по оси "голова-таз" (n_z)_{ложемента}. (-...-...-). [13].

Сравнительные данные результатов измерений в опытах по приземлению макетов СА с испытателями, расположенными в кресле «Казбек» с жестким и амортизационным ложементами, на режимах максимально достигнутых воздействий.

Табл. 5.9.

№ п/п	Тип кресла; дата опыта	Условия опыта	Угол (φ^0)	На кресле			На ложементе			Отзыв испытателя
				n_z	\dot{n}_z 1/с	ΔV_z м/с	n_z	\dot{n}_z 1/с	ΔV_z м/с	
1	"Казбек" 9.01.65	$H_0=1,27\text{м}$ $V_0=5\text{м/с}$ $n_{\text{СА}}=33$ Жесткий ложемент	52°	26	3600	3,7	[26]	[3600]	[3,7]	Боль в позвоночнике; предельно-переносимо
2	"Казбек" 29.6.66	$H_0=2,87\text{м}$ $V_0=7,5\text{м/с}$ $n_{\text{СА}}=68$ Амортизационный ложемент	45°	46	6100	5,1	47	2700	6,7	Переносимо без замечаний

Примечания: H_0 - высота свободного падения испытательного стенда-макета СА; V_0 - скорость стенда-макета СА к моменту касания грунта;

$n_{\text{са}}$ - максимальная перегрузка на стенде - макете СА.

(φ^0)- угол спинки кресла к вертикали.

$\Delta V_z = g \int n_z dt$ – интеграл ударного ускорения по оси «голова-таз».

\dot{n}_z – скорость нарастания перегрузки по оси «голова-таз».

Испытания кресла "Казбек", укомплектованного амортизационным ложементом, полностью подтвердили существенный научный результат, сформулированный выше в п. 5.5.1, о зависимости безопасного значения интеграла ударного ускорения – дозы перегрузки - от скорости нарастания перегрузки на кресле для ударных импульсов с формой диаграммы, близкой к треугольной.

Как видно из табл. 5.9, амортизационный ложемент снизил скорость нарастания перегрузки «голова-таз» с 6000 1/с на конструкции кресла до значения 2700 1/с на стеклопластиковой оболочке ложементов космонавта в зоне сиделищных бугров.

Максимальная перегрузка «голова-таз» как на кресле, так и на стеклопластиковой оболочке ложементов в зоне сиделищных бугров составила (n_z) = 46...47

При этом режим ударного воздействия при использовании амортизационного ложементов был оценен испытателем как переносимый без замечаний, а безопасная посадочная скорость возросла до 7,5 м/с, т.е. до заданного по ТЗ уровня; перегрузка на корпусе СА составила $n_{СА}=68$.

Отметим, что по заключению врачей – экспертов, проводивших испытания, «...вся серия экспериментов после введения амортизационного ложементов завершилась без каких-либо травматических или иных остаточных нарушений в состоянии здоровья испытателей и имела в целом положительную оценку с их стороны.

В практическом смысле важно, что испытатели оценили свое состояние в заключительных экспериментах как позволяющее даже несколько увеличить силу воздействия. И это несмотря на то, что продольная перегрузка на кресле и ложементе достигала 46–47 ед.

Подводя общий итог, у нас есть все основания утверждать, что усилия по обеспечению спасения жизни экипажа в случае возникновения маловероятной, но столь серьезной аварийной ситуации увенчались успехом.

Это также подтверждает многолетний опыт эксплуатации КК «Союз». Более того, надежность кораблей, и в том числе системы приземления, продолжает неуклонно повышаться. Сорокалетняя практика эксплуатации этих аппаратов имеет лишь два эпизода посадки в аварийном режиме, т.е. без работы ДМП. Каждый из экипажей состоял из 2 человек. Все они остались привержены своей профессии и, с учетом возрастных предпочтений, увлечены спортом...» [13].

5.5.2.3. Результаты физиологических испытаний кресла космонавта корабля «Восход» (кресло типа «Эльбрус»)

Схема кресла. Внешний вид амортизационного кресла «Эльбрус» приведен на рис. 2.8 (гл.2); схема кресла - на рис. 6.9.

Кресло "Эльбрус" подвешено к СА с помощью двух амортизаторов, установленных на кресле в зоне подголовника и в зоне ног.

Кинематически кресло с амортизаторами и уравнивающим механизмом образует плоский параллелограмм, имеющий две степени свободы: линейное перемещение по амортизаторам (на 250 мм) и вращение относительно точек подвески амортизаторов к СА. Параметры системы подвески кресла к СА были выбраны таким образом, что при посадке СА с углами пикирования или кабрирования амортизаторы поворачиваются по линии действия инерционной силы. Кинематика подвески обеспечивает сохранение на кресле заданного уровня перегрузок при посадке СА в заданном диапазоне посадочных углов как при пикировании, так и при кабрировании.

При посадке с углами крена переносимость перегрузок космонавтом обеспечивается за счет плотной высокоэффективной фиксации туловища человека боковыми опорными балками каркаса кресла, а также за счет упругих деформаций амортизаторов.

Ложемент. На кресле «Эльбрус» использовался индивидуально моделированный ложемент, изготовленный из жесткого пенополиуретана. Необходимость применения двухслойного амортизационного ложемента по типу использованного на кресле «Казбек» отпала, поскольку компоненты ударной перегрузки приземления с большой скоростью нарастания непосредственно не действовали на кресло.

Результаты испытаний. На рис. 5.18; 5.19 показаны результаты измерения перегрузок в итоговых опытах, где были достигнуты максимальные параметры ударных воздействий на кресло с испытуемым.

Использование амортизационного кресла типа "Эльбрус" с кинематической схемой системы амортизации типа "маятниковый подвес" позволило существенно снизить ударные перегрузки вдоль позвоночника до $(n_z)_{\text{кресла}} = 30...32$ без использования амортизационной прокладки на индивидуально-моделированном ложементе и повысить безопасную посадочную скорость СА до $\approx 8,5$ м/с.

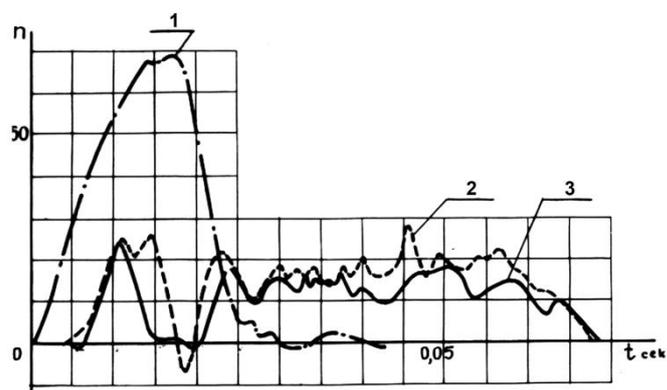


Рис. 5.18. Графики перегрузок, зарегистрированные в эксперименте при ударе о грунт со скоростью 8 м/с макета СА корабля "Восход" с испытателем, расположенным в натурном амортизационном кресле "Эльбрус" 05.11.1965. Испытатель М-р. Угол между плоскостью спинки кресла и вертикалью 38° .

- 1 - перегрузка на макете СА в зоне крепления амортизаторов кресла (-.-.-).
- 2 - перегрузка на сиденье кресла по оси "голова-таз" (n_z)_{кресла} (---).
- 3 - перегрузка на спинке кресла вблизи центра масс по оси "грудь-спина" (n_x)_{кресла} (—). [13]

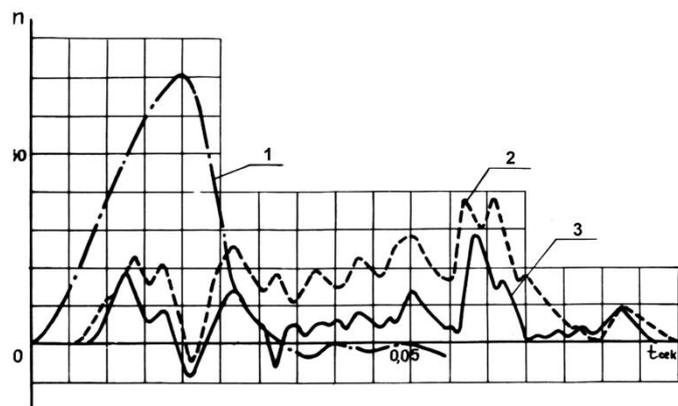


Рис. 5.19. Графики перегрузок, зарегистрированные в эксперименте при ударе о грунт со скоростью 8,35 м/с макета СА корабля "Восход" с испытателем, расположенным в натурном амортизационном кресле "Эльбрус" 05.11.1965. Испытатель Р-й. Угол между плоскостью спинки кресла и вертикалью 38° .

- 1 - перегрузка на макете СА в зоне крепления амортизаторов кресла (-.-.-).
- 2 - перегрузка на сиденье кресла по оси "голова-таз" (n_z)_{кресла} (---).
- 3 - перегрузка на спинке кресла вблизи центра масс по оси "грудь-спина" (n_x)_{кресла} (—). [13].

По отзыву испытателей переносимость условий приземления в кресле «Эльбрус» была вполне удовлетворительная. Об этом же свидетельствовали и данные врачебных и лабораторных обследований испытателей [13].

5.6. Математические модели системы «человек-кресло» при ударе.

5.6.1. Назначение.

Эксперименты по исследованию допустимых для человека ударных перегрузок с участием испытуемых методически весьма сложны и потенциально опасны. В скоротечном опыте – время 0,05...0,5с - необходимо обеспечить испытуемому полную безопасность при воздействии, которому он подвергался.

Поэтому количество экспериментов с участием испытуемых не может быть велико. В то же время, имеется объективная необходимость в параметрических исследованиях влияния на исход воздействия многих существенных факторов процесса, в особенности вблизи границ зоны переносимости.

Ввиду изложенного, широкое распространение получили методы математического моделирования реакций тела человека на внешние воздействия. Ряд математических моделей, относящихся к анализу переносимости человеком ударных перегрузок, приведен в данной книге.

Математическому моделированию СЧК при ударе посвящена обширная литература (см. например, [33; 34; 35; 88; 89; 111; 187; 188; 193; 198; 199]).

К числу задач, которые решались с использованием математических моделей, относятся:

- исследование физических процессов и биомеханических закономерностей в СЧК при ударе;
- оценка критериев и пределов переносимости СЧК ударной перегрузки;
- прогностические расчеты, используемые при разработке программы экспериментальных физиологических исследований;
- прогностические расчеты реакции СЧК на воздействие ударной перегрузки на режимах, недоступных (опасных) для экспериментальных исследований с участием добровольцев-испытуемых;
- сравнительная оценка реакции СЧК на различные варианты приложения нагрузки и ряд других.

Соответственно назначению на практике нашли применение различные математические модели: одноосные, плоские и пространственные; одномассовые и многомассовые, с сосредоточенными и распределенными параметрами.

Ниже рассмотрен ряд характерных моделей применительно к их использованию в рассматриваемой проблеме.

5.6.2. Упругий стержень как математическая модель позвоночника при продольном ударе.

Как известно [40;229], позвоночник обладает упругими свойствами.

При ударе со стороны седалищных бугров вдоль позвоночника, как упругого тела, будут распространяться напряжения и упругие деформации. Ввиду сложной «архитектуры» тела человека, волны напряжений будут распространяться с различной скоростью по мягким тканям и костным структурам. Можно ожидать появления отраженных волн напряжений, особенно на верхнем конце позвоночника, где крепится череп, а также суммирования напряжений на фронте отраженных волн.

Рассмотрим следующую задачу [129]. Примем, что позвоночник представляет собой стержень из упругого изотропного материала. К нижнему концу стержня мгновенно прикладывается некоторое напряжение, например, за счет удара со скоростью (V) тяжелым твердым телом массой (m). В этом случае напряжение начнет распространяться по стержню со скоростью, равной скорости звука в материале стержня. На фронте первой волны напряжение может быть вычислено по формуле акустического сопротивления:

$$\sigma = \rho r V \quad (5.1)$$

где σ – напряжение,

a – скорость звука в материале стержня,

ρ – плотность материала стержня,

V – скорость удара.

Как видно из приведенной формулы, напряжение в материале стержня зависит только от скорости удара и не зависит от перегрузки.

Правомерность использования и рамки применимости подобной модели можно оценить путем сопоставления результатов расчета по приведенной формуле с экспериментом.

Согласно [195] скорость звука в теле человека составляет $V \approx 1500$ м/с. Средняя плотность трабекулярной ткани, хрящей и крови, составляющих основную массу позвоночника, $\rho \approx 1100$ кг/м³. Нижняя граница предела упругости позвонков человека составляет около $60 \cdot 10^5$ Па [40]. Примем, что материал стержня имеет вышеприведенные характеристики.

Используя указанные числовые значения параметров, сделаем оценку величины скорости удара по торцу стержня, при которой можно ожидать появления в материале стержня напряжений, превышающих его предел упругости (предел упругости позвонков).

Эта скорость удара $V = \sigma / \rho r$ составляет: $V = 3,64$ м/сек.

В табл. 5.4. приведены результаты физиологических испытаний по воздействию на добровольцев-испытателей ударной перегрузки с большой скоростью нарастания порядка 19000 g/c и более. Такие условия эксперимента достаточно близко соответствуют случаю мгновенного приложения нагрузки к седалищным буграм таза человека.

В экспериментах максимальная доза перегрузки - потерянная при ударе скорость, соответствующая пределу добровольной переносимости, составила $\Delta V = 3,94 \dots 4,1$ м/сек, что достаточно близко соответствует сделанным расчетным оценкам.

Как видно из приведенных данных, упругий изотропный стержень можно рассматривать как модель позвоночника человека в случаях, когда скорость нарастания перегрузки «голова-таз» на кресле в СЧК составляет около 20000 g/c и более.

Отметим, что остается открытым вопрос о пределах применимости рассмотренной модели при скоростях нарастания перегрузки, меньших 20000 g/сек.

5.6.3. 2-х массовая модель СЧК. Индекс динамической реакции (DRI).

Схема двухмассовой модели СЧК приведена на рис. 5.20. Насколько можно судить по литературе [143; 188], подобная модель в настоящее время используется при оценках допустимости перегрузок, действующих на летчика при аварийном катапультировании. Используя двухмассовую модель, вычисляется так называемый «Индекс динамической реакции» (DRI – Dynamic Response Index), как критерий допустимости перегрузок катапультирования для летчика.

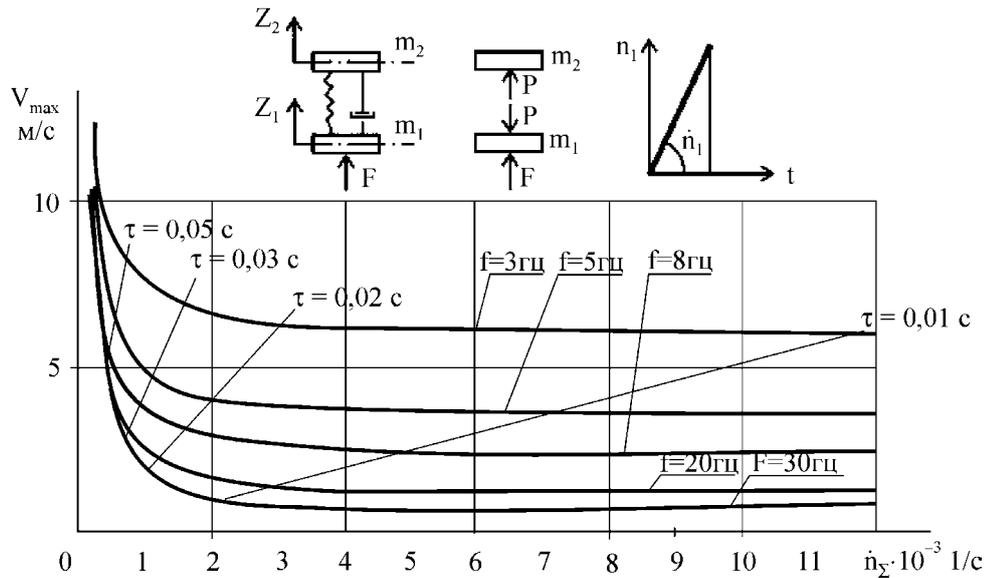
Представляет интерес анализ физического смысла «Индекса динамической реакции», а также пределов применимости двух - массовой модели СЧК.

Рассмотрим задачу в предположении, что масса $m_1 \gg m_2$, т.е. масса кресла вместе с массой нижней части тела человека много больше массы верхней части тела. Выражение для внешней силы, приложенной к СЧК (например, усилие стреляющего механизма катапультиного кресла), запишем в виде:

$$F \approx (g \dot{n}_1 m_1) t; \quad (5.2)$$

где \dot{n}_1 – скорость нарастания перегрузки на кресле;

t – время действия стреляющего механизма;



5.20. Зависимость предельно – допустимой скорости (дозы перегрузки), приобретенной 2-х массовой моделью при ударе (дозы перегрузки), от скорости нарастания перегрузки на нижней массе модели

Усилие $P(t)$ в связи между массами (m_1) и (m_2) записывается в виде:

$$P(t) = c(dz_1/dt - dz_2/dt) + k(z_1 - z_2); \quad (5.3)$$

где c – коэффициент демпфирования,

k – коэффициент упругости.

Обозначим:

$$z = z_1 - z_2; \quad dz/dt = dz_1/dt - dz_2/dt; \quad d^2z/dt^2 = d^2z_1/dt^2 - d^2z_2/dt^2;$$

$$c(m_1 + m_2) / (m_1 m_2) = 2\alpha;$$

$$k(m_1 + m_2) / m_1 m_2 = \omega^2;$$

Для приведенных обозначений уравнение движения двух - массовой системы запишется в виде:

$$d^2z/dt^2 + 2\alpha(dz/dt) + \omega^2z = g \dot{n}_1 t; \quad (5.4)$$

Правая часть приведенного уравнения – это ускорение на катапультном кресле, которое может быть либо задано, либо измерено в эксперименте. Для известной правой части уравнение решается. В результате может быть получено выражение для относительного смещения масс $z(t)$ и значение (z_{max}) .

Для перегрузки на верхней массе имеем:

$$n_2 = P/gm_2;$$

Если: $[k(z_1 - z_2)] \gg [c(dz_1/dt - dz_2/dt)]$, то, в первом приближении, можно принять:

$$P = k(z_1 - z_2) = kz;$$

Перегрузка на верхней массе: $n_2 = P/gm_2 = (z/gm_2) (\omega^2 m_1 m_2 / (m_1 + m_2))$;

Если $m_1 \gg m_2$, то $m_1 / (m_1 + m_2) \approx 1$; в этом случае:

$$(n_2)_{\max} = \omega^2 z_{\max} / g = \text{DRI согласно [188]}. \quad (5.5)$$

Как видно из приведенных соотношений, индекс DRI по физическому смыслу представляет собой перегрузку на верхней массе модели.

При исследованиях динамики СЧК, например, вращательного движения катапультного кресла с пилотом при вводе в действие систем стабилизации, анализе динамики кресла на этапе работы ракетного ускорителя (КСМ) и в других подобных задачах двух–массовая модель и индекс DRI могут быть полезны при сравнительных параметрических расчетах.

В то же время, на практике индекс DRI ряд авторов [143] используют для прямой оценки допустимости (или недопустимости) для человека перегрузок, действующих на СЧК, что представляется ошибочным по следующим причинам.

Как показано в [229], при воздействии ударной перегрузки «голова-таз» с импульсом, близким по форме к катапультному, в позвоночнике человека возникают колебания.

Травмы позвоночника, которые наблюдаются при катапультировании [203], формируются вследствие относительного смещения позвонков друг относительно друга в процессе колебаний, изгиба и сжатия позвоночника.

Этот процесс, при прочих равных условиях, существенно зависит также от жесткости и толщины опорной прокладки на поверхности сиденья.

Хорошо известно [199], что свойства упомянутой прокладки оказывают большое влияние на травмы позвоночника при катапультировании.

Так, например, в случае использования податливой прокладки между телом человека и сиденьем, при одной и той же перегрузке катапультирования, может существенно возрасти вероятность травмы позвоночника.

Система «человек – кресло» в действительности представляет собой многомассовую систему, в которой имеют место колебания и относительные перемещения позвонков, в ряде случаев приводящие к травме. Однако, перемещения и деформации позвонков не учитываются при вычислении DRI, поскольку при расчете DRI масса кресла вместе с нижней массой тела человека рассматривается как единое твердое тело.

Ввиду изложенного использование индекса DRI, безусловно полезного для сравнительных инженерных расчетов и теоретических исследований, имеет ограниченные рамки применимости для оценки допустимости ударного воздействия на человека, что вытекает из допущений, принятых при построении 2-х массовой математической модели.

Применение индекса DRI для прямой числовой оценки допустимости или недопустимости для человека перегрузок катапультирования либо ударных перегрузок представляется не корректным.

5.6.4. 2-х массовая модель СЧК. Зависимость предельно-допустимой скорости удара от скорости нарастания перегрузки.

Для 2-х массовой модели (рис.5.20) рассмотрим следующую задачу.

К нижней массе модели приложен ударный импульс $F(t)$. На усилие в связи накладывається условие: $P_{\max} \leq g m_2 n_{2\max}$; где $n_{2\max}$ – максимально-допустимая перегрузка на верхней массе. Определим предельно-допустимую скорость удара, при которой реализуется условие $P \leq P_{\max}$.

Рассмотрим простейший случай воздействия на модель ударного импульса треугольной формы: $F=qt$; $q=\text{const}$; t – время.

При $m_2 \ll m_1$ можно записать: $F \approx (g \dot{n}_1 m_1)t$.

Усилие в связи запишется в виде (5.3) (см. выше).

Уравнение (5.4) перепишем в виде:

$$d^2z/dt^2 + 2\alpha(dz/dt) + \omega^2z = \gamma t; \quad (5.6)$$

где $\gamma = g\dot{n}_1$;

Рассмотрим решение уравнения (5.6) для случая критического демпфирования $\alpha = \omega$, что соответствует аperiodическому закону движения массы m_2 .

В этом случае решение уравнения (5.6) имеет вид:

$$z = (c_1 + c_2 t) e^{-\omega t} + \gamma/\omega^2 \cdot t - 2\gamma/\omega^3; \quad (5.7)$$

При $t = 0$: $z = 0$; $dz/dt = 0$;

$$c_1 = 2\gamma/\omega^3; \quad c_2 = \gamma/\omega^2;$$

После преобразований получим:

$$z = \gamma/\omega^3 [e^{-\omega t}(\omega t + 2) + (\omega t - 2)]; \quad (5.8)$$

$$dz/dt = \gamma/\omega^2 [1 - e^{-\omega t}(\omega + 1)]; \quad (5.9)$$

Используя (5.8) и (5.9), для усилия в связи имеем:

$$P = c(dz/dt) + kz = [g m_1 m_2 / (m_1 + m_2)] (1 - e^{-\omega t}) \dot{n}_1 t; \quad (5.10)$$

Как видно из (5.10) максимальное усилие в связи реализуется при $t = t_{\max} = \tau$, где τ – длительность импульса ударной перегрузки, приложенной к модели.

Для импульса ударной перегрузки в форме прямоугольного треугольника выражение для скорости, приобретенной моделью при ударе, имеет вид:

$$V_{\max} = 0,5 g \dot{n}_1 \tau^2; \quad (5.11)$$

Максимальная перегрузка на верхней массе (m_2):

$$n_{2\max} = P_{\max}/gm_2 = [m_1/(m_1 + m_2)] (1 - e^{-\omega\tau}) \dot{n}_1 \tau; \quad (5.12)$$

Используя (5.11) и (5.12), получим:

$$V_{\max} = [(m_1 + m_2)/m_1]^2 [g n_{2\max}^2 / 2 \dot{n}_1 (1 - e^{-\omega\tau})^2] ; \quad (5.13)$$

Из рассмотрения формулы (5.13) могут быть сделаны выводы, имеющие определенное практическое значение.

Прежде всего заметим, что величину $n_{2\max}$ – максимальную перегрузку на верхней массе модели – в данной задаче следует рассматривать как некоторую константу, характеризующую предельно-допустимые условия нагружения массы (m_2).

В рассмотренной постановке задачи для двухмассовой модели максимальная скорость, которую может приобрести модель при ударе, обратно пропорциональна скорости нарастания перегрузки на нижней массе, т.е.

$$V_{\max} = \text{Const} / \dot{n}_1 \quad (5.14)$$

По формуле (5.13) были выполнены расчеты, результаты которых приведены на рис. 5.20.

В расчетах было принято $n_{2\max} = 20$. Зависимость $V_{\max} = f(\dot{n}_1)$ имеет вид гиперболы. При $\dot{n}_1 \geq 2000$ 1/сек кривая имеет малый наклон к оси абсцисс.

Наиболее существенное изменение V_{\max} по расчету наблюдается в диапазоне $\dot{n} = 500 \dots 2000$ 1/сек.

Результаты анализа 2-х массовой математической модели СЧК, изложенные в данном пункте, могут рассматриваться как одно из теоретических обоснований закона «Темп - Доза» и иллюстрируют практическую значимость использования упомянутых выше в п.п.5.4; 5,5 координат « $\Delta V_{\max} - \dot{n}$ » при исследовании динамики СЧК при ударе.

5.6.5. Многомассовая математическая модель системы «человек-кресло» при продольном ударе. (Модель Полиэм-19.)

5.6.5.1. Назначение и основные допущения.

Модель Полиэм-19 была разработана автором в целях анализа динамики системы «человек-кресло» при действии ударных перегрузок «голова-таз».

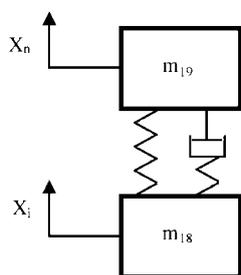


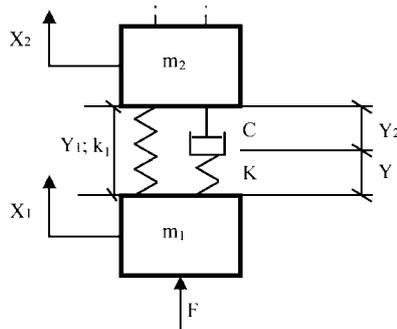
Схема модели показана на рис. 5.21. При построении модели были приняты следующие допущения:

1. СЧК представляет собой многомассовую систему, состоящую из набора жестких масс и вязко-упругих связей между массами.

Допущение основано на следующих экспериментальных данных.

В Приложении приведены резонансные частоты тела человека при продольных вибрациях. Как видно из таблицы, по продольной оси «голова-таз» имеется несколько резонансных частот в диапазоне 4...12 гц. Наличие нескольких резонансных частот дает основание рассматривать СЧК как многомассовую систему.

Вязко-упругий характер связей между массами основан на результатах экспериментов по динамическому нагружению позвонков, приведенных в [97; 121].



2. При действии ударной перегрузки «голова-таз» длительностью $t \leq 0,05 \dots 0,1$ с деформации тела человека имеют одноосный характер.

5.21. Схема
многомассовой
математической модели
«Полиэм – 19».

При продольном ударе вдоль оси «голова-таз» изгибные деформации туловища развиваются спустя 0,03... 0,05 сек после начала действия перегрузки «голова-таз» (см. рис 5.7). Запаздывание поперечных деформаций связано с тем, что резонансные частоты по поперечной оси «грудь-спина» ($f_0 \approx 2$ гц) в 4...5 раз ниже, чем резонансные частоты продольных колебаний позвоночника ($f_0 = 8...11$ гц).

3. Числовые значения величины каждой массы в модели Полиэм-19 принимаются равными массе секции туловища, лежащей в створе позвонка данного номера.

Подобный подход является традиционным и был успешно использован рядом авторов [193; 222].

5.6.5.2. Расчетные уравнения. Критерии.

Для модели, приведенной на рис.5.21, уравнения движения имеют вид:

$$\begin{aligned}d^2 z_1 / dt^2 &= 1/m_1 \cdot (F - P_1); \\d^2 z_i / dt^2 &= 1/m_i (P_{i-1} - P_i); \\d^2 z_n / dt^2 &= 1/m_n (P_{n-1});\end{aligned}\tag{5.15}$$

где $2 \leq i \leq n-1$; $n = 19$;

m_1 – масса таза с присоединенной массой бедер;

m_i ; m_n – массы секций туловища, лежащие в створе позвонков данного номера, т.е. между плоскостями, проведенными на уровне концевых пластинок позвонков;

F – внешняя сила, приложенная к модели;

P_1 ; P_i – усилия в связи между массами (m_i).

Один из наиболее существенных параметров модели – силовая характеристика связи между массами (P_i). Для ее определения были использованы опубликованные в [97;121] результаты статических и динамических испытаний позвонков человека (рис. 5.22; 5.23).

Как показал анализ, позвонок человека при динамической деформации может быть представлен в виде модели, приведенной на рис. 5.23.

В качестве силовой характеристики был принят набор из нелинейной вязко – упругой связи и параллельной ему упругой связи.

Нелинейная вязко – упругая связь характеризуется коэффициентом вязкости (c), коэффициентом упругости (k) и показателем степени (φ).

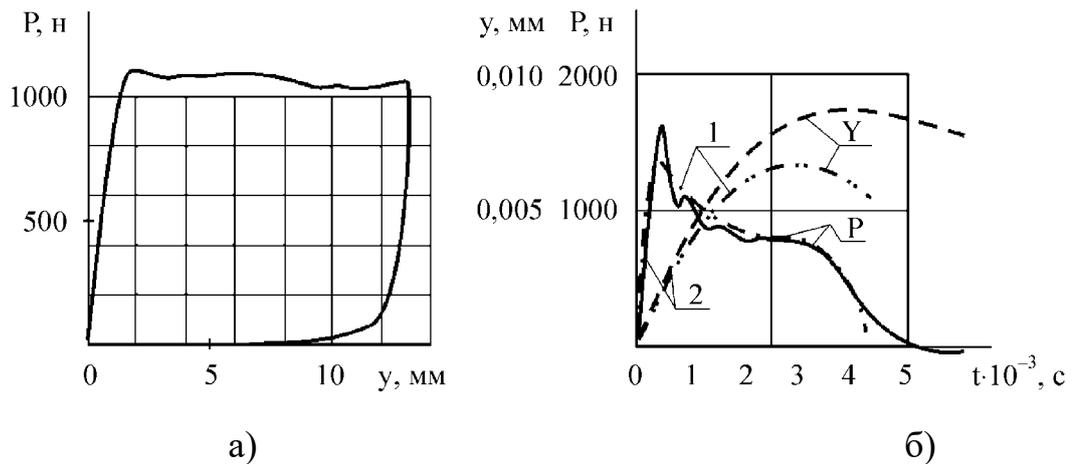


Рис. 5.22. Диаграммы статической и динамической деформации позвонка.
 а) статические испытания [40]; б) динамические испытания [121];
 1. Эксперимент. 2. Расчет

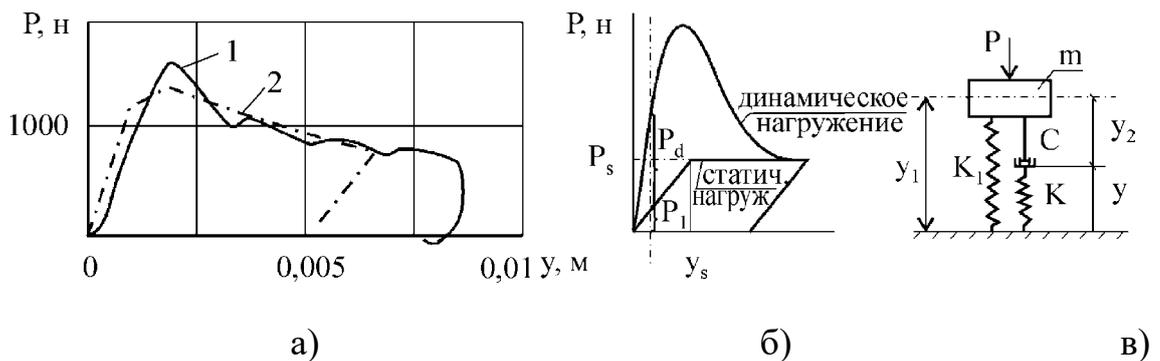


Рис. 5.23. Структура расчетной модели позвонка.
 а) Экспериментальная (1) и расчетная (2) диаграммы динамической деформации позвонка. б) Структура расчетной диаграммы деформации позвонка.
 в) Расчетная модель позвонка

Параллельная упругая связь характеризуется коэффициентом упругости (k_i), различным для каждого позвонка грудного и поясничного отделов позвоночника.

Для суммарного усилия сжатия позвонка имеем (рис 5.23):

$$P_1 = (k_1 y_1 + P_d) \text{Sign}(y_1);$$

Для (P_d) имеем: $P_d = c(dy_2/dt)^\varphi$; $P_d = k_2 y_2$; после преобразований получим:

$$P_d = k_2 [dy_1/dt - (P_d/c)^{1/\varphi}] dt; \quad (5.16)$$

При $dy_1/dt \leq (P_d/c)^{1/\varphi} \rightarrow P_d = 0$; при $dy_1/dt > 0 \rightarrow P_d = 0$.

$$P_i = (k_i y_i + P_{di}) \text{Sign}(y_i);$$

$$P_{di} = k[dy_i/dt - (P_{di}/c)^{1/\varphi}]dt;$$

При $dy_i/dt \leq (P_{di}/c)^{1/\varphi} \rightarrow P_{di} = 0$; при $dy_i/dt \leq 0 \rightarrow P_{di} = 0$.

$$y_1 = z_1 - z_2; \quad dy_1/dt = dz_1/dt - dz_2/dt;$$

$$y_i = z_i - z_{i+1}; \quad dy_i/dt = dz_i/dt - dz_{i+1}/dt;$$

Следует отметить, что условие $P_d = 0$ при $dy/dt \leq 0$ (фаза разгрузки позвонка), по-видимому, отражает свойства реальных позвонков лишь приближенно, т.к. при появлении растягивающей нагрузки (при $dy/dt \leq 0$) компонента (P_d) может быть и не равна нулю.

За критерий травмоопасности нагрузки, которая появлялась на позвонке при ударе, принималось соотношение:

$$P_{отн1} = P_1/P_{s1} \leq 1; \quad \text{или} \quad P_{отни} = P_i/P_{si} \leq 1; \quad (5.17)$$

где $P_{отн1}$; $P_{отни}$ – относительная нагрузка на позвонок данного номера;

P_{s1} ; P_{si} – несущая способность позвонка данного номера, соответствующая пределу текучести позвонка (σ_s).

Числовые значения параметров (табл. 5.10), входящих в формулы (5.16) были получены автором при обработке экспериментальных данных, опубликованных в [97;121].

Числовые значения масс и пределы текучести позвонков (P_s), использовавшиеся при расчетах, заимствованы из литературы [40;193; 204; 211; 222; 229].

Все параметры и константы в процессе отладочных расчетов варьировались и уточнялись методом имитационного моделирования; при этом в качестве критерия отбора расчетных значений параметров были использованы данные о резонансных частотах тела человека в позе «сидя», а также данные о предельно-переносимых ударных перегрузках «голова-таз», приведенные в п.п.5.4; 5.5.

Результаты расчетов с использованием модели Полиэм-19 и их анализ приведены ниже в п. 5.6.5.3.

Параметры модели Полиэм-19, использованные в расчетах, приведены в табл.5.10.

Табл. 5.10

Нп/п	Секция; индекс позвонка	Масса кг	Несущая способность позвонка P_s [Н]	Коэфф. упругости позвонка K_i [Н/м]
------	-------------------------------	-------------	---	--

1	Таз с бедрами	25,5	$13 \cdot 10^3$	$5 \cdot 10^6$
2	S	12	$13 \cdot 10^3$	$1,1 \cdot 10^6$
3	L ₅	1	$13 \cdot 10^3$	$1,4 \cdot 10^6$
4	L ₄	1	$13 \cdot 10^3$	$1,5 \cdot 10^6$
5	L ₃	1	$12 \cdot 10^3$	$1,5 \cdot 10^6$
6	L ₂	1	$11 \cdot 10^3$	$1,6 \cdot 10^6$
7	L ₁	1	$9,8 \cdot 10^3$	$1,8 \cdot 10^6$
8	T ₁₂	1	$8,8 \cdot 10^3$	$1,5 \cdot 10^6$
9	T ₁₁	1	$8 \cdot 10^3$	$1,2 \cdot 10^6$
10	T ₁₀	1	$7,5 \cdot 10^3$	$1,1 \cdot 10^6$
11	T ₉	2	$7 \cdot 10^3$	$1,2 \cdot 10^6$
12	T ₈	2	$6,8 \cdot 10^3$	$1,5 \cdot 10^6$
13	T ₇	2	$6 \cdot 10^3$	$2 \cdot 10^6$
14	T ₆	2	$5,25 \cdot 10^3$	$2,5 \cdot 10^6$
15	T ₅	3,25	$4,5 \cdot 10^3$	$3 \cdot 10^6$
16	T ₄	3,25	$4,5 \cdot 10^3$	$2,2 \cdot 10^6$
17	T ₃	3,25	$4,5 \cdot 10^3$	$1,4 \cdot 10^6$
18	T ₂	3,25	$4,5 \cdot 10^3$	$0,7 \cdot 10^6$
19	T ₁ и голова	8,22	-	-

$K = 5 \cdot 10^7$ [Н/м]; $C = 250$ [Н·с²/м²]; $\varphi = 2$.

5.6.5.3. Результаты расчетов. Идентификация модели Полиэм-19.

Расчеты с использованием модели Полиэм-19 проводились с целью:
– идентифицировать расчетные параметры модели с известными экспериментальными данными;
– исследовать реакцию модели на воздействие ударной перегрузки.

На рис. 5.24...5.27 приведены результаты расчетов реакции модели Полиэм-19 на воздействие виброперегрузки с различными частотами от 3 гц до 11 г. Как видно из графиков при переходе от частоты 3гц к частотам 8гц и 11 гц имеет место рост амплитуды относительной нагрузки на позвонки T₄ и T₈ более чем в два раза, что свидетельствует о наличии резонанса на частотах 8...11 гц.

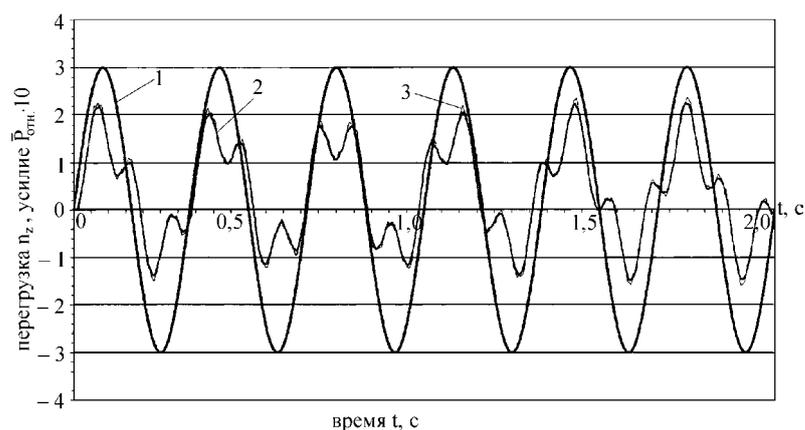


Рис. 5.24. Реакция модели «Полиэм –19» на виброперегрузку: $n_z = n_{z\max} \sin(2\pi f_0 t)$; $f_0 = 3$ Гц; $n_{z\max} = 3$. 1. Перегрузка на нижней массе (m_1). 2. Относительное усилие $P_{отн}$ на позвонке T_8 . 3. Относительное усилие $P_{отн}$ на позвонке T_4

На рис. 5.27 показаны сводные данные о реакции модели на виброперегрузки различных частот. Там же нанесены данные о резонансных частотах позвоночника человека по [113].

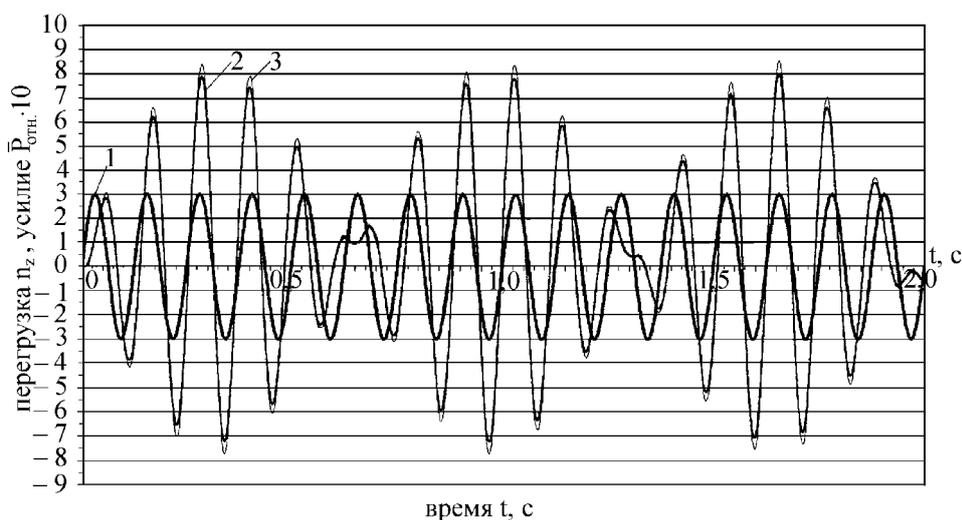


Рис. 5.25. Реакция модели Полиэм – 19 на виброперегрузку: $n_z = n_{z\max} \sin(2\pi f_0 t)$; $f_0 = 8$ Гц; $n_{z\max} = 3$. Зона резонанса. 1. Перегрузка на нижней массе (m_1). 2. Относительное усилие ($P_{отн}$) на позвонке T_8 . 3. Относительное усилие ($P_{отн}$) на позвонке T_4

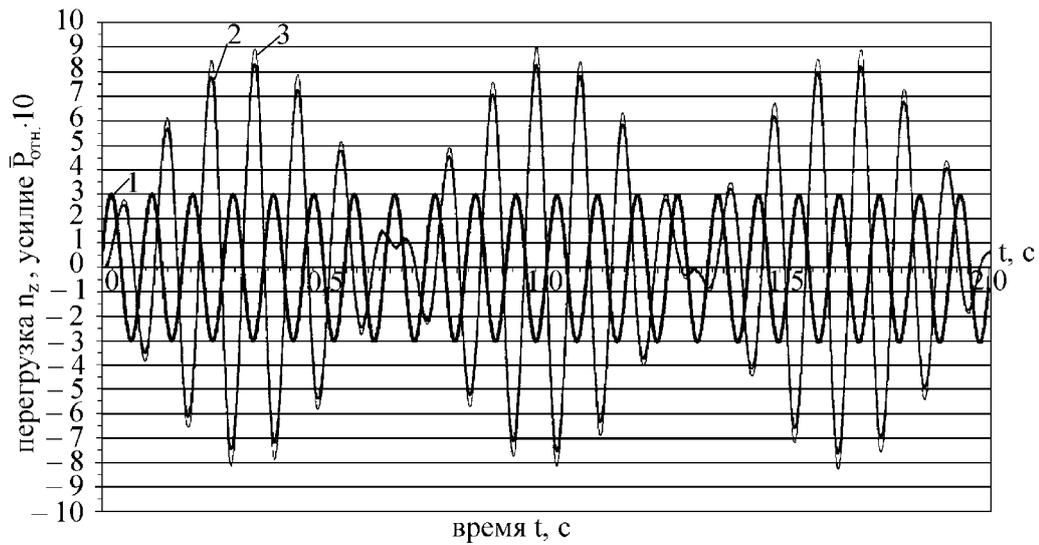


Рис. 5.26. Реакция модели Полиэм – 19 на виброперегрузку: $n_z = n_{zmax} \sin(2\pi f_0 t)$; $f_0 = 11$ Гц; $n_{zmax} = 3$. Зона резонанса. 1. Перегрузка на нижней массе (m_1). 2. Относительное усилие $P_{отн}$ на позвонке T_8 . 3. Относительное усилие $P_{отн}$ на позвонке T_4 .

Приведенные материалы расчетов показывают, что полоса резонансных частот модели достаточно близко совпадает с имеющимися экспериментальными данными о резонансных частотах тела человека.

С ростом амплитуды виброперегрузки до $(n_{zmax}) = 3$ в зоне резонанса нагрузка на позвонки достигла по расчету предела текучести позвонков T_8 и T_4 .

При значении $(n_{zmax}) = 7$ нагрузка на позвонки по расчету в два раза превысила предел текучести позвонков T_8 и T_4 .

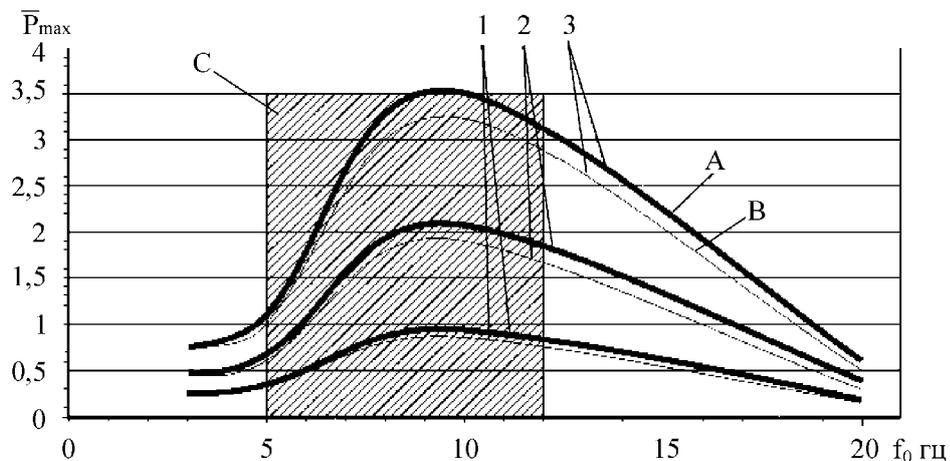


Рис. 5.27. Зависимость расчетного максимального относительного усилия в позвонках от частоты (f_0) виброперегрузки, действующей на нижнюю массу модели Полиэм – 19. 1. $n_{zmax} = 3$; 2. $n_{zmax} = 7$; 3. $n_{zmax} = 12$; А – позвонок

T₄; В – позвонок T₈. С – зона резонансных частот позвоночника человека при действии вибрации вдоль позвоночника [113].

5.6.5.4. Расчет локализации травмы в позвоночнике в зависимости от формы импульса ударной перегрузки.

Модель Полиэм-19 позволяет прогнозировать локализацию травмы в позвоночнике в зависимости от формы ударного импульса (рис. 5.28). За критерий травмоопасности нагрузки в расчетах принято условие (5.17).

При скорости нарастания перегрузки порядка 200...300 1/сек, что характерно для современных катапультных кресел, локализация травмы по расчету приходится на зону грудного отдела позвоночника, что близко совпадает с известными статистическими материалами по аварийному катапультированию.

Так по данным, приведенным в [157], при аварийном катапультировании летчиков наблюдались 200 случаев травмы позвонков. Из них на грудной отдел в зоне T₃...T₁₂ и верхнюю часть поясничного отдела в зоне L₁...L₂ приходится 190 случаев, на нижнюю часть поясничного отдела в зоне L₃...L₅ – только 10 случаев.

При скорости нарастания перегрузки порядка 10000 1/сек по расчету локализация травмы смещается в нижнюю зону (L₅) поясничного отдела позвоночника, что также соответствует экспериментальным данным [226;227].

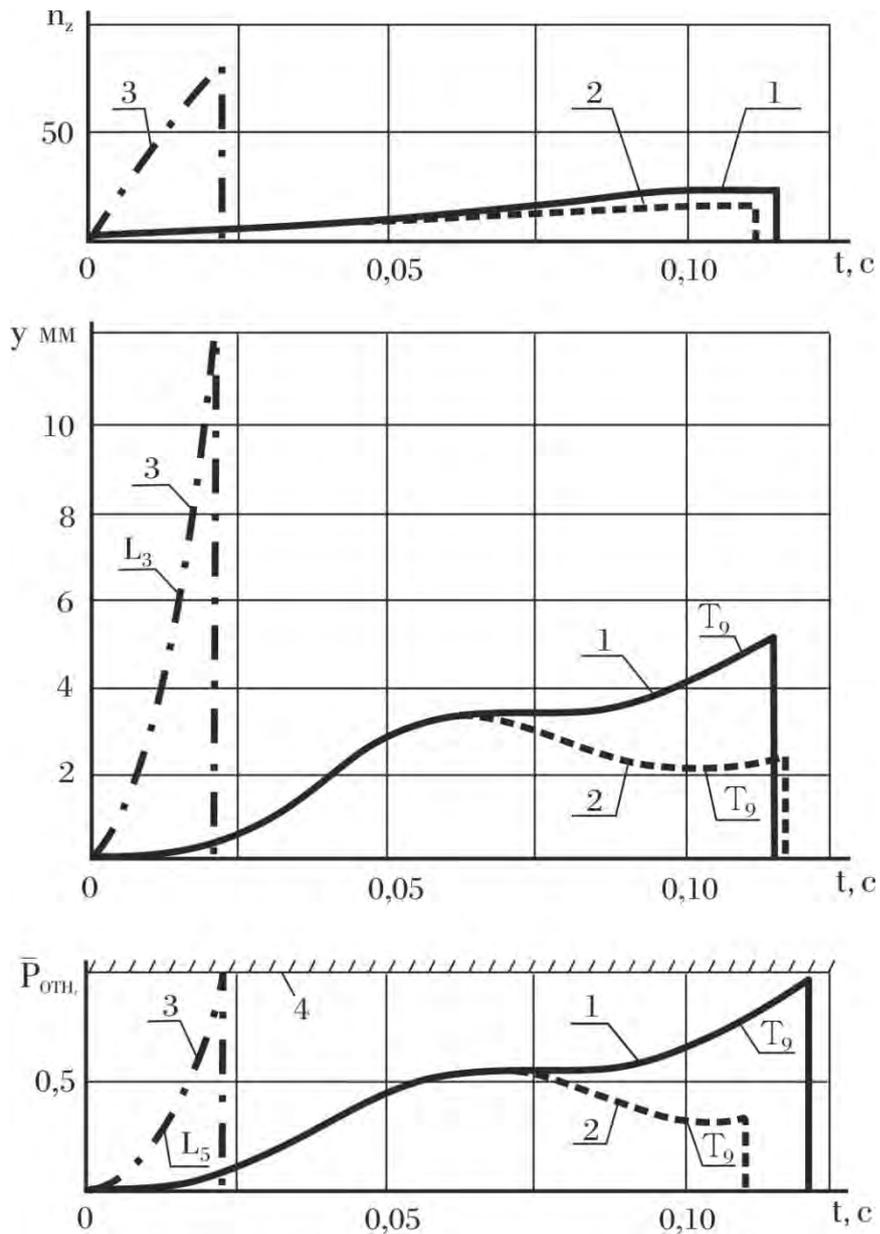


Рис. 5.28. Локализация травмы в позвоночнике в зависимости от формы диаграммы и амплитуды перегрузки на нижней массе (m_1) модели Полиэм – 19. Расчет.

1. $\dot{n}_z = 300$ 1/с; $n_{max}=23$; 2. $\dot{n}_z = 300$ 1/с; $n_{max}=18$; 3. $\dot{n} = 10000$ 1/с; 4. Граница $P_{отн} \geq 1$, где достигается предел текучести позвонка. T_9 ; L_5 – номера позвонков грудного и поясничного отделов позвоночника соответственно. $y_{мм}$ – деформация позвонков.

5.6.5.5. Импульсы ударной перегрузки равной переносимости.

На рис. 5.29 приведены результаты расчетного определения предельно-допустимых импульсов перегрузки с различными скоростями нарастания. За критерий остановки расчета было принято условие 5.17.

Как видно из приведенных данных, с уменьшением скорости нарастания перегрузки допустимая величина скорости, теряемой при ударе, быстро растет, особенно при $\dot{n} < 3000$ 1/сек.

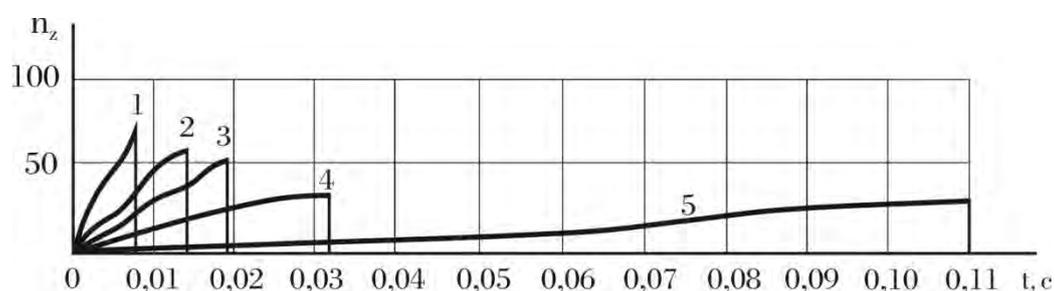


Рис.5.29. Диаграммы ударных перегрузок на нижней массе (m_1) модели Полиэм-19, предельно – допустимые по условию сохранения прочности позвонков. Расчет. 1. (\dot{n}_z) = 10000 1/с; $\Delta V=3,5$ м/с; 2. (\dot{n}_z) = 5300 1/с; $\Delta V=4,6$ м/с; 3. (\dot{n}_z) = 3500 1/с; $\Delta V=5,8$ м/с; 4. $\dot{N} = 1400$ 1/с; $\Delta V=6,6$ м/с; 5. (\dot{n}_z) = 250 1/с; $\Delta V=14$ м/с;

5.6.5.6. Границы применимости модели Полиэм – 19.

Результаты исследования модели Полиэм –19 показали, что модель может быть продуктивно использована для анализа задач по воздействию ударных перегрузок «голова-таз» (n_z) на систему «человек-кресло», представляющих практический интерес.

Границы применимости этой модели определяются теми допущениями, которые заложены в ее основу. Корректные результаты расчетов при использовании модели можно получить в тех случаях, когда реализуется основное допущение – на этапе движения СЧК, который подвергается анализу, деформация туловища (позвоночника) человека должна иметь одноосный характер или близкий к одноосному.

Это условие обычно реализуется на начальном этапе действия ударной перегрузки в интервале времени до 0,05 сек.

Отметим, что в случае использования эффективных систем фиксации человека в кресле, существенно уменьшающих поперечную деформацию тела человека в поле перегрузки, а также в случаях, когда совместно с перегрузкой

«голова – таз» действует перегрузка «грудь – спина», прижимающая тело человека к спинке кресла, указанный временной интервал может быть и более 0,05 сек.

На основании изложенных материалов по исследованию многомассовой математической модели тела человека Полиэм-19 могут быть сделаны следующие выводы:

1. При воздействии на модель ударной перегрузки «голова-таз» с диаграммой $n_z(t)$ произвольной формы модель позволяет определять травмоопасное для позвоночника ударное воздействие по критерию «превышение /непревышение предела текучести (несущей способности) позвонка».

2. Модель позволяет прогнозировать травмоопасность ударного импульса, а также локализацию травмы позвоночника в зависимости от формы диаграммы ударного импульса.

В тестовых расчетах, когда на вход модели подавались ударные импульсы $n_z(t)$ из экспериментов, в которых испытатель квалифицировал ударное воздействие вдоль позвоночника как предельно-переносимое, реакция модели показала, что по расчету имело место превышение несущей способности одного из позвонков именно в той зоне позвоночника, где испытатель отмечал появление болевых ощущений.

3. При динамических нагрузках по оси «голова-таз» резонансные частоты модели практически совпадают с резонансными частотами тела человека вдоль оси OZ, полученными в экспериментах с испытателями.

5.6.5.7. Пример.

Рассмотрим пример реакции модели Полиэм-19 на ударную нагрузку.

На рис. 5.30 приведены две диаграммы ударной перегрузки с близкими амплитудными значениями $n_{z \max} = 45-46$. Как видно из рис 5.30, форма диаграмм у кривых 1 и 2 существенно разная.

Кривая 1 имеет форму, близкую к треугольной, скорость нарастания перегрузки составляет около 9000 1/с, скорость, потерянная при ударе, $\Delta V = 4$ м/с; эквивалентная высота свободного падения 0,83 м.

Кривая 2 имеет среднюю скорость нарастания до максимума около 4500 1/с; скорость, потерянную при ударе, $\Delta V = 6,3$ м/с; эквивалентная высота свободного падения 2 м.

В расчетах к нижней массе (m_1) модели была приложен ударный импульс в одном случае – в виде диаграммы 1; в другом случае - в виде диаграммы 2.

Результаты расчетов приведены на рис. 5.31, где вариант А) относится к кривой 1, а вариант Б) – к кривой 2.

Как видно из результатов расчетов, в случае А) для кривой 1 на всех позвонках отмечается перегрузка, существенно большая (до полутора раз – позвонок T₉), чем на позвонках в случае Б) для кривой 2.

Приведенный пример показывает роль формы диаграммы ударной перегрузки на реакцию тела человека при продольном ударе вдоль позвоночника.

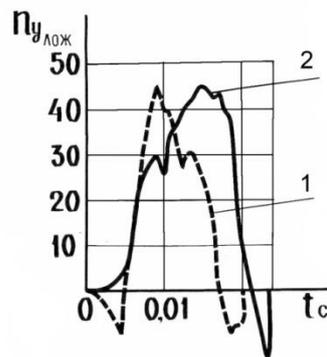
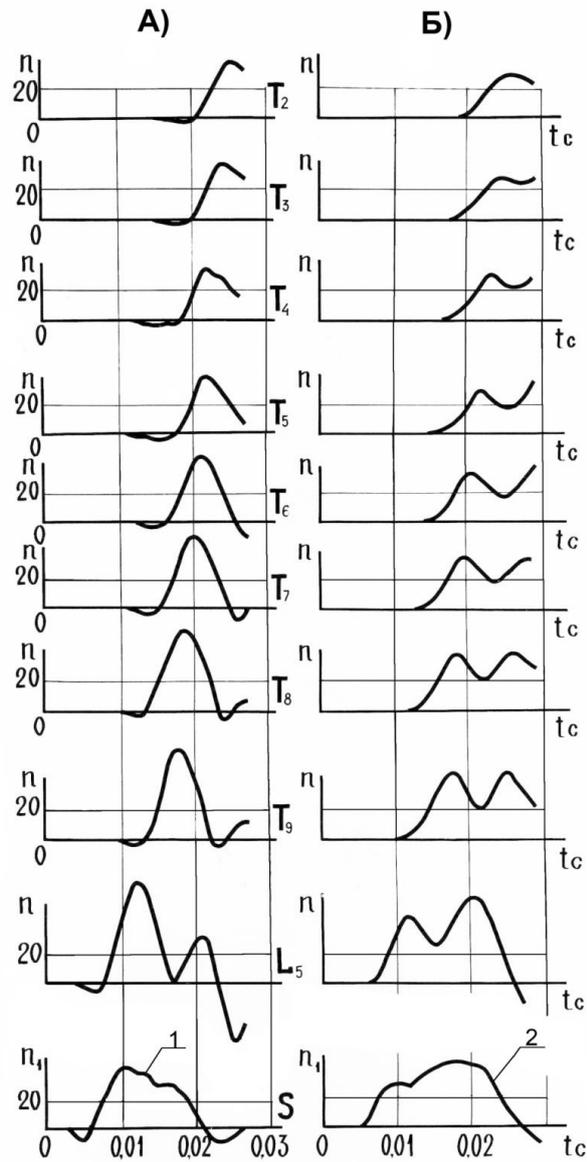


Рис.5.30. Перегрузки «голова – таз» ($n_{y_{лож}}$), измеренные на жесткой оболочке опорного ложемент кресла «Казбек» в опытах с испытуемыми [13].

Рис 5.31. Результаты расчета перегрузок на позвонках модели при различной форме диаграммы импульса, приложенного к нижней массе модели Полиэм – 19.



На рис. 5.32 приведены результаты сопоставления расчетов продольного удара вдоль позвоночника с использованием модели Полиэм-19 с экспериментальными данными из [13].

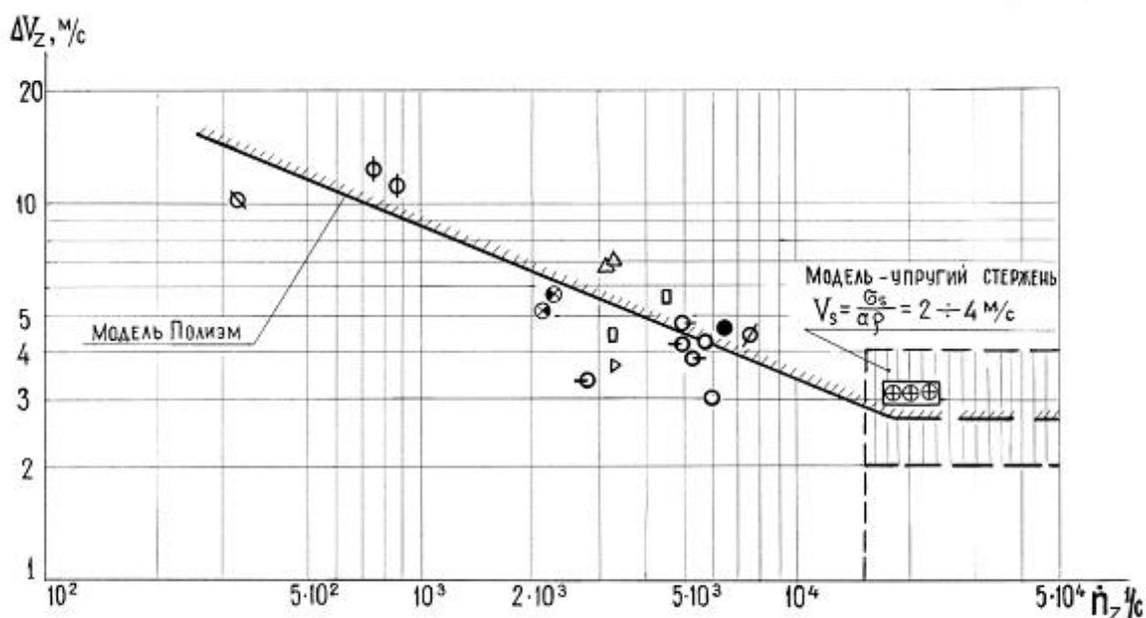


Рис. 5.32. Сопоставление результатов расчета допустимой дозы ударной перегрузки (ΔV_z) по оси «голова-таз» с экспериментальными данными из [13]. Модель Полиэм-19. Форма диаграммы ударного импульса в расчете – треугольник.

5.7. Воздействие ударной перегрузки на голову.

5.7.1. Кинематика головы и прочностные характеристики черепа.

Один из ключевых вопросов защиты человека от ударных перегрузок – обеспечение безопасности головы.

В данном разделе обсуждается закрытая черепно-мозговая травма, которая формируется без нарушения целостности костей черепа. ЧМТ с проникающими ранениями черепа представляет собой самостоятельную проблему и в данной работе не рассматривается.

При возникновении закрытой черепно – мозговой травмы (ЧМТ) имеют место два существенно различных случая:

- ЧМТ при ударе головы о твердую преграду/предмет;
- ЧМТ без контакта головы с преградой.

Кинематика головы. Выше анализировались перегрузки, действующие на конструкцию кресла, в котором человек был определенным образом зафиксирован.

В случае воздействия удара на голову проблема анализа и установление допустимых норм существенно сложнее по ряду объективных причин. Голова как твердое тело имеет более 6 степеней свободы. Голова сочленена с

позвоночником (с шейным позвонком C_1) сферическим шарниром; при этом центр масс головы не совпадает с центром вращения.

Любой удар в голову – это нецентральный удар, который вызывает как линейное перемещение, так и вращение головы относительно точки сочленения с позвоночником.

За счет подвижности шейных позвонков голова имеет также множество дополнительных осей вращения. Как показала практика, в условиях воздействия на голову ударных перегрузок использовать какие-либо системы фиксации головы к подголовнику кресла, как правило, не желательно во избежание дополнительных нагрузок на голову со стороны системы фиксации.

Отметим, что собственная частота системы «голова – шея» составляет 12...20 Гц.

Момент сопротивления шейного шарнира. Кинематика и динамика головы при ударных нагрузках существенно зависит от напряжения шейных мышц.

При расслабленных шейных мышцах момент сопротивления шейного шарнира, в первом приближении, можно принимать равным нулю.

При напряженных шейных мышцах момент сопротивления зависит от угла поворота и угловой скорости движения головы.

В работе [108] приведены результаты анализа момента сопротивления шейного шарнира человека, полученные по результатам анализа дешифровки целенаправленной скоростной киносъемки боев боксеров, в которых имел место удар перчатки боксера в голову соперника.

При этом дешифровке подвергались те эпизоды, где плоскость движения перчатки и движение головы лежали в плоскости, перпендикулярной оптической оси съемочной кинокамеры.

Найденный по результатам анализа кинограмм момент сопротивления шейного шарнира может быть выражен формулой:

$$M_{ш} = -\alpha\dot{\varphi} - [\beta(\varphi - \dot{\varphi}_0) + M_0\text{Sign}(\varphi - \dot{\varphi}_0)]; \quad (5.18)$$

где $\alpha = 10 \text{ н} \cdot \text{м} \cdot \text{с}/\text{рад}$; $\beta = 50 \text{ н} \cdot \text{м}/\text{рад}$; $M_0 = 10 \text{ н} \cdot \text{м}$;

φ_0 – начальный угол наклона головы к линии позвоночника;

Структура головы. Голова человека представляет собой сложную пространственную конструкцию, в которой можно выделить следующие элементы (рис. 5.33):

- свод черепа, представляющий собой двояковыпуклую эллипсоидальную оболочку высокой жесткости;

- основание черепа, состоящее из костей и упругих связок, которые в совокупности лежат в плоскости; в основании черепа имеются отверстия, через которые проходит ствол мозга и 12 пар черепно-мозговых нервов; плоскость

основания черепа имеет наклон около 25° к связанной оси X «грудь – спина» тела человека;

- головной мозг, расположенный между основанием и сводом;
- кости лицевого скелета;
- сферический шарнир (атлантное сочленение), на котором череп закреплен к верхнему шейному позвонку C_1 .

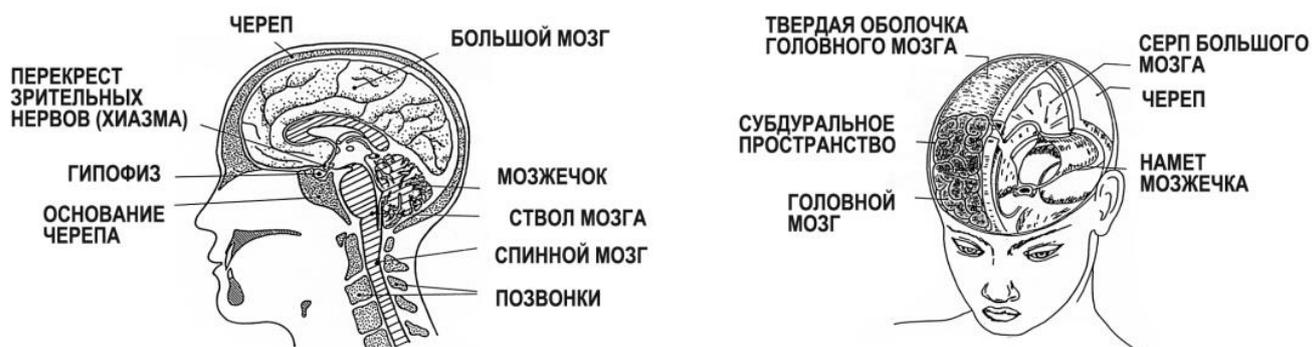


Рис. 5.33. Структура черепа и головного мозга.

Прочность черепа. Существенное значение для анализа проблемы защиты головы от ударных перегрузок имеют прочностные характеристики черепа.

Прочностные характеристики черепа изучались многими исследователями применительно к анализу черепно-мозговой травмы при ударных нагрузках.

В таблице 5.11 [109] приведены результаты экспериментов по измерению смещения характерных точек основания и свода черепа при нагружении изнутри статическим избыточным давлением $5 \cdot 10^4$ Па.

Смещения характерных точек основания и свода черепа человека при статическом нагружении [109].

Табл. 5.11.

№ черепа, $\bar{X} \cdot 10^3,$ ε	Смещение точек ($\times 10^3$) мм			
	Основание		Свод	
	Точка 1 основание	Точка 2 вблизи ската основания	Точка 3 у венечного шва	Точка 4 на теменном бугре
1	60	100	0	20
2	20	170	80*	50*
3	20	45	0	0
4	70	90	10	20
5	45	80	0	0
$\bar{X} \cdot 10^3$	43	97	2,5	10
$\pm \varepsilon \cdot 10^3$	38	56	7	18

Примечание. При расчете среднего значения смещения (\bar{X}) и доверительного интервала (ε) величины (*) не учитывались согласно критерию отбрасывания крайних вариантов, принятому в биометрии. Расположение точек измерения приведены в. [109].

Из таблицы видно, что смещения точек основания черепа значительно превышают соответствующие данные для свода, причем это различие статистически достоверно для вероятности 0,95, несмотря на большие доверительные интервалы, которые можно объяснить малым количеством изученных черепов и их существенными индивидуальными отличиями.

На рис. 5.34 б) показана схема модели черепа, предложенная в [175] на основании анализа полученных результатов измерений и испытаний. Модель представляет собой упругую оболочку в форме вытянутого эллипсоида вращения с плоским основанием, расположенным под углом к оси «грудь – спина».

Применительно к рассматриваемой нами задаче значительный интерес представляют результаты экспериментального исследования деформаций черепа и ушибов мозга при ударе черепа о жесткую преграду, проводившиеся на биоманекенах и изложенные в [45;139].

В упомянутых работах показано, что имеется связь между ушибами мозга и деформацией костей основания черепа. На рис. 5.35 представлено движение глазничной части лобной кости при ударе головы о преграду, полученное на основании анализа тензометрических измерений на глазничной кости.

Было обнаружено возвратно-поступательное движение глазничной части лобной кости по типу «прощелкивающей мембраны» на этапе возврата кости в исходное положение; при этом крыша глазницы совершает повреждающий удар по базальным отделам лобных долей мозга.

Отмечены значительные вариации толщины костей крыши глазницы: от 0,05 см до 0,2 – 0,3 см. В тех случаях, когда толщина крыши глазницы достигала 0,2 – 0,3 см, выраженность отмеченного явления значительно снижалась за счет большой жесткости этих костей.

Можно полагать, что отмеченные вариации толщины крыши глазницы служат одной из причин различной индивидуальной устойчивости человека к ЧМТ закрытого типа, например, к нокауту у боксеров.

На рис. 5.36 приведены результаты анализа повреждений головного мозга и костей черепа при летальной черепно-мозговой травме в транспортных авариях в зависимости от направления удара [78]. Результаты, представленные на рис. 5.36, согласуются с экспериментальными данными (табл.5.11) о существенно меньшей жесткости основания черепа по сравнению со сводом.

Из рис. 5.36 видно, что при ударах любой локализации и любого направления страдает основание черепа и базальные отделы мозга. В этой связи отметим, что в зоне базальных структур мозга, прилегающих к

основанию черепа, расположены жизненно важные центры мозга, управляющие основными функциями организма.

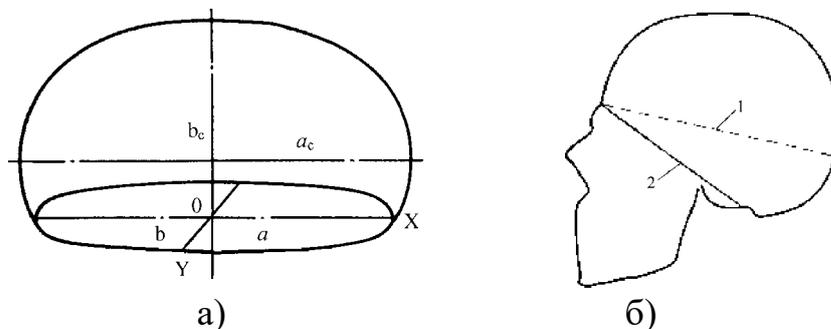


Рис. 5.34. Схема модели черепа.

а) По [109]: a_c ; b_c – полуоси эллипсоида; a ; b – полуоси основания черепа.

б) По [175]: 1 – положение плоскости основания черепа из [109]; 2 – положение плоскости основания черепа, уточненное по результатам динамических испытаний и расчетов по [175].

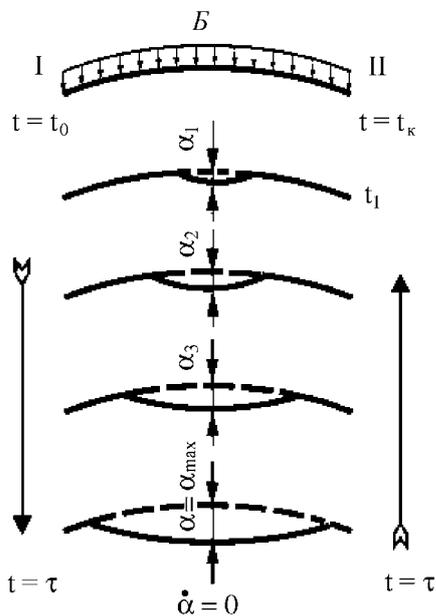


Рис. 5.35. Схема движения глазничной части лобной кости («крыши глазницы») при ударе головы биоманекена о преграду. Эксперимент [45;139].

I – фаза роста деформации; II – фаза возврата и «процелкивания» кости.

α ; $\dot{\alpha}$ – деформация и скорость деформации; Б – эпюра внешней ударной нагрузки.

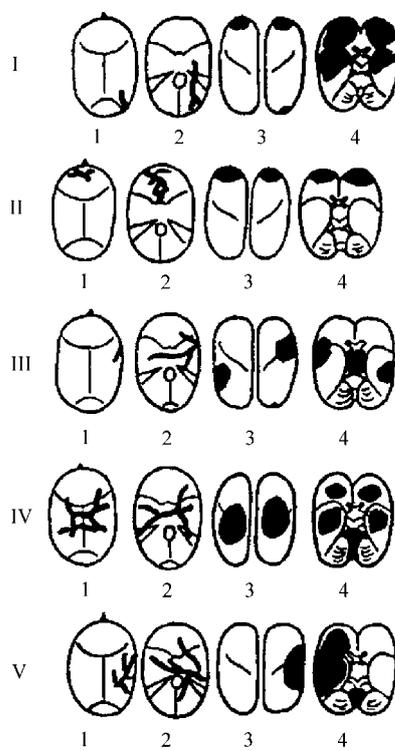


Рис. 5.36. Основные повреждения головного мозга и костей черепа при летальной черепно – мозговой травме в зависимости от направления удара.

I – удар по затылку; II – удар спереди; III – боковой удар; IV – удар сверху вниз; V – касательные удары сверху вниз;

1 – свод черепа; 2 – основание черепа; 3 – поверхность мозга в зоне свода черепа; 4 – базальная поверхность мозга.

Жирные линии – линии переломов; зачерненные участки – контузионные очаги.

Прочность сосудов. Существенное значение для переносимости человеком перегрузок имеют прочностные свойства сосудов головного мозга (предел прочности и максимальная деформация).

В таблице 5.12 приведены данные об изменении механической прочности мозговых сосудов с возрастом. Как видно из материалов таблицы с возрастом наблюдается снижение предела прочности артерий мозга на (13 – 56) %.

Максимальная относительная деформация тех же сосудов уменьшается с возрастом на (19–48)%, (за исключением передней мозговой артерии, деформационные свойства которой практически не меняются на протяжении периода 18...50 лет).

Таблица 5.12.

Изменение прочности мозговых сосудов с возрастом [36]

№	Наименование сосудов	Возраст	Предел прочности н/мм ² ·10 ⁻¹	Максимальная относительная деформация	Изменение среднего предела прочности с возрастом	Изменение максим. относит. деформации с возрастом
1	Общая сонная артерия	18-35	0,0756±0,074	0,8208±0,0689	-23%	-19%
		36-50	0,0817±0,0149	0,5872±0,0486		
		Более 50	0,0629±0,0139	0,6682±0,0843		
2	Внутренняя сонная артерия	18-35	0,0581±0,0122	0,7648±0,0809	±13,9%	-48%
		36-50	0,0501±0,0051	0,5284±0,0862		
		Более 50	0,0582±0,0074	0,3998±0,0293		
3	Основная артерия	18-35	0,1061±0,0259	0,2228±0,0316	-56%	-23%
		36-50	0,0846±0,0149	0,2257±0,0656		
		Более 50	0,046±0,0186	0,1714±0,0422		
4	Средняя мозговая артерия	18-35	0,1353±0,022	0,1781±0,0177	-35%	-23%
		36-50	0,1496±0,0525	0,1639±0,0342		
		Более 50	0,0972±0,0222	0,1378±0,0244		
5	Передняя мозговая артерия	18-35	0,2268±0,0626	0,1447±0,0139	-54,6%	+2%
		36-50	0,207±0,0457	0,1438±0,0207		
		Более 50	0,1029±0,0123	0,1471±0,0204		

5.7.2. Формирование черепно-мозговой травмы в зависимости от локализации и скорости удара. Анализ клинических материалов.

В [127;128] изложены результаты анализа архивного материала, накопленного травматологическим отделением института нейрохирургии им. Н.Н. Бурденко АМН СССР в период 1938 – 1971г.г.

Производилась выборка историй болезни, содержавших описания обстоятельств ЧМТ, которые позволяли ретроспективно расчетным путем оценить скорость удара головы о преграду, а также другие физические условия удара.

Обрабатывались случаи, когда первичная изолированная травма головы была следствием падения человека на твердую поверхность с какой – либо известной высоты. Из обработки были исключены травмы теменной области,

так как они, как правило, были следствием транспортных аварий или случаев падения на голову предметов с неизвестной высоты.

С учетом указанных ограничений из 3000 историй болезни для обработки были отобраны 317 случаев:

112 – с травмой лобной области;

84 – с травмой височной области;

121 – с травмой затылочной области.

Результаты обработки материалов по [127;128] приведены на рис. 5.37.

В работе [78] отмечается, что при ударах любой локализации – со лба, с затылка, с виска – повреждались внутричерепные базально – магистральные сосуды и структуры ствола мозга. Этот результат совпадает с данными, изложенными выше в п. 5.7.1, и подтверждает выводы о роли основания черепа и базальных структур мозга в формировании черепно – мозговой травмы, сделанные в [44;45;139] на основании испытаний с биоманекенами.

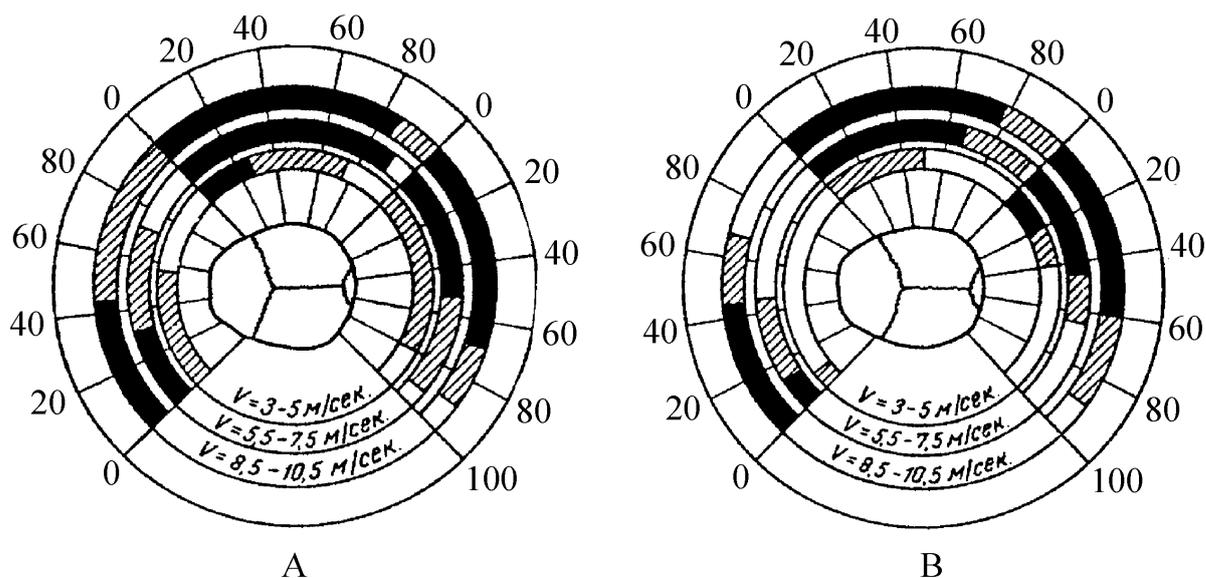


Рис.5.37. Распределение черепно – мозговых травм различной степени тяжести

(в %) в зависимости от скорости и локализации удара. А – «жесткий»удар;

В – «смягченный» удар. Состояние пострадавшего в ближайшем последствии: светлая часть диаграммы – безопасное; заштрихованная – допустимое;

темная – опасное. Результаты анализа клинических данных [127].

В работе [128] на основании анализа результатов, изложенных в [127], был сделан вывод: скорость удара головы о твердую преграду 3 м/с является

пороговой для возникновения сотрясения (контузии) головного мозга с потерей сознания.

5.7.3. Транспортные травмы. Кривая Патрика.

В [3; 138] приведены данные о транспортных травмах и о перегрузках, действующих на автомобиль и манекены при испытаниях автомобилей на удар. В подобных испытаниях, помимо прочих измерений согласно действующим стандартам, предусматривается измерение перегрузок в голове испытательного манекена. Перегрузки, измеренные в голове манекена, оцениваются на их допустимость для человека с использованием «кривой Патрика», приведенной на рис. 5.38 [138].

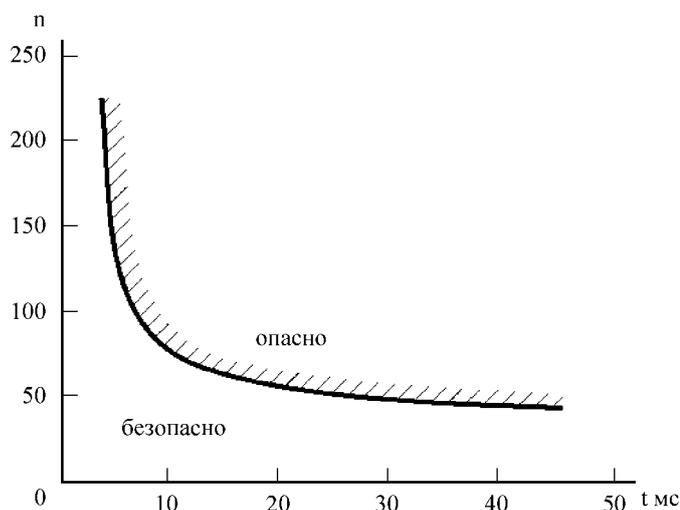


Рис. 5.38. Кривая Патрика. Граница ударного воздействия на голову человека, вызывающего сотрясение мозга средней степени тяжести. Удар лбом о твердую плоскость. (n) – перегрузка, измеренная в голове испытательного манекена.

Кривая Патрика, используемая для оценки результатов испытаний на удар автомобилей, традиционно строится в координатах «перегрузка-время».

Особенность измерения ударных перегрузок состоит в том, что полученные в опытах кривые, как правило, осложнены виброперегрузками и нуждаются в предварительном фильтровании. При фильтровании, приборном или математическом, может искажаться амплитудное значение перегрузки, что вносит определенные трудности в аттестацию результатов эксперимента.

Поскольку при ударе форма диаграммы ударной перегрузки $n(t)$ близка к треугольной, кривая Патрика легко может быть перестроена в координатах «Темп – Доза»: « $\Delta V - \dot{n}$ », где $\Delta V = g \int n dt$ – скорость, потерянная при ударе, (т.е. площадь диаграммы $n(t)$).

Соответствующая кривая приведена на рис.5.39, где верхняя кривая соответствует случаю диаграммы $n(t)$ в форме прямоугольного треугольника, а нижняя – форме равнобедренного треугольника.

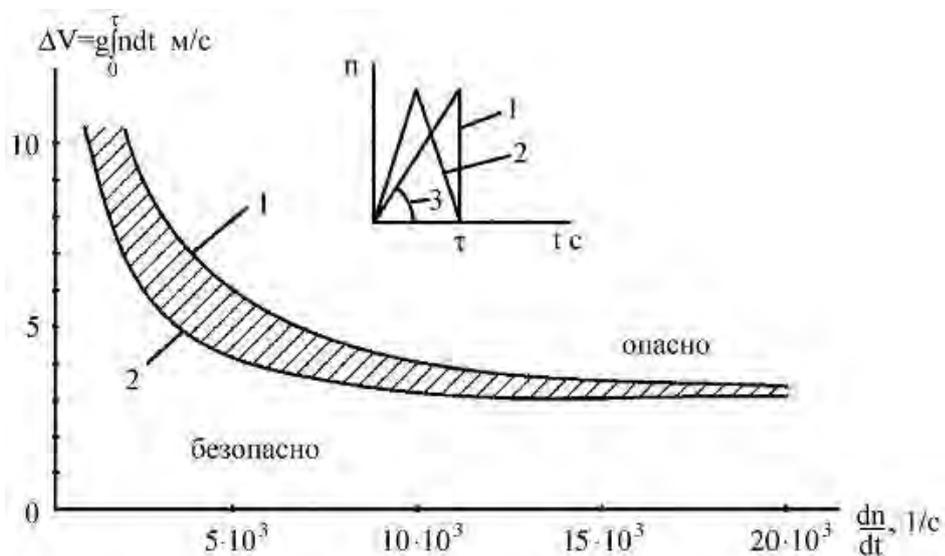


Рис. 5.39. Кривая Патрика в координатах « $\Delta V - \dot{n}$ », где (ΔV) – доза перегрузки;
 (\dot{n}) 1/с – темп (скорость) нарастания перегрузки в голове манекена

Как видно из рис. 5.39, при больших скоростях нарастания перегрузки (7×10^3 1/сек и более) и скоростях менее 3 м/сек ударное воздействие на голову лежит в безопасной зоне.

Этот результат близко соответствует данным, полученным в исследованиях историй болезни пациентов с закрытой ЧМТ в работе [127], где скорость удара головы 3 м/сек и менее также отнесена к безопасным режимам удара по признаку контузии мозга и потери сознания.

5.7.4. Черепно-мозговая травма без прямого контакта головы с преградой.

В работе [98] изложено краткое описание картины ЧМТ у 7 пациентов, у которых были обнаружены гематомы мозга без контакта головы с каким-либо предметом.

Возраст больных от 32 до 55 лет; 5 мужчин и 2 женщины.

У 4-х больных развитию гематомы предшествовало падение на ягодицы; у одного – падение с высоты на ноги, у 2-х – резкий кивок головы назад при автодорожной аварии (наезд сзади);

Все пострадавшие поступили в больницу в ясном сознании с жалобами на сильную нарастающую головную боль.

В результате обследования у всех пациентов обнаружены гематомы различной локализации: в теменной области; теменно – височной; в срединных структурах мозга; в зоне основания черепа. В двух случаях констатирован отрыв пиальной вены

Отмечается, что, по результатам исследования, клиническая картина гематом у пациентов не отличалась от клинической картины гематом, возникающих после травм головы при ударе о преграду.

В рамках обсуждаемой темы представляют интерес четыре случая с падением на ягодицы. В этих случаях удар был воспринят седалищными буграми таза, т.е. можно утверждать, что скорость приложения нагрузки к позвоночнику была достаточно большой.

Как следует из материалов п.5.6.2., при подобном ударе вдоль позвоночника распространяется волна напряжений от таза в сторону черепа.

В зоне сочленения основания черепа с позвоночником, а также в зоне темени можно ожидать появления отраженных волн напряжений, которые суммируются с напряжениями на фронте прямой волны. На фронте отраженных волн - в зоне основания черепа и темени – напряжения существенно возрастают [129].

Это явление могло послужить причиной разрушения сосудов мозга и появлению гематом в зоне основания и темени, что и наблюдалось в клинике.

Для проектанта кресла космонавта подобная картина событий означает, что таз и позвоночник человека должны быть защищены от удара с большой скоростью нарастания нагрузки. При ударе вдоль позвоночника ударные перегрузки с большой скоростью нарастания не только понижают величину безопасной для позвоночника человека дозы ударной перегрузки, но одновременно могут быть причиной черепно-мозговой травмы даже при отсутствии прямого контакта головы с преградой.

5.8. Критерии оценки переносимости человеком ударных воздействий. Рекомендации.

В координатах «Темп – Доза» « $\Delta V - \dot{n}$ » совокупность ударных воздействий может быть разбита на три диапазона (рис.5.40) с различными критериями переносимости ударного воздействия в каждом из диапазонов. В настоящее время, с учетом имеющихся материалов исследований, границы диапазонов могут быть обозначены лишь приближенно.

В диапазоне (А) $\dot{n} \leq 300 \dots 500$ 1/с для диаграмм ударной перегрузки в форме трапеции, полусинусоиды или треугольника определяющим фактором служит максимальное значение (амплитуда) ударной перегрузки и длительность действия максимального значения перегрузки. В данном случае для повышения безопасности человека необходимо снижать максимальную

амплитуду ударной перегрузки и время ее действия, что может быть достигнуто:

–за счет снижения скорости удара;

–за счет применения амортизаторов с достаточным ходом и силовой характеристикой $P(h)$, при которой максимальная перегрузка и скорость ее нарастания не выходят за установленные пределы.

В диапазоне (В) $500 < \dot{n} \leq 2000 \dots 5000$ 1/с (ΔV) есть сложная функция (n_{\max}); (\dot{n}) и формы диаграммы ударной перегрузки $n(t)$.

Как видно из рис. 5.41 в этом диапазоне воздействий безопасность человека существенно зависит от скорости нарастания ударной перегрузки; при снижении скорости нарастания перегрузки безопасная для человека доза перегрузки быстро возрастает.

В этом диапазоне допустимые значения ударного воздействия приходится искать в каждом конкретном случае отдельно, с учетом всей совокупности факторов, влияющих на переносимость человеком удара, и, прежде всего, с учетом формы диаграммы ударной перегрузки (рис. 5.41).

На практике в целях прогностических оценок в этом случае из базы известных экспериментальных данных по испытаниям с человеком подбираются и анализируются аналогичные данные с близкой формой диаграммы $n(t)$ с учетом конструкции СЧК, позы испытуемого, особенностей фиксации и др., либо проводятся целенаправленные экспериментальные и теоретические исследования.

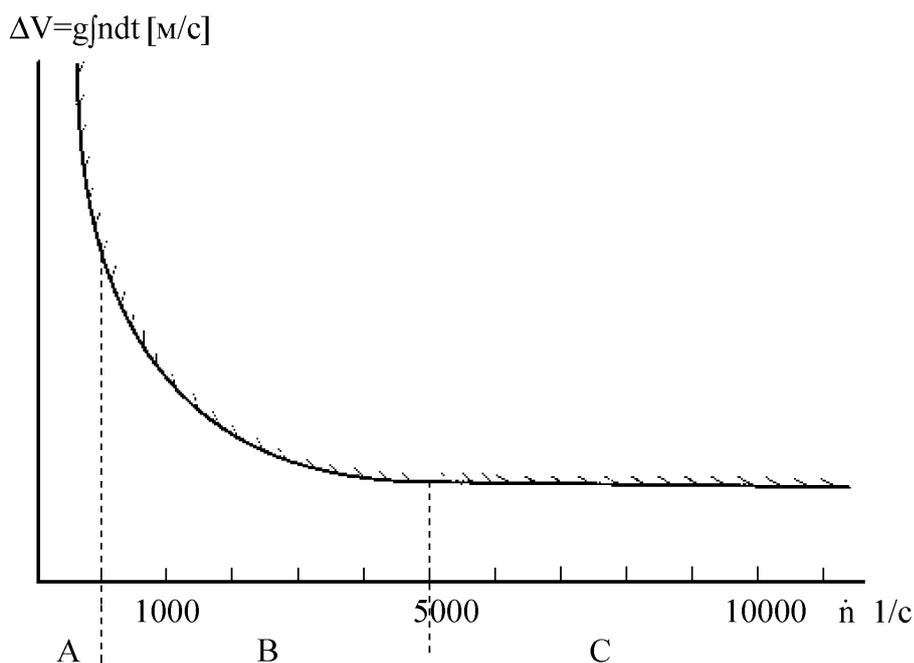


Рис. 5.40. Критерии и параметры оценки переносимости человеком ударной перегрузки (пояснения в тексте).

А) $\dot{n} \leq 500$ 1/с. В) $500 < \dot{n} \leq 5000$ 1/с. С) $\dot{n} > 5000$ 1/с

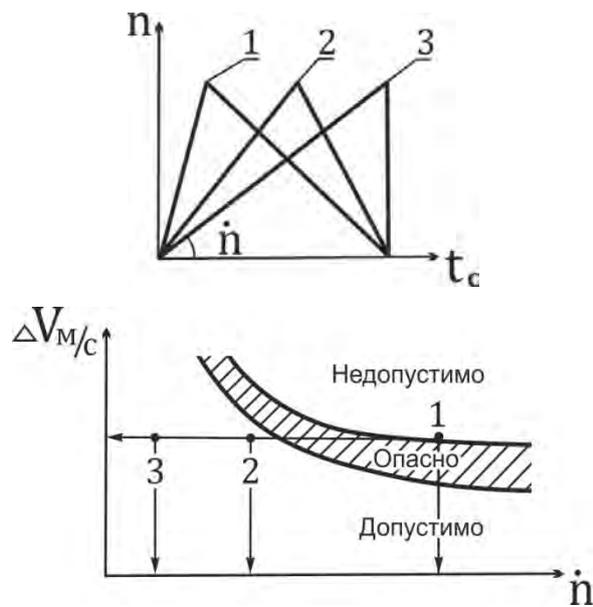


Рис. 5.41. Влияние формы диаграммы ударной перегрузки на переносимость ее человеком (диапазон «В» на рис. 5.39): 1 – предельно-переносимо; 2; 3 – допустимо.

В диапазоне (С) для ударных импульсов с формой диаграммы, близкой к треугольнику, при $\dot{n} > 5000$ 1/с доза перегрузки $\Delta V \leq \Delta V_{\max} = \text{Const}$; т.е. в этом диапазоне воздействий переносимость человеком удара не зависит от величины перегрузки, а зависит только от скорости, потерянной (приобретенной) при ударе.

В диапазонах (В) и (С), где критичным параметром служит интеграл ускорения (ΔV), безопасность человека может быть повышена не только за счет очевидных мероприятий – снижения начальной скорости удара и

снижения скорости нарастания перегрузки, но также за счет снижения упругости системы «человек – кресло» при действии ударной нагрузки.

В диапазонах (В) и (С) для компоненты ударной перегрузки «голова-таз» в целях прогностических расчетов может быть использована математическая модель Полиэм – 19, параметры и область применения которой приведены выше.

В этих же диапазонах (В) и (С) для числовых оценок допустимого значения дозы ударной перегрузки «голова-таз» $(\Delta V)_Z = f(\dot{n}_Z)$ в первом приближении может быть использован график, приведенный на рис. 5.32.

Экспериментальные данные о результатах испытаний переносимости человеком ударных перегрузок на испытательных стендах различного типа, приведенные выше в п. 5.5.1, также могут быть использованы для приближенных прогностических оценок.

5.9. Общие замечания по применению критериев оценки допустимости ударной перегрузки для человека.

Форма диаграммы ударного импульса. Основная ошибка, которая наблюдается на практике при анализе ударных перегрузок приземления, действующих на СЧК, заключается в попытках оценить допустимость воздействия ударной перегрузки традиционными критериями: амплитудой перегрузки и временем ее действия.

Природа ошибки заключается в переносе методики, правомерно применяемой при анализе длительно-действующих перегрузок со скоростью нарастания порядка 0,5 1/с, а также перегрузок при катапультировании со скоростью нарастания порядка 250...300 1/с, на анализ ударных перегрузок приземления со скоростью нарастания 2000 1/с и более.

При исследовании ударных перегрузок приземления анализ начинается с классификации / идентификации формы диаграммы ударного импульса.

Для ударных импульсов, которые можно аппроксимировать геометрической фигурой простой формы, например, треугольником, полусинусоидой, трапецией, проводится оценка скорости нарастания перегрузки и скорости, потерянной при ударе (дозы перегрузки), с использованием критериев, указанных выше.

Одна из проблем анализа воздействия ударных перегрузок приземления на человека состоит также в том, что реальные диаграммы ударных перегрузок приземления на практике в большинстве случаев имеют сложную форму (рис.5.14; 5.15), которая во многих случаях не поддается аппроксимации геометрической фигурой простой формы (трапецией, полусинусоидой и др.).

Форма диаграммы ударной перегрузки приземления на кресле космонавта зависит от многих параметров – схемы амортизации кресла, деформаций корпуса СА, посадочного угла и др. (см. гл.3; 4).

Для ударной перегрузки со сложной формой диаграммы прогностическая оценка реакции многофазной многомассовой системы, каковой является тело человека, может быть корректной только в случае детального сравнительного анализа всех компонентов диаграммы ударной перегрузки $n(t)$.

При использовании материалов об испытаниях с человеком из базы известных данных, например, некоторой диаграммы $n_1(t)$, которая была признана допустимой, для оценки переносимости человеком новой исследуемой диаграммы $n_2(t)$, корректным будет сравнение методом «наложения» кривой $n_1(t)$ на кривую $n_2(t)$ (см. гл.7).

При этом обе кривые, естественно, должны быть построены в одном масштабе и профильтрованы в одной полосе частот, должны быть сверены типы использованных датчиков перегрузки и их частотные характеристики, а также податливость места установки датчиков.

Должна быть учтена также поза человека в СЧК, особенности конструкции кресла и системы фиксации, использование опорного ложементов и др.

Изложенные замечания относятся как к компонентам ударной перегрузки, действующим на человека в целом, так и к ударной перегрузке, действующей на голову, которая также представляет собой сложную многофазную многомассовую систему.

К сожалению, в научной литературе, включая серьезные издания, например, [154], приводятся рекомендации по предельно-допустимым для человека ударным перегрузкам без указания формы диаграммы ударного импульса, для которого приводимые нормы действительны, что в ряде случаев приводит к недопустимо грубому искажению научных данных.

Так в [155] на стр. 75 приведен рис. 3 - график зависимости предельно-допустимой для человека ударной перегрузки во времени по направлению «грудь-спина». Форма диаграммы ударного импульса, для которого приведенная норма действительна, не приводится.

Из рис. 3 видно, что, например, к предельно-допустимым для человека режимам ударного воздействия отнесена ударная перегрузка «грудь-спина» величиной 60 при времени действия 0,07с.

Для импульса в форме равнобедренного треугольника с указанными выше параметрами скорость нарастания перегрузки будет составлять 17000 1/с; скорость, потерянная при ударе, составляет 21м/с, а соответствующая высота свободного падения равна 22,47м. Отметим, что нигде в мире не проводились испытания с испытуемыми при указанных параметрах воздействия, поскольку такие воздействия лежат в зоне 100% летальных исходов.

В действительности, при диаграмме ударного импульса в форме треугольника и скорости нарастания ударной перегрузки, превышающей 50001/с, предельно-допустимая скорость, теряемая при ударе по оси «грудь-спина», составляет 3м/с – граница риска появления черепно-мозговой травмы при ударе головы о подголовник под воздействием ударной перегрузки «спина-грудь». [127;138].

Влияние невесомости. Длительное пребывание космонавтов в условиях невесомости приводит к снижению минеральной насыщенности позвонков, во многом определяющей переносимость человеком ударной перегрузки «голова-таз» [37]. Для систем противоударной защиты космонавта, предназначенных для длительных полетов в условиях невесомости, это обстоятельство должно учитываться как при формировании требований к системе противоударной защиты, так и при оценке результатов испытаний.

Вариабельность физико-механических характеристик тела человека.

К объективным критериям переносимости человеком ударной перегрузки относятся либо прочностные характеристики костно-опорного аппарата тела человека (например, прочность позвонков) и внутренних органов (например, прочность почек, сосудов), либо критические деформации тела под воздействием ударной перегрузки (например, чрезмерный кивок головы, вызывающий рефлекторное нарушение регуляторных систем организма, вплоть до развития шока, а также в ряде случаев и повреждения мягких тканей).

Как известно, механическая прочность систем и органов тела человека имеет значительную вариабельность. Например, согласно [156], прочность позвонков грудной зоны (T_{10}) у мужчин в возрасте 18...50 лет в пределах $\pm 3\sigma$ может варьировать от 1900 Н до 11500 Н при средней несущей способности 6700 Н.

Эти обстоятельства необходимо принимать во внимание при оценке результатов испытаний по воздействию на человека ударных перегрузок и построении соответствующих нормативов.

В настоящее время в связи с развитием космического туризма вопросы учета вариабельности физико-механических характеристик тела человека представляются весьма актуальными.

Глава 6. Выбор проектных параметров амортизационного кресла.

6.1. Назначение. Расчетные случаи применения кресла.

Кресло служит рабочим местом для члена экипажа космического корабля на всех этапах полета, включая фазу предстартового ожидания.

Разработка, испытания и эксплуатация кресла производятся в соответствии с расчетными случаями применения кресла, которые формулируются в соответствующем техническом задании.

Для примера, к основным расчетным случаям относятся:

1. Размещение космонавтов с антропометрическими и массовыми характеристиками, предусмотренными ТЗ.

2. Удобство размещения и сохранение работоспособности космонавта в кресле в позе ожидания на старте.

3. Возможность для космонавта самостоятельно занять место в кресле и зафиксироваться с помощью системы притяга как в земных условиях, так и в невесомости.

4. Досягаемость до приборов управления КК при размещении космонавта в кресле и использовании скафандра без избыточного давления и при наличии избыточного давления в скафандре.

5. Сохранение космонавтом работоспособности при и после воздействия перегрузок штатного взлета.

6. Переносимость воздействия перегрузок при срабатывании АДУ САС.

7. Переносимость перегрузок штатного входа СА в атмосферу.

8. Переносимость перегрузок аварийного входа СА в атмосферу.

9. Переносимость ударных перегрузок штатного и аварийного приземления, включая случаи перекатывания СА по грунту и повторные удары СА о грунт.

10. Возможность для космонавта самостоятельно покинуть СА после штатного приземления.

11. Возможность самостоятельной эвакуации из СА после аварийного приземления, включая эвакуацию с помощью группы встречи при неработоспособном состоянии космонавта.

12. Возможность покидания СА после приводнения самостоятельно, а также с помощью группы встречи.

13. Сохранение заданных характеристик амортизаторов кресла на всех этапах полета, а также после длительного пребывания в невесомости.

Как и для любых комплектующих КЛА к креслу предъявляется также требование по минимизации массы и габаритов, включая требование использовать минимальный потребный ход амортизации.

Отдельные расчетные случаи требуют пояснений.

По п.(1). Как известно, при наборе курсантов в летные училища существуют ограничения на рост стоя и рост сидя, что связано с определенными ограничениями на размеры кабины пилотов летательного

аппарата. Аналогичные ограничения существуют и на размеры гермокабины СА.

В пределах принятых ограничений при различном росте сидя глаза космонавта должны находиться на линии визирования для обеспечения нормальной работы с органами управления и оптическими системами СА. В отличие от катапультных кресел пилотов, где имеется механизм регулировки чашки кресла под рост сидя, современные амортизационные кресла, например, на СА «Союз», подобной регулировки не имеют.

В этой связи расчетный случай (1) требует создания специальной методики размещения космонавтов с различным ростом сидя в кресле, которое имеет фиксированные размеры.

По п.(2). Расчетный случай (2) относится, например, к ситуации, когда в кресле в собранной позе при тазобедренных и коленных углах, меньших 90° располагается космонавт с большим ростом и длинными ногами. В позе ожидания при времени 2...3 часа и более (отложенный старт), в особенности при одетом спасательном скафандре, могут возникнуть болевые ощущения в ногах, что снижает уровень работоспособности человека. Этот расчетный случай требует проведения примерок с испытуемыми, имеющими предельные отклонения антропометрических размеров.

По п. (3). Ремни системы фиксации обычно снабжаются ворсовыми молниями с целью предварительной упорядоченной раскладки ремней по элементам кресла. Это простейшее решение позволяет человеку без посторонней помощи зафиксироваться в кресле как в земных условиях, так и в невесомости, где ремни в силу упругости материала свободно «плавают» и могут затруднять процесс фиксации. Места предварительной фиксации ремней к конструкции кресла подбираются и проверяются в испытаниях с имитацией условий невесомости, например, в полете на летающей лаборатории. .

По п. (4). Одетый скафандр, особенно при наличии избыточного давления, ограничивает зону досягаемости; возможность работы с пультом управления в этих условиях требует экспериментальной проверки с испытуемыми, имеющими предельные отклонения антропометрических размеров.

По.п.(5). В ряде случаев виброперегрузки, действующие на этапе взлета, по частотам могут быть близки к собственным частотам отдельных органов и частей тела человека, что может вызвать ряд нежелательных эффектов.

Так, например, в одном из полетов по программе «Джемини» на этапе взлета экипаж доложил в центр управления, что «из поля зрения пропала приборная доска». Это сообщение было понято, как отсоединение приборной доски из-за разрушения ее крепления к конструкции кабины, что, естественно, вызвало большое беспокойство в центре управления. Через некоторое время экипаж доложил, что «приборная доска на месте, все в порядке». Послеполетный анализ показал, что на подголовниках кресел на

определенном этапе взлета возникла вибрация с частотой 60 гц, совпадающей с резонансной частотой глазного яблока, что и привело к резкому искажению функции глаз у экипажа.

На этапе взлета одновременно с продольными длительно-действующими перегрузками и вибрациями экипаж подвергается воздействию шума (звукового давления). Все эти физико-механические воздействия могут отразиться на работоспособности экипажа, что требует проведения целенаправленных исследований.

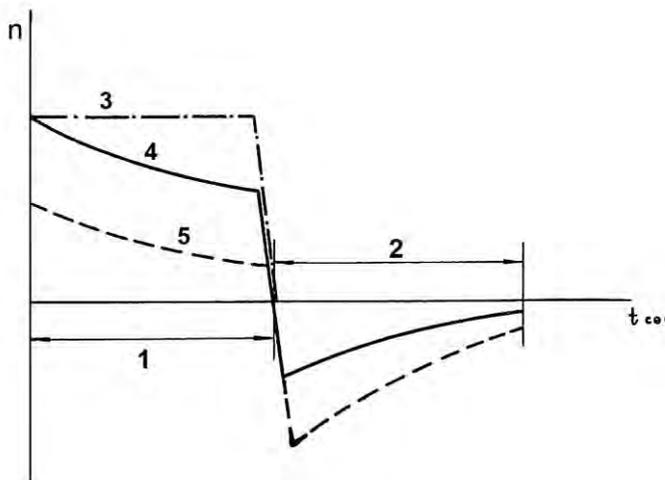


Рис. 6.1. Перегрузки вдоль продольной оси СА при работе АДУ. 1-активный участок полета; 2- пассивный участок полета, торможение; 3- авария на внеатмосферном участке полета; 4- авария на старте; 5- авария на режиме (q_{max}).

По п.п. (6); (7); (8). На рис. 6.1. приведены типовые графики перегрузки, действующие вдоль продольной оси СА в случае включения аварийной двигательной установки системы аварийного спасения (АДУ САС) при аварии на старте или на этапе выведения КК на орбиту.

Как видно из рис. 6.1. при включении АДУ под действием перегрузки «спина-грудь» тело человека будет прижато к креслу; после выключения АДУ под действием на СА аэродинамической силы лобового сопротивления появится отрицательная перегрузка «спина-грудь», которая будет отбрасывать человека вперед на ремни привязной системы, одновременно возникнет кивок головы вперед. Все эти воздействия требуют экспериментальной проверки в реальном масштабе времени с участием испытуемых.

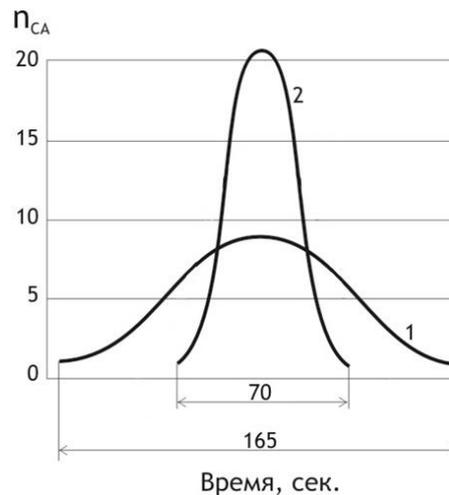


Рис. 6.2. Типовые графики перегрузок, действующие на СА при штатном (1) и аварийном (2) входе СА в атмосферу [164].

На рис. 6.2. приведены типовые графики перегрузок штатного и аварийного входа СА в атмосферу. Если штатный вход СА в атмосферу сопровождается перегрузками вдоль оси СА порядка 4 – 8, то при аварийном входе перегрузки могут достигать 25...26 [13]. Обеспечение безопасности человека при перегрузках аварийного входа требует принятия ряда специальных мер, тесно связанных с конструкцией кресла – это выбор позы человека в кресле, применение специальных ложементов и систем фиксации и ряд других.

По п.(9). Приземление экипажа в СА на парашютно-реактивной системе относится к наиболее сложным этапам полета.

Посадка осуществляется на неподготовленную грунтовую площадку в условиях ветрового сноса и раскачки системы «СА – парашют», при наличии вертикальных токов воздуха, различного рельефа, расположения посадочной площадки на различной высоте над уровнем моря, других случайных факторах. При ударе о грунт перегрузка на корпусе СА может достигать 50 – 100, что значительно превышает допустимый для человека уровень. Безопасность экипажа в этих условиях обеспечивается за счет использования систем амортизации кресла и СА.

Реализация требований по расчетным случаям 6.10; 6.11; 6.12 тесно связана с конструкцией кресла и привязной системы. Оценка принятых конструктивных решений по этим расчетным случаям обычно проверяется в натурных испытаниях.

При посадке с ветровым сносом в ряде случаев, например, при задержке отстрела стренги парашюта или при посадке на грунтовый склон, может иметь место протаскивание или пережат СА по грунтовой площадке. СА может остановиться в произвольно ориентированном положении – в том числе при положении экипажа «головой вниз». В подобных случаях у

экипажа, в особенности после длительного пребывания в невесомости, могут появиться проблемы с покиданием СА.

В тех случаях, когда экипажу может потребоваться помощь при эвакуации – в случаях недомогания, физической слабости в условиях земного тяготения, травмы после воздействия ударных перегрузок приземления – в конструкции кресла должны быть предусмотрены устройства, которые обеспечивают безопасную эвакуацию экипажа. На практике для этих целей используется либо кресло в целом, либо съемный ложемент космонавта, оборудованный специальными лямками.

Из требований п. (13) вытекает необходимость установки на амортизаторы кресла специальных управляемых фиксаторов или замков, чтобы исключить нештатное обжатие амортизатора в процессе монтажных работ в СА. При монтаже оборудования в СА на уже установленное кресло могут встать монтажники. В этом случае, при отсутствии специального замка, блокирующего амортизатор, может быть нарушена характеристика амортизатора на начальном участке его обжатия, что повысит риск травмы космонавта при аварийном приземлении.

Приведенный примерный перечень расчетных случаев дает представление о совокупности требований к конструкции кресла космонавта, однако не исчерпывает всех расчетных случаев применения кресла, которые разрабатываются применительно к конкретному КК с учетом его программы полета.

6.2. Основные проектные параметры кресла для расчетного случая: «Переносимость космонавтом ударных перегрузок штатного и аварийного приземления».

Для рассматриваемого расчетного случая к основным проектным параметрам кресла относятся:

- кинематическая схема амортизации кресла;
- конструктивная схема кресла и системы фиксации;
- потребный ход и усилие обжатия амортизатора.

Перечисленные параметры – определяющие для оценки объема, выделяемого в СА для размещения амортизационного кресла.

Наибольшее влияние на компоновку амортизационного кресла и на потребные габаритные размеры для установки кресла в СА имеет кинематическая схема системы амортизации.

На практике на летательных аппаратах применяются системы амортизации:

- с одной степенью свободы и поступательным движением кресла вдоль амортизатора;

- с одной степенью свободы и вращательным движением кресла относительно шарнира в зоне подножки;
- со многими степенями свободы.

Выбор той или иной кинематической схемы амортизации существенно зависит от конструктивных параметров СА.

Так, например, на СА «Аполлон», вследствие большого радиуса кривизны днища, при ударе о прочный грунт центром днища по расчету ударная перегрузка на корпусе СА при аварийной посадке может достигать $n_{СА} \approx 80 - 100$.

Этим объясняется применение на СА «Аполлон» пространственной кинематической схемы амортизации платформы с креслами космонавтов, имевшей 6 степеней свободы (см. выше гл.2).

Так как переносимость человеком перегрузок различна по различным направлениям, то в ряде случаев, с учетом конструкции СА, можно использовать амортизационное кресло с двумя степенями свободы, (см. ниже), что заметно упрощает конструкцию амортизационного кресла и сокращает потребный для кресла объем в СА.

6.3. Амортизационное кресло с одной степенью свободы и поступательным движением.

6.3.1. Особенности кинематической схемы.

Амортизационные кресла с одной степенью свободы и поступательным движением успешно применяются, например, на ЛА, где пилот расположен в позе сидя и кресло амортизирует удар при аварийной посадке, направленный по линии «таз-голова» вдоль позвоночника (рис. 6.3).

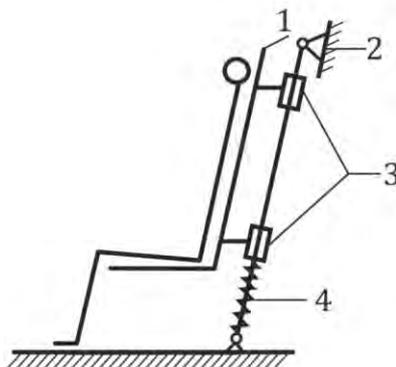


Рис. 6.3. Амортизационное кресло с одной степенью свободы и поступательным движением.

1 - каркас кресла; 2 – верхний узел крепления амортизатора; 3 – направляющие цапфы кресла; 4 – амортизатор.

В этом случае используется амортизатор, расположенный, например, за спинкой кресла. Амортизатор в такой схеме нагружен только осевой силой. Боковые силы, а также моменты сил от эксцентричной нагрузки воспринимаются направляющими, цапфы которых разнесены на большой базе, существенно (в 5-10 и более раз) превышающей диаметр амортизатора; в этом случае боковые силы и моменты влияют на осевое усилие по амортизатору в незначительной степени.

Применение подобной схемы амортизации при позе сидя требует выделения в кабине сравнительно небольшого объема, равного, примерно, произведению хода амортизатора на площадь, ометаемую креслом при просадке.

Следует отметить особенности применения схемы амортизации с одной степенью свободы и поступательным движением применительно к СА, где космонавт расположен в позе полулежача, что продиктовано условиями переносимости человеком больших перегрузок торможения СА в атмосфере.

При применении подобной сравнительно простой схемы амортизации конструктору СА придется крепить кресло к двум амортизаторам, которые могут быть установлены либо по бокам кресла, либо в зоне подножки и подголовника (см. например, рис. 7.17; 7.18).

В случае размещения амортизаторов по бокам кресла верхняя часть кресла с подголовником как консольная балка будет иметь значительную упругость; при посадочном ударе голова человека в этом случае будет нагружаться дополнительной дозой перегрузки с большой скоростью нарастания, что представляет значительную опасность и может вызвать черепно-мозговую травму.

В случае размещения амортизаторов по концам кресла вследствие разброса центровок в плоскости симметрии кресла, что связано с вариациями массы и антропометрических параметров тела космонавтов, возникает эксцентриситет равнодействующей сил обжатия двух амортизаторов относительно центра масс СЧК. Эксцентриситет дополнительно варьирует также из-за вариаций допусков на номинальное усилие обжатия каждого амортизатора.

При посадочном ударе возникает значительный момент сил на поворот кресла относительно центра масс в продольной плоскости кресла, из-за которого один из амортизаторов догружается, а другой – разгружается. В результате при посадочном ударе СА возникает неравномерное, нерасчетное обжатие амортизаторов; кинетическая энергия СЧК поглощается амортизаторами не полностью, возникает риск жесткого удара в конце хода одного из амортизаторов, что недопустимо и по условиям переносимости космонавтом перегрузок, и по условиям прочности кресла (рис. 7.17; 7.18).

Кроме перечисленных особенностей применения в СА этой простой по кинематике схемы амортизации, при посадочном ударе возникают значительные поперечные колебания амортизаторов, выявленные при копровых испытаниях; этот вопрос более подробно обсуждается в гл. 7.

Динамика амортизационного кресла с одной степенью свободы и поступательным движением в первом приближении рассмотрена в п. 4.1. гл. 4.

6.4. Амортизационное кресло с одной степенью свободы на шарнирной подвеске.

6.4.1. Особенности кинематической схемы.

На рис.6.4. показана кинематическая схема амортизационного кресла с шарнирным креплением нижнего конца кресла к СА. Такая схема кресла, относящаяся к схемам с одной степенью свободы, обладает известным своеобразием. Прежде всего, как видно из общего рассмотрения схемы, ноги космонавта будут испытывать ту же перегрузку, что и корпус СА, поскольку шарнир кресла не амортизирован. Голова и туловище космонавта, расположенные в зоне верхней части кресла, будут испытывать существенно меньшую перегрузку, чем ноги, вследствие перемещения (просадки) этой части кресла при его повороте в процессе амортизации посадочного удара.

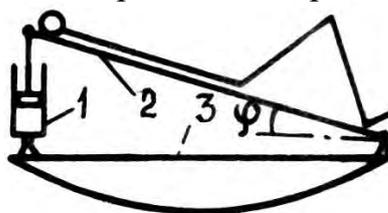


Рис. 6.4. Кинематическая схема кресла с одной степенью свободы на шарнирной подвеске: 1 – амортизатор; 2 – кресло; 3 – СА; φ – установочный угол кресла.

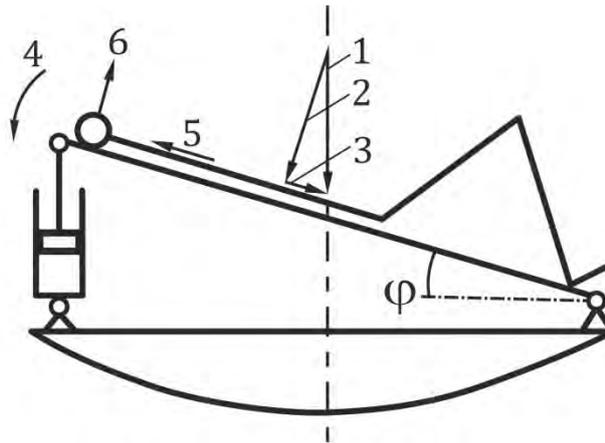


Рис. 6.5. Схема действия компонентов перегрузки.

1 – перегрузка СА на шарнире кресла; 2 – перегрузка «грудь-спина» ($+n_x$) на шарнире кресла; 3 – перегрузка «голова-таз» ($+n_z$) на шарнире кресла; 4 – угловая скорость кресла ($\dot{\varphi}$); 5 – компонента перегрузки ($-n_z$) «таз-голова» от угловой скорости ($-n_z = (\dot{\varphi})^2(l/g)$); 6 – компонента перегрузки ($-n_x$) «спина-грудь» в зоне головы от углового ускорения кресла ($-n_x = \ddot{\varphi}(l/g)$).

6.4.2. Анализ динамики.

Рассмотрим поэтапно движение кресла и распределение перегрузки «грудь-спина» (n_x) по длине кресла. Считая угол поворота кресла φ малым (т.е. полагая $\sin\varphi \approx \varphi$; $\cos\varphi \approx 1$) и пренебрегая силой тяжести, можем написать

$$J\ddot{\varphi} = PL - n_2Gl \quad (6.13)$$

$$\text{во время внедрения СА в грунт и} \quad J\ddot{\varphi} = PL \quad (6.14)$$

по окончании внедрения СА в грунт,

где $J = J_0 + ml^2$ – момент инерции кресла относительно шарнира;

J_0 – момент инерции кресла относительно центра масс;

P – усилие в амортизаторе;

G – вес кресла;

L – координата амортизатора относительно шарнира;

l – координата ц.т. относительно шарнира;

n_2 – перегрузка СА;

n_1 – перегрузка на кресле по оси «грудь-спина».

Относительное ускорение в любой точке кресла (x – координата точки относительно шарнира):

$$\ddot{\varphi}x = (PL/J)x - (n_2Gl/J)x \quad (6.15)$$

Абсолютная перегрузка «грудь-спина» в любой точке кресла

$$n_1 = \frac{1}{g} \ddot{\phi} x + n_2 = n_2 \left(1 - \frac{ml}{J} x \right) + \frac{PL}{gJ} x ; \quad (6.16)$$

При $x = 0$ (на шарнире)

$$n_1 = n_2; \quad (6.17)$$

Отметим, что кресло на шарнирной подвеске представляет собой физический маятник, имеющий центр качания с координатой относительно шарнира: $x = J/ml$;

при $x = J/ml$ (в центре качания):

$$n_1 = PL/Gl; \quad (6.18)$$

В этой точке перегрузка постоянна и не зависит от перегрузки СА.

В месте установки амортизатора при $x = L$

$$n_1 = \frac{PL^2}{gJ} - n_2 \left(\frac{GL}{gJ} - 1 \right); \quad (6.19)$$

После окончания внедрения СА в грунт, когда $n_2 = 0$, перегрузка любой точки кресла выражается формулой

$$n_1 = \frac{PL}{gJ} x ; \quad (6.20)$$

Таким образом, распределение перегрузки по креслу определяется различными формулами в зависимости от значения (n_2). На начальном этапе приземления при $n_2 < PL/Gl$, перегрузка кресла постоянна и равна перегрузке СА $n_1 = n_2$. Когда перегрузка СА $n_2 > PL/Gl$, распределение перегрузки определяется формулой (6.16), и, наконец, когда $n_2 = 0$, распределение перегрузки определяется формулой (6.20) . В двух последних случаях в центре качания перегрузка постоянна и равна PL/Gl .

Рис. 6.8 6.6 иллюстрирует изложенное.

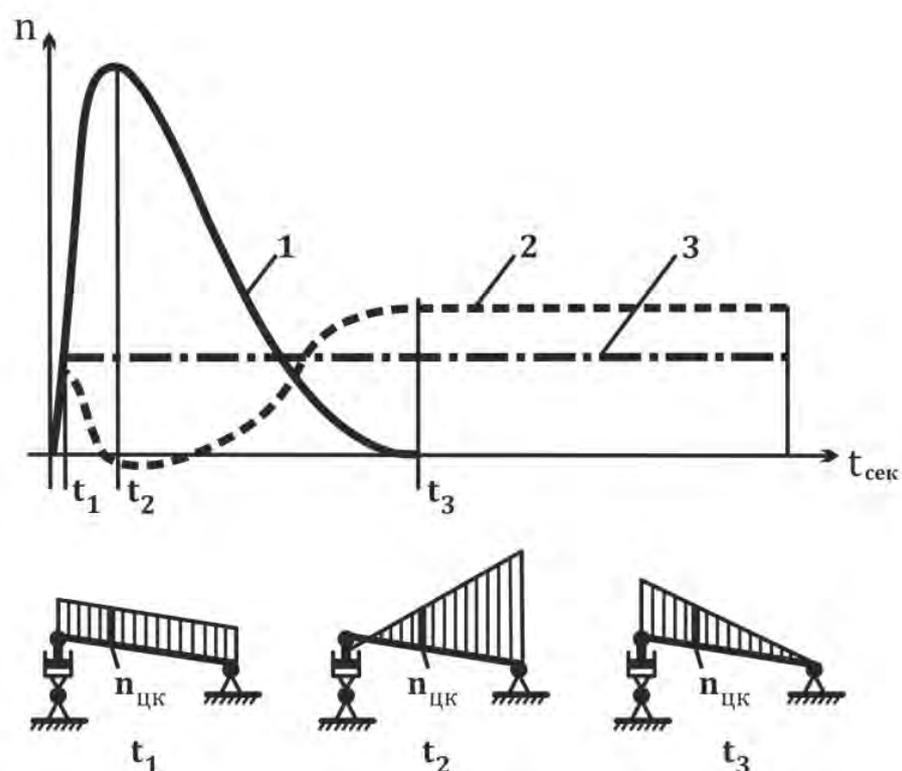


Рис. 6.8. 6.6. Распределение перегрузки «грудь-спина» по креслу с шарнирной подвеской:

1 – перегрузка на шарнире в зоне ног (на корпусе СА); 2 – перегрузка в зоне подголовника; 3 – перегрузка в центре качания;

t_1 – эпюра перегрузки на кресле до начала обжатия амортизатора; t_2 – эпюра перегрузки на кресле при $n_{САmax}$; t_3 – эпюра перегрузки на кресле при отскоке ($n_{СА} = 0$).

Таким образом, эпюра перегрузки «грудь-спина» на кресле представляет собой прямую линию, вращающуюся вокруг точки с координатами $x = J/ml$; $n_1 = PL/Gl$ и отсекающую на оси ординат отрезок, равный n_2 .

В районе амортизатора кривая перегрузки по времени имеет вид кривой 2, изображенной на рис. 6.8. 6.6.

Минимум перегрузки на этой кривой соответствует максимуму перегрузки СА.

Одна из особенностей схемы – сложная картина перегрузок в области головы. Как видно из рис. 6.8. 6.6, компонента перегрузки «грудь-спина» в зоне головы имеет знакопеременный характер. Например, при посадке СА «Союз» с большими углами кабрирования ($\varphi_{пос} \approx 15^\circ$) максимальный ход амортизатора кресла «Казбек» может достигать 200 – 240 мм, что соответствует повороту кресла на угол порядка 10° с угловой скоростью $\omega \approx 10-13$ 1/с.

В этом случае в зоне головы отрицательная перегрузка «таз-голова», вызванная вращением кресла на интервале времени $0,04 - 0,05$ с, составит $(-n_z)_\omega \approx 15 \dots 20$. Эта перегрузка от вращения будет суммироваться с ударной перегрузкой приземления СА - компонентой «голова-таз» (n_z), действующей вдоль спинки кресла. Результирующая кривая $(n_z) = f(t)$, измеренная вблизи центра масс кресла (в центре качания), имеет вид, показанный на рис. 5.14. В зоне подголовника колебания перегрузки имеют еще более выраженный характер.

Основная проблема в использовании амортизационного кресла на шарнирной подвеске состоит в создании средств защиты космонавта от ударных перегрузок приземления по оси «голова-таз».

По этому направлению, которое не амортизировано, на кресло действуют компоненты вектора ударной перегрузки приземления от конструкции СА с большой скоростью нарастания, при этом компонента скорости удара по линии «голова-таз» составляет $6 - 6,5$ м/с.

Техническое решение этой проблемы, найденное автором, изложено в п.5.5.2.2. На основе закона «Темп – Доза» и использования зависимости дозы ударной перегрузки от скорости нарастания перегрузки был разработан двухслойный амортизационный ложемент.

При специально подобранной амортизационной характеристике, обеспечивавшей заданную скорость нарастания перегрузки, ход амортизации ложемента составлял около 40мм, что обеспечило переносимость человеком ударных перегрузок во всех расчетных случаях штатной и аварийной посадки СА без изменения габаритов амортизационного кресла.

6.5. Амортизационное кресло со многими степенями свободы.

Для примера, рассмотрим схему амортизации кресла космонавта корабля «Восход». Общий вид кресла и его кинематическая схема приведены на рис. 2.8
2.9 и рис. 6.9. 6.7. кресло типа «Эльбрус»).

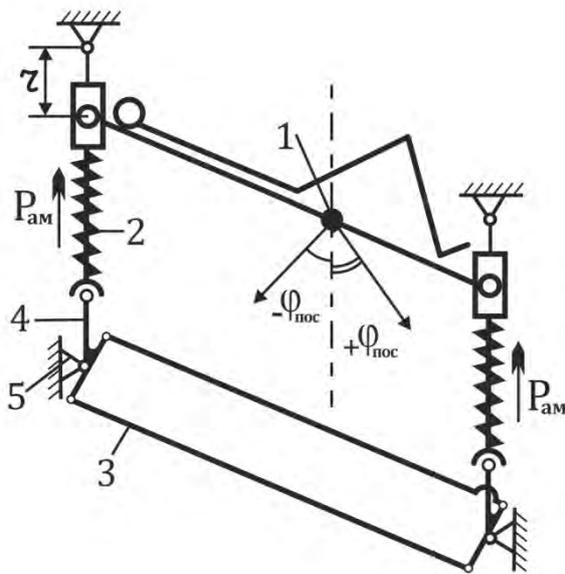


Рис. 6.9. 6.7. Кинематическая схема амортизационного кресла корабля «Восход» (кресло «Эльбрус»).

1 – центр масс СЧК; 2 – амортизатор; 3 – уравнивающий механизм; 4 – качалка уравнивающего механизма, находящаяся в зацеплении с амортизатором; 5 – шарнир крепления к СА.

Кресло подвешено к СА на двух амортизаторах, установленных по концам кресла. Амортизаторы крепятся к СА с помощью плоских шарниров. По кинематике кресло, амортизаторы и уравнивающий механизм образуют плоский параллелограмм с двумя степенями свободы.

Схема обладает тем свойством, что в случае действия на нее вектора перегрузки приземления под углом (φ) к оси амортизаторов, возникает составляющая, стремящаяся повернуть систему в сторону действия инерционной силы и тем самым уменьшить угол (φ).

Угловая скорость поворота ($\dot{\varphi}$) будет зависеть от плеча (r) между точкой подвеса амортизатора к СА и точкой подвеса кресла к амортизатору (рис. 6.7.).

Естественно, что подвешенное подобным образом кресло за время действия перегрузки может и не успеть повернуться на угол ($\varphi_{\text{пос}}$), но любой поворот кресла уменьшает составляющую перегрузки «голова-таз» и скорость ее нарастания вдоль спинки кресла.

За время поворота кресло набирает скорость относительно СА (линейную для кресла и угловую для амортизатора). Эта скорость сохранится и после окончания действия перегрузки приземления. Во избежание удара кресла о конструкцию СА эту относительную скорость необходимо гасить. Для этой цели служат вспомогательные амортизаторы – демпферы относительной скорости кресла и угловой скорости амортизаторов, которые должны быть включены в конструкцию кресла.

Отметим, что подобная схема без уравнивающего механизма теоретически имеет две степени свободы в единственном случае, когда положение равнодействующей сил обжатия амортизаторов совпадает с положением центра масс системы «человек-кресло».

В действительности центр масс амортизационного кресла с космонавтом находится не в расчетной точке, а внутри эллипсоида, размеры которого зависят от разброса центровки ввиду вариаций антропометрических и массовых характеристик человека. Положение равнодействующей сил по амортизаторам также варьирует в пределах допусков на номинальное усилие обжатия амортизатора. В результате формируется эксцентриситет (Δ) и момент равнодействующей сил по амортизаторам относительно реального положения центра масс СЧК.

Под действием момента сил в процессе посадочного удара без использования уравнивающего механизма может развиваться вращение СЧК относительно центра масс. В этом случае скорость обжатия амортизаторов будет различной: на амортизаторе, где за счет вращения кресла относительно центра масс скорость обжатия больше, произойдет удар в конце хода, а второй амортизатор обожмется не полностью.

Т.е. в действительности, без уравнивающего механизма, рассматриваемая кинематическая схема имеет не две, а три степени свободы, что затрудняет ее использование в СА с ограниченными размерами гермокабины.

Изложенные выше замечания в полной мере относятся и к случаю подвески амортизаторов на сферических шарнирах.

При достаточно больших размерах гермокабины СА за счет запасов хода амортизаторов и большого момента инерции СЧК подобная схема может быть вполне работоспособна, как, например, это имело место на амортизированной платформе КК «Аполлон» (см. выше гл. 2).

Одно из технических решений проблемы обеспечения равномерного обжатия амортизаторов – кинематическое замыкание концов амортизаторов дополнительным уравнивающим параллелограммным механизмом, назначение которого – исключить возможность вращения кресла относительно собственного центра масс. В этом случае плоская схема амортизации действительно будет иметь только две степени свободы – вращение относительно точек подвеса амортизаторов и линейное движение вдоль амортизаторов.

При наличии уравнивающего механизма сохраняется параллельность осей обоих амортизаторов при их обжатии, поворот амортизаторов по линии действия инерционной силы будет происходить синхронно, и амортизаторы будут обжиматься равномерно.

Отметим, что амортизационное кресло СА «Восход» имело именно такую кинематическую схему с возможностью поворота амортизаторов в плоскости симметрии кресла. (рис.6.9). Использование в уравнивающем

механизме двух стержней, каждый из которых работает только на растяжение, позволяет снизить массу уравнивающего механизма.

6.6. Конструкция амортизационного кресла.

6.6.1. Состав.

В состав амортизационного кресла входит:

- каркас, включая спинку, сиденье, подголовник, боковые балки-опоры, подножку (опора для ног);
- ремни и замки системы фиксации;
- ложемент;
- рукоятка-захват для рук, обычно совмещенная с радиогарнитурой;
- амортизаторы;
- уравнивающий механизм (при наличии);

В ряде случаев каркас кресла используется для размещения рукояток управления космическим кораблем.

Примеры конструктивных решений амортизационного кресла и отдельных его узлов показаны на рис. 2.9; 2.11 и 6.8.

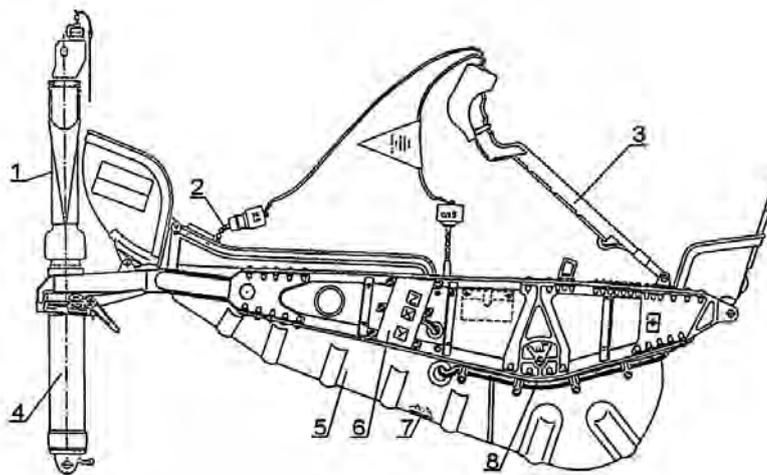


Рис. 6.8 Амортизационное кресло «Казбек» космического корабля «Союз»; показано в опущенном полетном положении; 1 – кожух амортизатора; 2 – жгут связи; 3 – центральная ручка; 4 – амортизатор; 5 – каркас кресла; 6 – кронштейн с датчиками перегрузки; 7 – ложемент; 8 – жгут для измерений физиологических параметров [13].

6.6.2. Каркас кресла.

Каркас кресла представляет собой конструкцию типа открытой оболочки, усиленной профилями жесткости. Все элементы каркаса должны иметь высокую жесткость, особенно подголовник, во избежание воздействия на человека дополнительных упругих сил, связанных с деформациями каркаса при посадочном ударе.

Боковые балки-опоры выполняют не только функцию обеспечения прочности и жесткости кресла, но также служат элементами системы фиксации - боковыми ограничителями туловища, защищающими тело космонавта от смещения и деформаций в боковой плоскости при действии ударных перегрузок приземления, включая случай перекачивания СА по грунту при посадке с ветровым сносом.

Аналогичную функцию выполняет глубокий подголовник. Угол наклона подголовника к плоскости спинки составляет около 12° [13].

К каркасу монтируются все остальные элементы кресла: система фиксации, ложемент космонавта, амортизаторы, электрорадиогарнитура.

6.6.3. Система фиксации.

Система фиксации предназначена для обеспечения плотной фиксации тела космонавта к ложементу и каркасу кресла с целью сохранения заданной позы космонавта в кресле, чтобы обеспечить переносимость перегрузок на всех этапах полета, включая ударные перегрузки при посадочном ударе.

В состав системы фиксации входят:

- поясные ремни,
- плечевые ремни,
- наколенники, прижимающие бедро (таз) и голень к креслу.

Система фиксации рассчитывается на воздействие перегрузок, приложенных по любому направлению, в том числе отрицательных перегрузок “спина-грудь” и “таз – голова”.

Система фиксации имеет замки, позволяющие космонавту самостоятельно зафиксировать себя в кресле, как в условиях воздействия гравитации, так и в невесомости.

Центральный замок привязной системы, расположенный на теле космонавта вблизи солнечного сплетения, должен иметь минимальный вес и специальную подкладку, распределяющую давление от замка при воздействии ударной перегрузки «грудь-спина» при приземлении.

Необходимо иметь в виду, что в случае применения в составе кресла амортизирующего ложемента в момент посадочного удара просадка тела космонавта вместе со стеклопластиковой оболочкой ложемента относительно каркаса кресла может достигать ≈ 40 мм.

Если ремни привязной системы закреплены к каркасу кресла, то в момент посадочного удара вследствие просадки ложементов в ремнях системы фиксации появится слабина, что снизит эффективность системы фиксации.

Под действием перегрузки, при некоторых комбинациях компонентов вектора ударной перегрузки приземления, кратковременное ослабление системы фиксации может привести к дополнительной деформации туловища космонавта и увеличению кивка головы.

Если ремни привязной системы закреплены к стеклопластиковой оболочке ложементов, отмеченного эффекта ослабления ремней в момент посадочного удара не будет. Однако в этом случае в конструкцию кресла необходимо вводить специальную систему крепления ложементов к каркасу кресла, не препятствующую амортизационному ходу ложементов.

6.6.4. Ложемент.

Ложемент космонавта устанавливается между телом космонавта и каркасом кресла.

Внешний вид ложементов космонавта показан на рис. 2.11. Ложемент выполнен в индивидуально профилированном по телу космонавта варианте. Обычно материал ложементов – вспененный жесткий синтетический материал, обладающий высокой технологичностью. Изнутри ложемент покрыт тонким слоем поролона и оклеен по всей поверхности тканью.

В практике создания амортизационных кресел нашли применение два типа ложементов.

Так, на КК «Восход» и «Меркурий» был установлен жесткий ложемент, изготовленный индивидуально для каждого космонавта по гипсослепке опорной поверхности тела (голова, спина, таз). Индивидуально моделированный ложемент позволяет равномерно распределить нагрузки по поверхности тела космонавта, что весьма важно для улучшения переносимости перегрузок входа в атмосферу.

Кроме того, в сочетании с системой фиксации индивидуально моделированный ложемент выполняет роль корсета («наружного скелета»). Такой ложемент повышает продольную жесткость тела человека, уменьшает деформации (просадки) тела при воздействии ударных перегрузок, помогает лучше переносить человеку ударные перегрузки. Однако использование индивидуального ложементов связано с рядом эксплуатационных трудностей. Например, при замене членов экипажа КК необходимо менять и индивидуальные ложементы.

На КК «Союз» индивидуально моделированный ложемент был выполнен в двухслойном варианте. Описание индивидуально моделированного двухслойного амортизационного ложементов изложено в гл. 5. Амортизационные характеристики двухслойного ложементов обсуждаются в п. 6.7.

Отметим, что в случае длительного нахождения на орбите происходит старение и повышение жесткости амортизационного слоя двухслойного ложемент, что ухудшает противоударные свойства ложемент и может потребовать его периодической замены

На КК “Аполлон” был применен второй тип ложемент - упрощенный ложемент виде специальной опорной сетки. Необходимость в индивидуальном ложементе отпала в связи с двумя основными обстоятельствами:

- наличием аэродинамического качества у СА и соответственно меньшими значениями перегрузок входа в атмосферу;

- большими располагаемыми ходами амортизации кресла и амортизации корпуса СА и соответственно сравнительно более низким уровнем перегрузок аварийного приземления.

6.7. Амортизаторы удара однократного применения. Свойства.

6.7.1. Требования к амортизаторам.

Амортизаторы кресла, устанавливаемые на борту спускаемого аппарата КК, должны иметь возможно меньший вес и объем при максимальной энергоемкости. Следует отметить, что для КК это требование, в общем случае выдвигаемое к любому агрегату летательного аппарата, имеет особую значимость.

Амортизаторы должны сохранять работоспособность и быть готовыми к восприятию посадочного удара без специальной проверки и регулировки в течение нескольких месяцев (иногда нескольких лет) после их установки на борт СА, включая случай длительного нахождения в вакууме.

Это требование связано с особенностями эксплуатации пилотируемых КК. Период, проходящий с момента монтажа амортизаторов в СА и до момента их использования, включает в себя сборку СА, предполетные проверки и полет, который может длиться несколько месяцев. В течение всего этого времени доступ к амортизаторам, из-за особенностей компоновки СА, обычно затруднен. Необходимость их регулировки, подзарядки и т.п. в этот период может существенно усложнить эксплуатацию пилотируемого СА в целом.

В ряде случаев в соответствии с программой полета СА может подвергаться разгерметизации, длительное время находится в режиме дежурства на орбите и т.п. Амортизаторы должны сохранять полную работоспособность после длительного пребывания в вакууме при высоких и низких температурах, после воздействия проникающей радиации и других специфических условий космического пространства.

Одно из основных требований, которому должны также удовлетворять амортизаторы, состоит в необходимости сохранения заданного усилия при обжатии с различными начальными скоростями.

Во всех случаях штатной и аварийной посадки уровень перегрузок на кресле космонавта, выбранный исходя из их переносимости человеком, не должен превзойти заданную величину, а это возможно лишь в том случае, если усилие амортизации не зависит от скорости нагружения.

Кроме перечисленных специальных требований, амортизаторы должны удовлетворять обычным техническим требованиям к механизмам подобного назначения. Это, в частности, требования по надежности работы, стабильности характеристик амортизации и т.п.

Как показали исследования, всему комплексу изложенных требований в настоящее время лучше всего отвечают сухие амортизаторы одноразового действия, работающие на принципе разрушения конструкционного материала (или его пластической деформации) при ударе.

В качестве разрушающихся конструкций используются соты из металлической фольги, бальзовая древесина, пеноматериалы различных типов, конструктивные элементы (металлические трубы и др.).

Конструкция амортизатора должна содержать также специальный замок фиксации обратного хода.

При посадочном ударе и обжатии амортизатора кресло под действием инерционных сил прогибается подобно балке на двух опорах и накапливает упругие деформации. После остановки под действием упругих сил кресло резко за короткое время соответственно периоду собственных колебаний возвращается в исходное недеформированное положение. Может произойти подброс кресла с космонавтом вверх по амортизаторам с последующим повторным ударом об элементы сработавшего амортизатора.

В случае перекатывания СА по грунту с повторными ударами о грунт без фиксации амортизатора в сработанном положении кресло с космонавтом может быть отброшено в верхнее исходное положение с последующим ударами об элементы амортизатора.

Назначение замка фиксации обратного хода амортизатора – исключить отмеченные недопустимые явления и нагрузки.

Следует заметить, что замок фиксации обратного хода должен обеспечить надежную фиксацию кресла в момент его остановки на амортизаторе с допустимым люфтом не более 1...2 мм.

6.7.2. Сотовые амортизаторы удара.

Схема амортизатора подобного типа показана на рис **6.9**. Из сот, изготовленных из алюминиевой фольги, вырезан цилиндр, смонтированный на плунжерной паре. При ударе и сжатии плунжерной пары происходит разрушение сот, за счет чего и рассеивается кинетическая энергия

амортизируемого объекта. По такой схеме были построены амортизаторы платформы космонавтов на КК “Аполлон”. Особенностью сотовых амортизаторов является сохранение постоянного по ходу усилия при деформации сот.

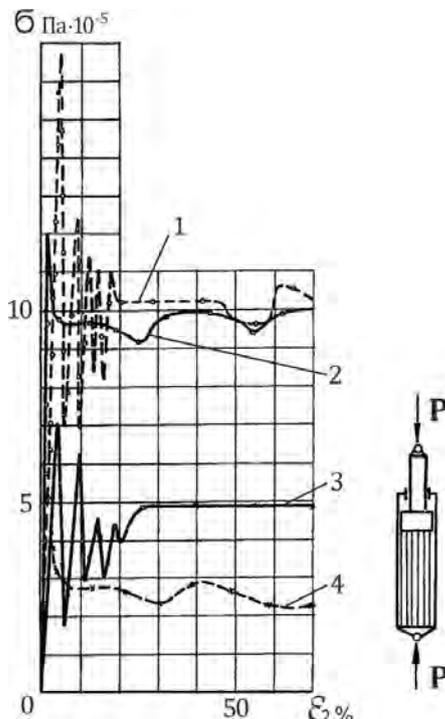


Рис. 6.9. Типовые диаграммы деформации сотовых амортизаторов [147]

1; 2 – соответственно динамическое и статическое нагружение сот из алюминиевой фольги толщиной 0,08 мм с шестигранной ячейкой 5,5мм;

3; 4 – динамическое и статическое нагружение сот из фольги толщиной 0,04мм с шестигранной ячейкой 5,5мм.

На рис. 6.9 показаны характерные диаграммы сжатия сот.

При относительном сжатии до $\approx 80\%$ напряжения сжатия сот сохраняется практически постоянным. На начальном упругом участке кривой деформации имеется характерная пика. Связано это с величиной начального напряжения сжатия, при котором соты теряют устойчивость и образуется первая волна деформации. После потери устойчивости и образования первой волны под нагрузкой соты складываются геометрически правильной гармошкой; при этом дальнейшая деформация происходит при постоянном напряжении.

Начальная пика на кривой сжатия сот $\sigma(\varepsilon)$ устраняется предварительной технологической операцией – обжатием блока сот на 1-5 мм.

Суммарная сила на сжатие сотового блока пропорциональна площади сот.

Усилие обжатия сотового амортизатора вычисляется по формуле:

$$P_{\text{ам}} = \sigma S; \text{ где}$$

σ – напряжение [Па] при пластической деформации сот (после снятия пикового напряжения);

S - деформируемая площадь сот;



Рис. 6.10 Фрагмент сотового амортизатора после обжатия.

Напряжение и суммарная сила при пластической деформации сот существенно зависят от геометрических размеров и формы ячейки сот, толщины фольги и типа клея, который был использован в процессе изготовления сот (рис. 6.9). При некоторых сочетаниях геометрических и жесткостных параметров напряжения при деформации сот в случае динамического приложения силы могут быть выше, чем соответствующие напряжения при статическом нагружении. В связи с этим сотовые амортизаторы должны подвергаться обстоятельному экспериментальному исследованию.

Помимо сотовых амортизаторов плунжерной схемы находят применение сотовые амортизаторы, изготовленные в виде отдельных блоков, как например, сотовые амортизаторы корпуса СА КК “Аполлон” (рис. 2.18) или сотовые амортизаторы, установленные под креслом космонавта КК “Меркурий” (рис. 2.15). При нагружении свободно установленного блока сот силой, параллельной продольной оси ячейки сот (рис. 6.11), их деформация протекает так же, как и в случае их использования в составе плунжерного амортизатора. При увеличении угла между направлением нагружения и продольной осью ячейки сот сверх $5^{\circ} - 7^{\circ}$ начинается общая потеря устойчивости сотового блока, его сопротивление деформации быстро падает. Следует заметить, что общая устойчивость свободного блока

сот сохраняется до углов $5-7^\circ$ в случае, если отношение высот блока к характерному размеру его основания лежит в пределах

$$\bar{a} = \frac{a}{b} \leq 1,5 \div 1,8$$

где a - высота блока;

b - сторона квадрата основания.

Для расширения диапазона углов, в котором свободные блоки сотовых амортизаторов сохраняют общую устойчивость, используются блоки, которым придана форма полуцилиндра (рис. 6.11).

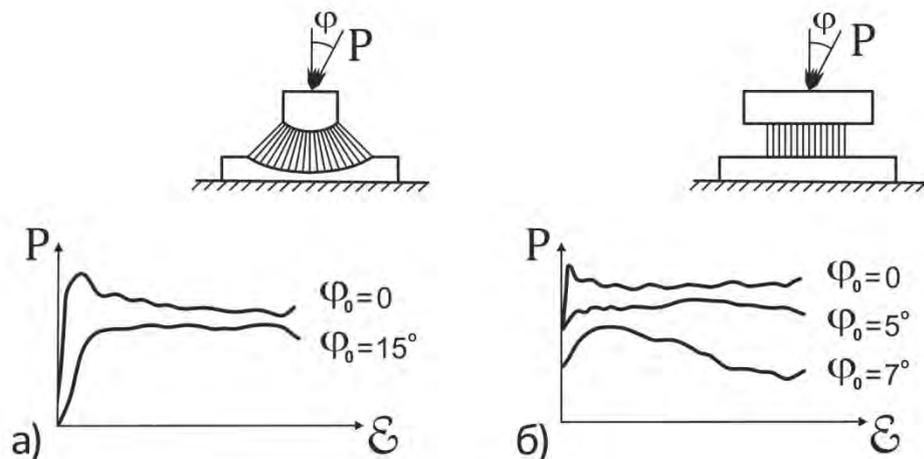


Рис. 6.11. Характеристики сотовых амортизаторов при нагружении их силой, направленной под углом к оси ячейки сот: а – полуцилиндр; б – прямоугольный блок.

Для амортизации удара используются также элементы конструкции, выполненные в виде трехслойных панелей с сотовым наполнителем.

В составе трехслойных панелей соты деформируются нормированным образом в том случае, если нагрузка отклоняется от нормали к поверхности панели не более чем на $\approx 5^\circ$.

6.7.3. Пенопластовые амортизаторы.

В ряде случаев представляет интерес применение пористых пенопластов в качестве амортизаторов. На рис. 6.12 приведены характерные кривые сжатия пенопластов. Преимуществом пенопластовых амортизаторов является их изотропность и малый вес. В то же время пенопластовые амортизаторы обладают значительной остаточной упругостью, увеличивающей в ряде случаев скорость отскока системы при ударе. Их амортизирующие свойства зависят от температуры. При пониженных температурах жесткость пенопластов возрастает.

Важным фактором, который необходимо учитывать при использовании пенопластов в качестве амортизаторов удара, является эффект старения пенопластов с течением времени. При старении жесткость пенопластов может существенно (на 100%... 200% и более) измениться, что может привести к необходимости регулярной замены подобных пенопластовых амортизаторов на борту СА. Естественно, для СА, находящегося на орбите в длительном полете, необходимость регулярной замены пенопластовых амортизаторов удара создает дополнительные технологические проблемы

Усилие обжатия амортизатора с использованием пенопласта вычисляется по формуле:

$$P_{ам} = \sigma S; \text{ где}$$

σ – напряжения [Па] при пластической деформации пенопласта;

S - деформируемая площадь пенопласта.

С той же целью, что соты и пенопласты, применяется бальзовая древесина, микроструктура которой весьма сходна с пенопластами.

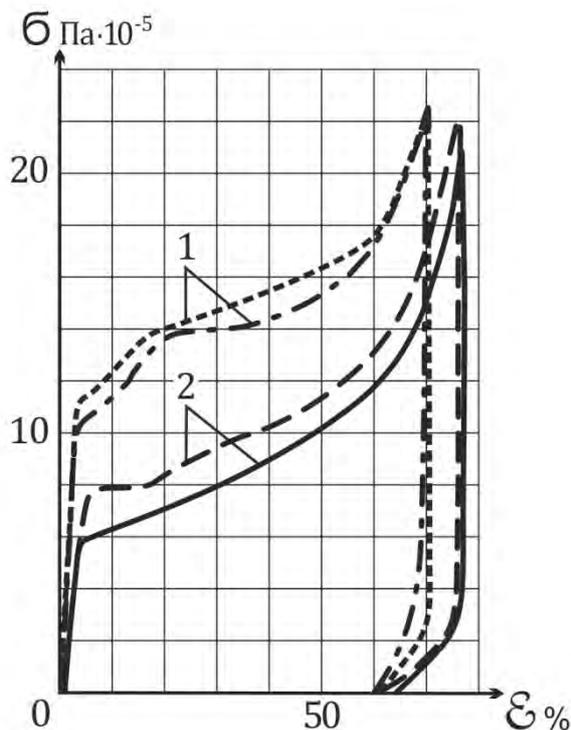


Рис. 6.12. Диаграммы деформации пенопластов при температуре 20°C: 1 – ПХВ-1; 2 – ПС-4 [147].

6.7.4. Амортизаторы удара на основе разрушающейся конструкции.

В качестве амортизаторов удара одноразового действия успешно используются разрушающиеся трубчатые конструкции [6]. Амортизатор в этом случае представляет собой плунжерную пару, состоящую из трубы и пуансона конической формы (рис.6.15). При ударе труба надвигается на пуансон. При упруго-пластической раздаче трубы пуансоном происходит ее деформация, сопровождающаяся поглощением работы.

Следует иметь в виду, что амортизатор такого типа работает при напряжениях в материале трубы, которые могут лежать в зоне предела текучести, за пределом упругости материала.

Подобные конструкции надежно работают только в том случае, когда рационально выбран материал трубы и имеется должный запас пластичности материала трубы относительно упруго-пластической деформации трубы при внедрении пуансона.

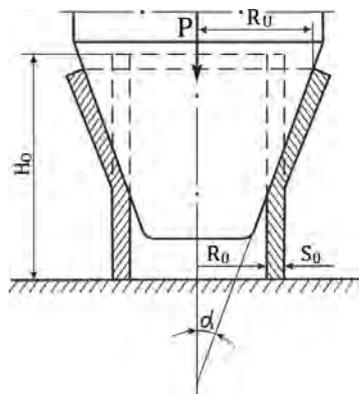


Рис. 6.13 Схема деформации трубы коническим пуансоном. [6; 174;177; 178].

P – продольное усилие по амортизатору; H_0 – начальная длина деформируемой трубы амортизатора; $(R_u - R_0) / R_0$ – относительная деформация трубы амортизатора; S_0 – начальная толщина стенки деформируемой трубы; α – угол конусности пуансона.

Отметим, что для устойчивой работы пары «пуансон-труба» на пуансон наносится специальная смазка, устойчивая к испарению в условиях длительного космического полета, включая случай длительного пребывания в вакууме.

Поскольку амортизатор кресла космонавта относится к аварийно – спасательной системе, к нему предъявляются повышенные требования по надежности.

Один из видов риска отказа амортизатора – разрушение трубы при ее пластической деформации в процессе посадочного удара из-за дефектов металла трубы на кристаллическом уровне. Подобный дефект, если он существует, обычно не проявляется при нагрузках, лежащих ниже предела упругости материала, но может проявиться при пластических деформациях.

Для обеспечения надежности конструкция подобного амортизатора требует тщательной конструкторской и технологической проработки, включая экспериментальную отработку. В ряде случаев в целях повышения надежности амортизатора вместо трубы применяется набор колец; случайное разрушение одного из колец не приводит к отказу амортизатора.

По подобной схеме может производиться также резание трубы пуансоном специальной формы. В этом случае должно быть проработано и проверено в эксперименте влияние скорости резанья на характеристики амортизатора при всех расчетных скоростях штатного и аварийного приземления.

К недостаткам амортизаторов типа «пуансон-труба» следует отнести сложность регулировки усилия обжатия, что бывает необходимо в случае размещения в амортизационном кресле космонавтов с предельно малой или предельно большой массой.

В целях обеспечения регулировки усилия обжатия амортизатора на некоторых типах амортизационных кресел пуансон амортизатора выполняется в виде цилиндра с набором выступающих за контур цилиндра шариков. Усилие обжатия реализуется за счет деформации трубы шариками.

Оперативная регулировка усилия обжатия, например, при смене экипажа и настройке амортизатора для космонавта с большой массой, достигается за счет изменения числа шариков в пуансоне [8].

На рис. 6.14 показаны коэффициенты полноты диаграммы амортизаторов некоторых типов.

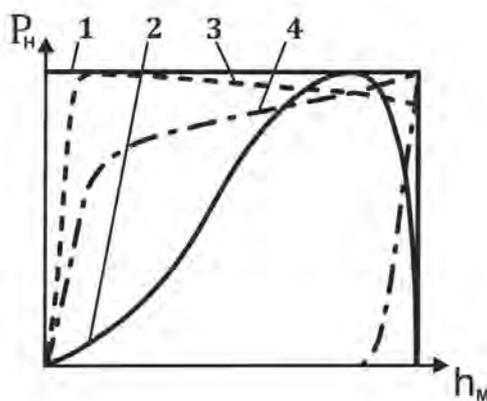


Рис. 6.14. Коэффициенты полноты диаграммы различных амортизаторов:
 1; $\eta = 1$; 2; $\eta = 0,5 \div 0,6$ (пневмоамортизатор); 3; $\eta = 0,85 \div 0,9$ (соты);
 4; $\eta = 0,7 \div 0,75$ (пенопласты)

6.7.5. Амортизационный ложемент. Выбор характеристики $P(y)$.

Выше в гл.5 было показано, что, в соответствии с законом «Темп – Доза», допустимая для человека доза ударной перегрузки растет с уменьшением темпа (скорости) нарастания перегрузки. Амортизирующий ложемент имеет своим назначением снизить скорость нарастания ударной перегрузки, действующей на человека, независимо от ее амплитуды.

В качестве примера выбора амортизирующей характеристики ложемента рассмотрим следующую задачу.

На СЧК, имеющую начальную скорость (V_0) и массу (m), действует ударная перегрузка с диаграммой в форме прямоугольного треугольника с постоянной скоростью нарастания перегрузки (\dot{n}_1) = Const.

Требуется определить:

1. Какой вид имеет характеристика амортизатора, обеспечивающего условие (\dot{n}_1) = Const.
2. Как изменить характеристику амортизатора для увеличения безопасной дозы перегрузки ΔV с величины ΔV_1 , которая соответствовала заданной начальной величине (\dot{n}_1), до большей величины ΔV_2 ($\Delta V_2 > \Delta V_1$), которой будет соответствовать новое уменьшенное значение скорости нарастания перегрузки (\dot{n}_2).

Под характеристикой амортизатора $P(y)$ будем иметь в виду зависимость усилия амортизатора (P) от деформации амортизатора (y).

В изложенной постановке уравнение движения будет иметь вид:

$$m(d^2y/dt^2) = G - P; \quad \text{где}$$

$$P = nG = ngm; \quad n = \dot{n}t;$$

n – перегрузка на массу (m); t – время;

Примем: $(d^2t/dt^2) \gg g$;

После преобразований:

$$y = - g\dot{n}t^3/6 + V_0t;$$

После подстановки: $t = P/\dot{n}G$;

$$y = (g/6\dot{n}^2G^3)P^3 + (V_0/\dot{n}G) P;$$

Полученное выражение позволяет решить поставленную задачу:

- исходным данным (\dot{n}_1) и (V_1) будет соответствовать кривая $P_1(y_1)$,

- измененным данным (\dot{n}_2) и (V_2) будет соответствовать кривая $P_2(y_2)$ (рис. 6.15).

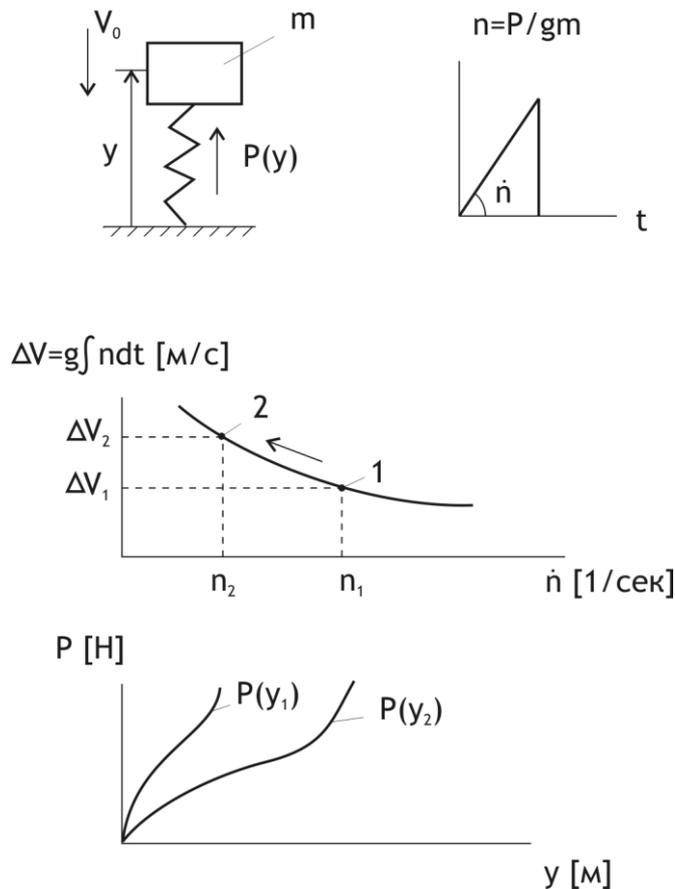


Рис.6.15. Выбор характеристики амортизирующего ложемента.

При выборе материала, который обеспечит заданные амортизирующие характеристики ложемента, необходимо принимать во внимание эффект старения пенопласта, если таковой используется в конструкции ложемента.

6.7.6.. Потребный ход и усилие обжатия амортизатора.

Исходными данными для расчета потребного хода и усилия обжатия амортизатора служит диаграмма ударной перегрузки приземления на корпусе СА.

Очевидно, что чем выше допустимое значение перегрузки, тем меньше будет потребный ход амортизации.

Для конкретной кинематической схемы амортизации кресла, параметров СА и эллипса рассеивания условий посадки потребный ход и усилие обжатия амортизатора выбираются по результатам расчетов с последующей экспериментальной проверкой выбранных параметров.

Если выбранная (или заданная) диаграмма перегрузки на кресле относится к категории предельно-допустимой для человека при фиксированном значении усилия обжатия амортизатора в случае

расположения в кресле легкого космонавта на него может действовать перегрузка, превышающая допустимую.

В случае расположения в кресле тяжелого космонавта на предельных режимах посадки (при максимальной посадочной скорости V_{\max}) располагаемый ход амортизации может быть превышен, что вызовет удар в конце хода амортизатора.

В подобных случаях применяется амортизатор с регулируемым усилием обжатия.

6.8. Выбор амортизационного кресла для СА.

6.8.1. Оптимизация.

Оптимальный выбор амортизационного кресла для СА может быть сделан по двум критериям:

- обеспечение безопасности экипажа в расчетных случаях штатного и аварийного приземления;

- минимизация массы кресла и объема, выделяемого для кресла в СА.

Очевидно, что указанные критерии антагонистичны – чем больший объем выделен для кресла в СА, чем больше массы можно затратить на систему амортизации, тем больше можно сделать ход амортизаторов, тем ниже будут ударные перегрузки приземления, действующие на экипаж и, соответственно, выше будет безопасность экипажа.

При выборе оптимального конструкторского решения используется определенная методика, апробированная на практике при создании амортизационных кресел космических кораблей «Восход» и «Союз».

Структура упомянутой методики схематично показано на рис. 6.16.



Рис. 6.16. Структура работ по выбору оптимального амортизационного кресла СА.

6.8.2. Определения.

6.8.2.1. Диаграмма потребных условий посадки

В гл. 3 рассмотрена методика выбора системы посадки СА с использованием эллипса рассеивания условий посадки. Теоретически наилучшим эллипсом рассеивания условий посадки будет точка с координатами $(\varphi_{\text{пос}}) = 0; (V_{\text{пос}}) = 0$, что соответствует посадке СА с нулевой скоростью и нулевым посадочным углом. В действительности для обычно принятого в инженерных разработках уровня надежности $P \geq 0,997$ эллипс рассеивания будет иметь некоторую площадь; внутри эллипса рассеивания будем иметь $(\varphi_{\text{пос}}) > 0; (V_{\text{пос}}) > 0$.

Для выбранного уровня надежности системы посадки СА эллипс рассеивания можно рассматривать как область условий посадки, внутри которой лежат значения ($\varphi_{\text{пос}}$) и ($V_{\text{пос}}$), безопасные для экипажа как при штатной, так и при аварийной посадке СА. Выбранный эллипс рассеивания условий посадки будем именовать диаграммой потребных условий посадки, безопасных для экипажа СА.

6.8.2.2. Диаграмма располагаемых условий посадки.

Пользуясь результатами предварительной эскизной компоновки (или прототипом СА), задаемся расчетной схемой СА с амортизационным креслом пилота на борту. Примеры таких расчетных схем приведены выше.

Для выбранной расчетной схемы СА и кресла (т.е. при известных геометрии и массе СА, массе и моменте инерции кресла, выбранной кинематической схеме кресла) решается следующая задача.

Рассматривается вертикальный удар о грунт СА с амортизационным креслом пилота на борту с вертикальной скоростью ($V_{\text{пос}}$) и посадочным углом ($\varphi_{\text{пос}}$). Расчет проводится с целью определения компонентов перегрузки, действующих на кресло по осям тела человека: $n_z(t)$ - “голова-таз”, $n_x(t)$ - “грудь-спина” и $n_y(t)$ - “бок-бок”, а так же перегрузок в зоне головы. По результатам расчётов строятся кривые перегрузок $n_x(t)$; $n_y(t)$; $n_z(t)$. Каждой кривой перегрузки дается физиологическая оценка на основе материалов гл.5.

Определяется допустимость для человека условий приземления - скорости ($V_{\text{пос}}$) в сочетании с посадочным углом ($\varphi_{\text{пос}}$), которые проверялись в данном варианте расчета.

Подобные расчеты проводятся для ряда сочетаний скорости ($V_{\text{пос}}$) и угла ($\varphi_{\text{пос}}$). Результаты расчетов заносятся в таблицу вида табл. 3.1.

Таблица 3.1

№ варианта	Посадочная скорость, м/с	Посадочный угол (эффективный посадочный)	Переносимые человеком условия приземления				В целом по данному варианту
			$n_y(t)$	$n_x(t)$	$n_z(t)$	$n_{yг}(t)$	
1	V_1	φ_1	Допустимо	Допустимо	Допустимо	Допустимо	Допустимо
2	V_1	φ_2	Допустимо	Допустимо	Допустимо	Допустимо	Допустимо
3	V_1	φ_3	Недопустимо	Допустимо	Допустимо	Допустимо	Недопустимо
4	V_2	φ_1	Допустимо	Допустимо	Допустимо	Недопустимо	Недопустимо
5	V_2	φ_2	Недопустимо	Недопустимо	Допустимо	Допустимо	Недопустимо

			ТИМО	ТИМО	ТИМО	МО	ТИМО
--	--	--	------	------	------	----	------

По данным таблицы строится график в координатах “посадочная скорость – посадочный угол” (рис. 6.17). Отделяя на графике зону физиологически переносимых человеком режимов приземления от недопустимых сочетаний скорости и посадочного угла СА, мы получим диаграмму, характеризующую пределы применения исследуемой схемы амортизации СА и кресла. Полученная диаграмма называется диаграммой располагаемых условий посадки СА.

6.8.3. Методика.

Совместив диаграмму располагаемых условий посадки с диаграммой потребных условий посадки (для выбранного уровня надежности), можно дать оценку пригодности исследованной в расчете (или в испытаниях) схемы амортизации кресла и СА.

Безопасность экипажа будет обеспечена, если диаграмма располагаемых условий посадки будет перекрывать диаграмму потребных условий посадки (рис. 6.19).

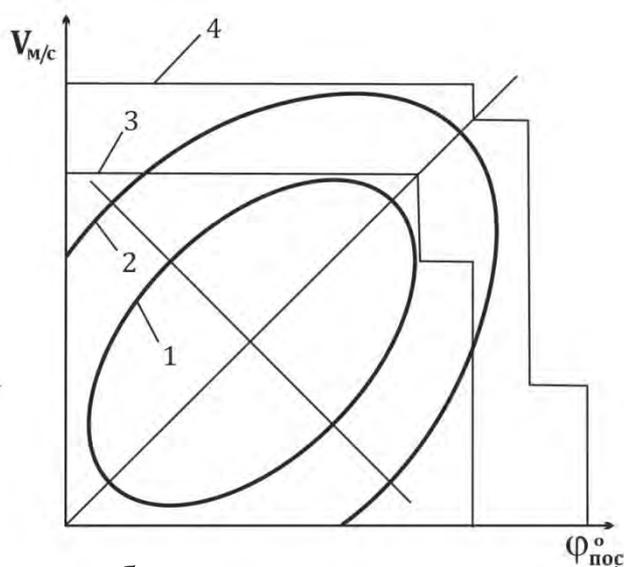


Рис. 6.17. Диаграммы потребных и располагаемых условий посадки.
 Потребные: 1 - для уровня надежности P_1 ; 2 - для уровня надежности P_2 ; ($P_2 > P_1$). Располагаемые: 3 - для уровня надежности P_1 ; 4 - для уровня надежности P_2 .

Если располагаемая диаграмма условий посадки, полученная в расчете или в испытаниях для выбранной схемы амортизации СА и кресла и заданного уровня надежности P_1 , не перекрывает потребную диаграмму

условий посадки, необходимо выбрать другую схему амортизации СА и кресла (или другую, более совершенную систему ПРСП) и повторить расчет.

Например, если амортизационное кресло совместно с СА обеспечивает безопасные для экипажа ударные воздействия при посадке в области, ограниченной зоной 3 рис. 6.17, а система посадки обеспечивает приземление СА в области, ограниченной зоной 2 (для заданного уровня надежности) рис. 6.19, то выбранная схема амортизации должна быть заменена на другую, более совершенную с тем, чтобы соответствующая новой схеме амортизации диаграмма располагаемых условий посадки перекрывала зону 2.

Альтернативное решение той же задачи – применение на СА другой, более совершенной системы посадки, которая обеспечит меньший по площади эллипс рассеивания, укладываемый внутри располагаемой диаграммы условий посадки для выбранной схемы амортизационного кресла.

Выбор схемы и параметров амортизационного кресла существенно зависит также от общей схемы построения системы посадки СА. При выборе компоновки амортизационного кресла независимо от схемы амортизации приходится решать ряд вопросов, общих для всех схем. К ним относятся выбор положения кресла в СА, выбор позы и ряд других.

Положение кресла в СА определяется следующими факторами:

- ориентацией вектора перегрузки приземления относительно связанных осей СА;
- расположением пультов, иллюминаторов и приборов, обслуживаемых пилотом со своего рабочего места;
- располагаемыми габаритами кабины СА;
- типом применяемого снаряжения (скафандр, полетный костюм и т.п.).

При компоновке амортизационного кресла в СА следует учитывать условия эксплуатации оборудования, расположенного в СА. Так, иногда приходится делать кресла легкоъемными для обеспечения доступа к приборам, расположенным под креслами.

В ряде случаев систему амортизации кресел целесообразно оборудовать системой подъема. При этом в течение всего времени полета кресла могут находиться в нижнем опущенном положении. В верхнее рабочее положение кресла взводятся непосредственно перед приземлением, как сделано на корабле «Союз». Применение механизма подъема позволяет более рационально использовать полезный объем кабины СА.

Следует учитывать также, что масса оборудования СА и занятый им объем внутри и вне СА неравноценны. Неравноценны и места расположения кресел и амортизаторов в СА, так как центровка СА обычно задана.

Таким образом, выбор оптимальной амортизации СА представляет собой достаточно сложную задачу, для решения которой необходим значительный объем вычислений, а также глубокая проработка кинематики и конструкции

амортизации, увязка ее с конструкцией системы посадки и общей компоновкой СА.

6.9. Выбор угла установки кресла в СА.

Основной расчетный случай для выбора углового положения кресла в СА - аварийный вход СА в атмосферу. В этом случае экипаж подвергается воздействию максимальных длительно-действующих перегрузок, достигающих величин порядка 25...26 ед.

Как показали целенаправленные исследования [13] для обеспечения переносимости экипажем таких перегрузок угол между спинкой кресла (продольной осью позвоночника) и вектором суммарной перегрузки торможения СА должен составлять 78° ... 80° (рис. 6.18).

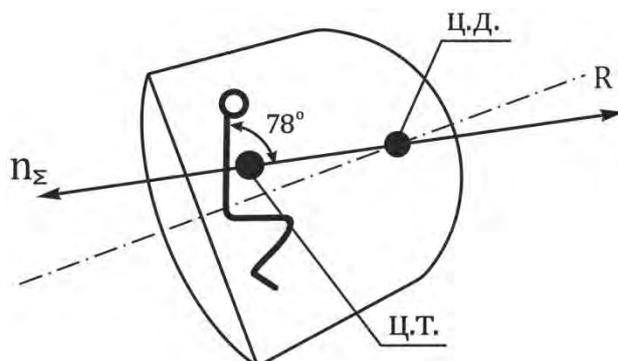


Рис. 6.18. Схема сил и поза космонавта при входе СА в атмосферу [67].

В этом случае на этапе контакта СА с грунтом при симметричном подвесе СА к парашюту (рис. 2.9) угол наклона спинки кресла к горизонтальной плоскости грунта будет составлять около 20° .

На СА «Союз», в связи с конструктивными особенностями компоновки кабины, перед посадкой амортизатор кресла, установленный в зоне подголовника кресла, из опущенного полетного положения взводится в посадочное положение и одновременно поворачивает кресло на угол около 10° , так что перед контактом с грунтом угол наклона спинки кресла к горизонтальной плоскости в номинальном случае составляет около 30° . При ударе СА о грунт и срабатывании амортизатора на полный ход кресло опускается на примерно на 10° .

Следует отметить, что, помимо конструктивных ограничений, один из критериев выбора угла наклона спинки к связанным осям СА состоит в

оценке травмоопасности компоненты ударной перегрузки приземления «таз-голова» при посадочном ударе. В случае приземления СА с наклоном в сторону подголовников кресел компонента ударной перегрузки «таз-голова» при малых углах наклона спинки (20° и меньше) может достигать критических для человека значений, что требует детального анализа.

При несимметричном подвесе СА к парашюту, как например, на СА «Аполлон» (рис. 2.18), угол подвеса СА к парашюту выбирается с учетом угла 78° (рис. 6.18), а также хода обжатия амортизаторов кресла. Один из критериев – положение кресла в СА должно быть благоприятным для переносимости человеком ударных перегрузок приземления.

6.10. Особенности использования амортизационного кресла в составе спускаемого аппарата, оборудованного внешней амортизацией.

На космических аппаратах нашли применение три типа внешних амортизаторов:

-амортизаторы, построенные на основе разрушающихся конструкций, например, сотовый блок из металлической фольги, включенный в конструкцию днища СА «Аполлон» (рис. 2.18);

-мягкий пневмобаллон, примененный, например, на СА «Меркурий» (размещенный между теплозащитным экраном и днищем СА рис. 2.15);

-стоечные рычажные амортизаторы типа применявшихся на лунных кабинах [105].

На СА «Аполлон» внешние амортизаторы были предназначены для снижения ударных перегрузок на корпусе СА при аварийном приземлении. На случай посадки с повышенной скоростью, а также с большими посадочными углами СА «Аполлон», кроме внешних амортизаторов, был оборудован амортизированной платформой, на которой размещались три космонавта. Платформа имела пространственную (с 6-ю степенями свободы) шарнирную подвеску к СА с ходом амортизации ≈ 350 мм.

На СА «Меркурий» пневмобаллон использовался для снижения перегрузок на корпусе СА как при штатном приводнении, так и при аварийном приземлении. Поскольку энергоемкость пневмобаллона резко снижается при косом ударе СА о грунт, на СА было дополнительно установлено амортизационное кресло с ходом около 180мм, рассчитанное на защиту космонавта от ударных перегрузок, которые на корпусе СА при аварийном приземлении достигали ≈ 90 ед.

Отметим, что как на СА «Аполлон», так и на СА «Меркурий» допускалось опрокидывание СА при косом ударе о грунт, поскольку СА был рассчитан на однократное применение.

Выше в гл.3, п.3.1 кратко рассмотрен проект нового российского многоцветного СА с ДМП управляемой тяги, где планируется применить внешнюю амортизацию корпуса СА в виде стоечных амортизаторов.

Штатная посадка СА планируется на заранее выбранные площадки. В этих случаях при сохранении на корпусе СА заданных перегрузок приземления может быть обеспечено многоцветное использование СА.

Представляет интерес анализ возможных расчетных аварийных случаев посадки такого СА.

Отметим, что полный анализ расчетных аварийных случаев посадки для СА с управляемой силой тяги ДМП и внешней амортизацией в виде стоечных шасси выходит за рамки данной книги. Можно для примера рассмотреть лишь некоторые аварийные ситуации, известные из практики эксплуатации пилотируемых КЛА и других ЛА.

1. Авария на старте. В этом случае траектория АДУ и СА заранее известны и посадка СА на заранее выбранную площадку не представляет проблемы.

2. Авария на участке выведения на орбиту. В этом случае возможные площадки для посадки СА распределяются на весьма большой территории, протяженностью сотни и тысячи километров. Поскольку СА конической формы имеет аэродинамическое качество порядка 0,3...0,5 отклонение точки посадки от расчетной может составить десятки и сотни км. [71; 140].

В этих условиях высока вероятность посадки СА на неподготовленную площадку, которая может иметь достаточно сложный рельеф. Соответственно, возможность аварийного опрокидывания СА с воздействием на экипаж значительных ударных перегрузок приземления подлежит вероятностной оценке.

3. Частичный или полный отказ системы раскрытия посадочного шасси. В этом случае также возможно воздействие на экипаж больших ударных перегрузок приземления при контакте СА с грунтом.

4. Баллистический спуск с орбиты. В этом случае также, как и при аварии на участке выведения, СА может приземлиться на неподготовленную площадку со сложным рельефом с соответствующими последствиями.

Из предварительного анализа видно, что СА с внешней амортизацией типа стоечных шасси в целях обеспечения безопасности экипажа в расчетных аварийных случаях посадки должен быть оборудован системой внутренней амортизации – амортизационными креслами. Как видно из [71; 140], в проекте СА вполне обосновано предусмотрено использование амортизационных кресел космонавтов (рис. 3.4).

Параметры амортизационных кресел в составе СА рассмотренного типа могут быть выбраны на основе материалов, изложенных в данной книге.

Глава 7. Испытания амортизационного кресла.

7.1. Постановка задачи.

Полноценные испытания амортизационного кресла и системы посадки СА в целом – главная гарантия безопасности экипажа на этапе посадки.

Основополагающим документом как для проектирования кресла, так и для построения всей системы испытаний служит Техническое задание на амортизационное кресло.

На основании ТЗ разрабатывается перечень всех видов испытаний, которые распадаются на ряд этапов [148].

Создаются документы по организации испытаний, включая программу наземных и летных испытаний, приказ на формирование испытательной бригады с формулировкой функциональных обязанностей каждого специалиста и др.

Разрабатывается методика наземных и летных испытаний, включая выбор испытательных стендов, методику создания и измерения ударных перегрузок, выбор испытательных манекенов, требования к летающей лаборатории.

Конечная цель испытаний амортизационного кресла - подтвердить соответствие его основных параметров техническому заданию (ТЗ).

7.2. Общая структура работ по экспериментальной отработке амортизационного кресла.

Ниже рассматриваются виды испытаний, которым подвергается амортизационное кресло, этапы испытаний, а также организация испытаний [148].

7.2.1. Виды испытаний.

Основные виды испытаний амортизационного кресла приведены в табл. 7.1.

Виды испытаний амортизационного кресла.

Табл. 7.1.

№п/п	Наименование испытаний	Примечание
1	Прочностные: -на статическую прочность; -на воздействие линейных перегрузок выведения, штатного и аварийного спуска с орбиты; -на воздействие перегрузок от АДУ САС; -на воздействие ударных перегрузок штатного и аварийного приземления;	С проверкой функционирования после воздействия перегрузок
2	Вибрационные: -на вибропрочность; -на виброустойчивость;	С проверкой функционирования после воздействия
3	Функциональные: -на надежность срабатывания; -ресурсные; -функционирование в невесомости; -электрические проверки; -совместимость с человеком;	Примерки с учетом вариаций антропометрических данных экипажей
4	Барокамерные: -вакуумные; -при избыточном давлении;	
5	Проверка гигиенических характеристик;	
6	Проверка вредных газовыделений;	
7	Воздействие транспортных перегрузок;	
8	Влияние длительного хранения и старения на функциональные характеристики;	амортизационные ложементы, детали из пластмассы;
9	Автономные копровые испытания с манекеном	
10	Автономные копровые физиологические испытания с испытуемыми;	
11	Межведомственные копровые испытания СА с манекеном.	
12	Межведомственные копровые испытания СА с испытуемым .	

13	Межведомственные летные испытания системы посадки СА с амортизационными креслами и манекенами.	
----	--	--

Испытания, приведенные в табл. 7.1, можно разбить на две группы. В группу п.п.1...8 входят испытания, которым подвергаются практически все агрегаты, устанавливаемые на борт пилотируемого корабля.

Группа испытаний п.п.9...13 включает в себя те дополнительные испытания, которые проводятся в целях отработки и контрольной проверки амортизационных кресел космонавта. Испытания проводятся на специальных копровых стендах, где кресло и его агрегаты подвергаются динамическим нагрузкам, соответствующим условиям штатного или аварийного приземления СА. Один из основных вопросов в этих испытаниях – обеспечение подобия условий испытаний нагрузкам, которым кресло и его агрегаты подвергаются при приземлении СА в натуральных условиях.

7.2.2. Этапы испытаний.

Испытания амортизационного кресла подразделяются на следующие этапы.

Поисковые испытания.

При создании Т.З. на кресло проводится анализ штатных и аварийных условий посадки СА, включая обоснование расчетных аварийных случаев, а также выявление характерных нагрузок, возникающих при посадке.

Для получения этих сведений приходится проводить целенаправленные экспериментальные исследования на самых ранних стадиях работ по созданию системы посадки, когда отсутствуют данные о многих существенных параметрах СА и его систем. Так формируется первый этап испытаний - поисковые испытания.

В числе целей поисковых испытаний:

- получение исходных данных для составления техзадания на кресло,
- получение исходных данных для построения математических моделей СЧК при ударе СА о грунт и обеспечение возможности проведения соответствующих прогностических расчетов.

Например, при создании первых отечественных амортизационных кресел космонавтов были проведены поисковые копровые испытания с целью оценки уровня перегрузок и характерных параметров диаграммы импульса ударных перегрузок приземления, действующих на СА. Эти испытания проводились на самой ранней стадии работ, когда натурный спускаемый аппарат (СА) еще не был создан, а из основных параметров СА были известны лишь масса СА и радиус кривизны днища. Указанные испытания были проведены с использованием жестких (выполненных из железобетона) весовых макетов СА.

Было обнаружено, что при ударе СА в грунте накапливаются упругие деформации и напряжения, которые приводят к отскоку СА от грунта, существенно влияющему на потребный ход амортизации кресла космонавта.

Анализ полученных экспериментальных данных позволил также построить методику расчета ударных перегрузок приземления, использованную затем для определения внешних нагрузок на кресло космонавта и на СА.

При разработке исходных данных для Т.З. обобщается и анализируются также все доступные материалы об условиях и внешних нагрузках при авариях систем посадки СА, что позволяет выбрать методику испытаний, наиболее близко имитирующую штатные и аварийные условия приземления СА.

Лабораторные испытания. Проводятся с целью проверки функционирования отдельных агрегатов кресла и кресла в целом. Например, отработка кинематики замков и элементов системы фиксации, отработка элементов амортизаторов и кинематики системы амортизации кресла и др.

Характерная особенность, объединяющая лабораторные испытания— выявление и устранение в процессе испытаний конструктивных недостатков проверяемых агрегатов и систем. Как правило, отчеты по лабораторным испытаниям не согласовываются с заказчиком, поскольку после лабораторных испытаний конструктивный облик многих агрегатов меняется.

По результатам лабораторных испытаний выпускается отчет, где содержатся рекомендации о передаче амортизационных кресел на заводские испытания, а также о тех доработках и конструктивных изменениях, которые должны быть выполнены до передачи кресла на заводские испытания.

Заводские испытания. Проводятся с целью проверки соответствия параметров амортизационного кресла техзаданию. Заводским испытаниям подвергаются конструктивно законченные системы и агрегаты кресла. Заводские испытания проводятся в присутствии представителя заказчика; отчеты по заводским испытаниям согласовываются с заказчиком.

По итогам заводских испытаний выпускается отчет, где формулируется решение о возможности передачи амортизационного кресла на межведомственные испытания (МВИ), а также о тех доработках и конструктивных изменениях, которые должны быть выполнены до передачи кресла на МВИ.

Межведомственные испытания. Проводятся с креслом, установленным в СА, в два этапа:

- на копровых установках;
- в полете с использованием летающей лаборатории.

Окончательным и наиболее доказательным видом межведомственных испытаний служат летные испытания. Летные испытания проводятся на летающих лабораторных (самолетах) или с использованием специальных ракетных пусков. Однако летные испытания относительно дорогое мероприятие, на подготовку и проведение которого затрачивается много средств и времени. Для обеспечения безотказной работы

проверяемого оборудования в летном эксперименте, имея также в виду безопасность персонала и экипажа летающей лаборатории, необходимо, чтобы до начала летных экспериментов объект испытаний был обследован в достаточно полной мере во всех расчетных случаях нагружения.

Летный эксперимент обычно проводится после завершения наземной отработки основных систем, когда выявлены и устранены конструктивные недостатки проверяемого оборудования.

По результатам МВИ выпускается межведомственное «Заключение» о возможности применения амортизационного кресла в пилотируемом полете космического корабля с экипажем.

7.2.3. Организация испытаний.

Ввиду особо высоких требований к надежности функционирования амортизационного кресла как элемента системы аварийного спасения все виды испытаний на всех этапах проводятся по регламентированной технической документации [148].

Для проведения испытаний разрабатываются следующие виды документов.

А). Приказ по предприятию о проведении испытаний.

В приказе указывается персональный состав испытательной бригады с перечислением разделов работ и лиц, ответственных за обозначенные работы,

а также сроки проведения испытаний, срок представления отчета по испытаниям, порядок финансирования испытаний.

Б). Чертежно-конструкторская документация (ЧКД) на объект испытаний. ЧКД согласовывается со всеми заинтересованными разработчиками и предприятиями и утверждается руководством. В случае проведения поисковых испытаний с макетами или при испытаниях объекта с мелкими доработками, выполненными по месту или по указанию конструктора, составляются соответствующие эскизы, оформляемые в установленном порядке (нумерация, учет и т.п.).

В). Перечень всех испытаний, после проведения которых амортизационное кресло может быть аттестовано на соответствие техзаданию. (Упомянутый «Перечень» иногда именуется «Комплексным планом экспериментальной отработки» - КПЭО)

Перечень испытаний составляется на основании техзадания и ЧКД на объект испытаний, согласовывается с заинтересованными соразработчиками и утверждается руководством предприятия-разработчика.

Г). Программы испытаний по всем позициям упомянутого выше "Перечня". Программы согласовываются аналогично ЧКД и утверждаются в установленном порядке.

Структурно типовая программа испытаний содержит разделы:

- цели испытаний;
- объект испытаний с описанием комплектации и указанием ЧКД, по которой изготовлен объект испытаний;
- методика испытаний с описанием системы измерений, испытательного стенда, режимов, на которых проводятся испытания, объема испытаний;
- материальное обеспечение испытаний и распределение работ между участниками испытаний, где перечисляются все материальные средства, которые необходимы для проведения испытаний (объекты испытаний, копровые стенды, подъемные устройства, транспорт, электропитание, освещение, система измерений, кино- фото- видеосъемка, самолеты, вертолеты, барокамеры и др.), а также указываются отделы (или предприятия), обеспечивающие передачу соответствующих материальных средств в распоряжение испытательного отдела (лаборатории, или специальной комплексной испытательной бригады, проводящей испытания),
- отчетность по испытаниям, ее содержание, порядок согласования и рассылки участникам испытаний.

В некоторых случаях при малом объеме и простой методике испытаний вместо "Программы" разрабатывается сокращенное "Задание на эксперимент», которое согласовывается и утверждается так же, как и "Программа".

Д). На каждый опыт составляется и утверждается «Задание на эксперимент», где формулируются детали предстоящего эксперимента.

Е). Перед каждым опытом подписывается заранее разработанный «Лист готовности к эксперименту», представляющий собой подробную пооперационную технологическую карту, где изложены все операции по подготовке объекта к эксперименту.

В соответствующих местах (графах) "Листа готовности" правильное выполнение каждой операции удостоверяется подписью непосредственного исполнителя, подписью лица, которому подчинен исполнитель, подписью представителя ОТК и подписью представителя заказчика (четыре подписи).

Эксперимент проводится после утверждения "Листа готовности" руководителем испытательного подразделения.

Ж). Отчет (Акт) по результатам испытаний, где излагаются:

- цели проведенных испытаний;
- описание объекта испытаний;
- методика испытаний;
- результаты испытаний, включая первичные данные и результаты измерений по всем экспериментам, результаты анализа экспериментальных данных.
- выводы, дающие ответы на цели испытаний;

- заключение, где формулируются рекомендации о порядке использования материалов испытаний. Отчет по испытаниям подписывается в объеме подписания Программы.

Строгое соблюдение описанного выше порядка испытаний позволяет получить объективные данные о работоспособности всех элементов и амортизационного кресла в целом и их соответствии техзаданию.

7.3. Методика копровых испытаний амортизационного кресла.

7.3.1. Цели испытаний.

В число объектов программы копровых испытаний амортизационного кресла входят: амортизаторы кресла; амортизационный ложемент; кинематическая схема системы амортизации; модель грунта; амортизационное кресло в целом. Структурная схема целей испытаний показана на рис. 7.1.

7.3.1. Цели испытаний.

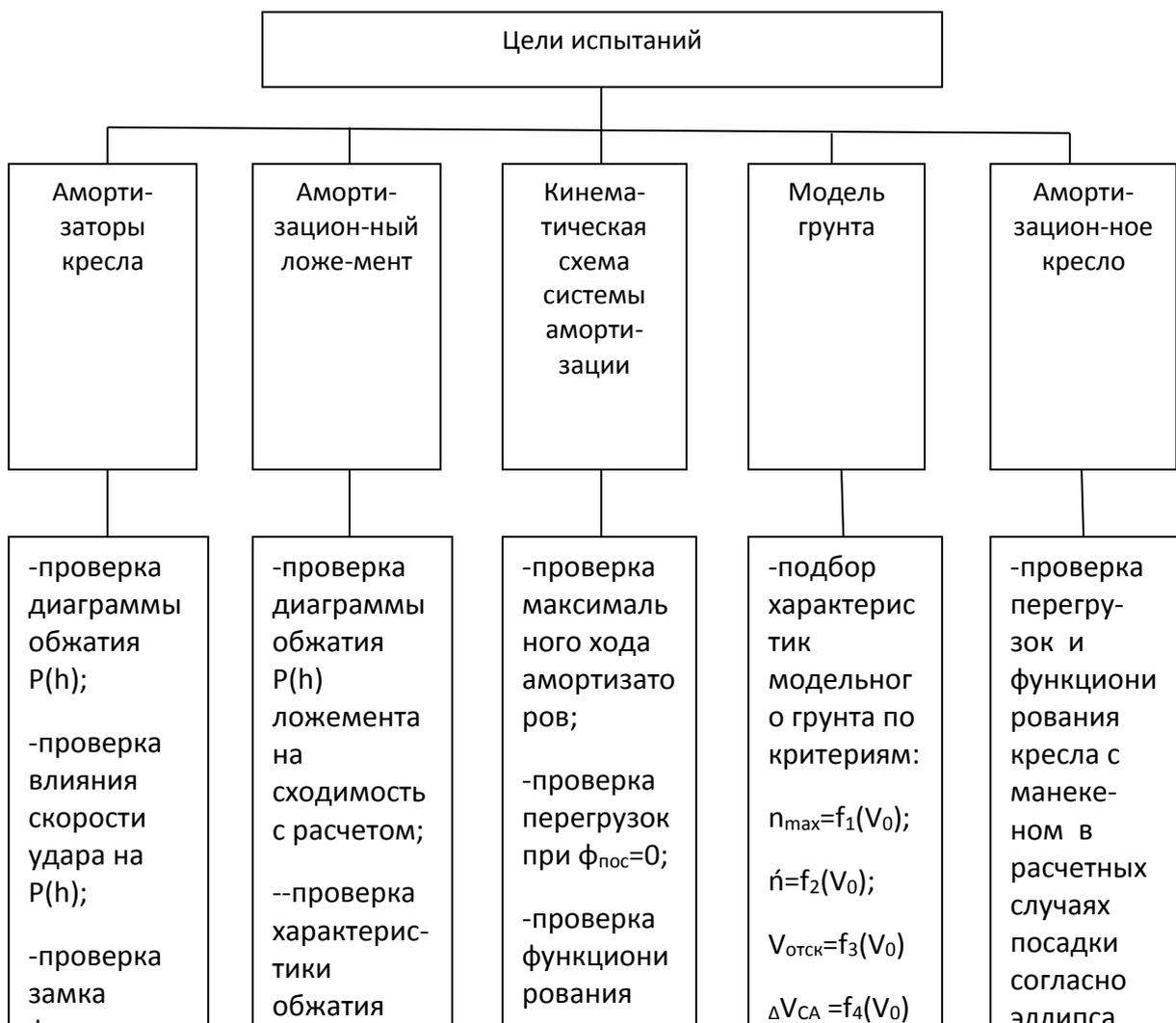


Рис. 7.1. Цели испытаний. Структурная схема.

7.3.2. Подобие при испытаниях . Критерии.

На рис. 7.2. приведены кинематические параметры амортизационного кресла и СА при ударе СА о грунт.

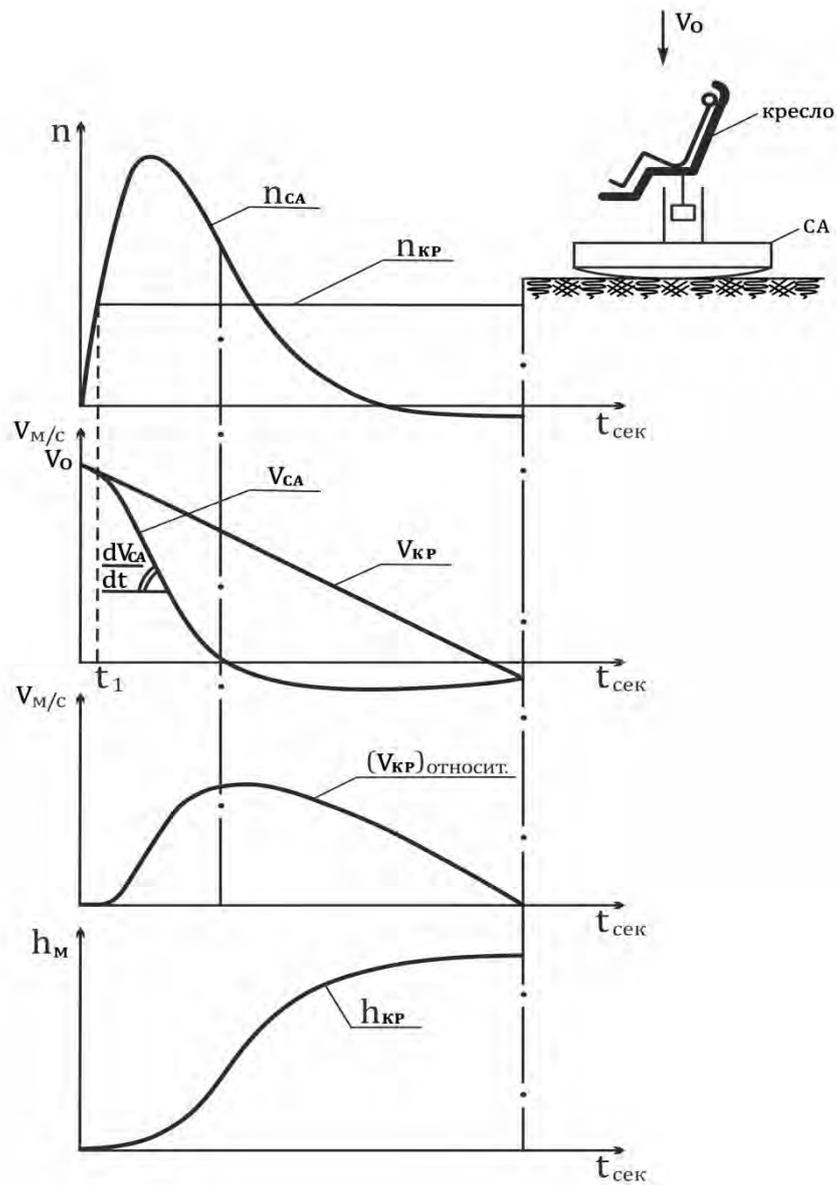


Рис. 7.2. Кинематические параметры амортизационного кресла при вертикальном ударе СА о грунт.

Как видно из рис.7.2. при ударе СА с амортизационным креслом на борту о грунт кресло совершает переносное движение вместе с СА и относительное движение внутри СА (после страгивания амортизатора).

Ход кресла относительно корпуса СА может быть выражен формулой:

$$\int_0^{\tau} V_{\text{отн}} dt$$

$$h_{\text{отн}} =$$

$$\text{где } V_{\text{отн}} = V_{\text{кр}} - V_{\text{СА}}$$

Из рис.7.2. видно, что максимальный ход амортизатора кресла существенно зависит не только от $(n_{\max})_{CA}$, но также от (ΔV_{CA}) ,

где $\Delta V_{CA} = g \int_0^t n_{CA} \cdot dt$ (скорость, потерянная на корпусе СА при ударе о грунт), а также от момента страгивания амортизатора (t_1). В свою очередь (t_1) зависит от скорости нарастания перегрузки на корпусе СА, т.е. от (\dot{n}_{CA}) .

Соответственно, модель грунта, применяемая в экспериментах, при заданной в опыте скорости приземления должна обеспечивать создание на корпусе СА значений максимальной перегрузки (n_{\max}) , скорости нарастания перегрузки (\dot{n}_{CA}) и (ΔV_{CA}) , близких к натурным.

Поскольку кинематические схемы амортизации кресла могут быть, как показала практика, весьма разнообразны, построение формальных критериев подобия для пары «СА – амортизационное кресло» представляется затруднительным.

Однако, из общих соображений, учитывая характер рассматриваемой задачи, можно указать ряд параметров, которые на практике могут быть приняты за критерии при построении методики эксперимента.

Основная особенность экспериментальной отработки амортизационного кресла состоит в необходимости проводить испытания с полноразмерной конструкцией кресла (или с его габаритно-весовым макетом).

При этом габариты кресла диктуются заданными в ТЗ антропометрическими размерами тела оператора и его позой в кресле.

Учитывая относительный характер движения амортизационного кресла в СА, отработка кинематики полноразмерного кресла может быть выполнена, строго говоря, лишь совместно с полноразмерным СА.

Отметим одно из существенных требований к методике испытаний – обеспечить повторяемость режимов испытаний с воспроизведением всех условий и внешних нагрузок в экспериментах, число которых составляет десятки и сотни опытов.

Естественно, что с натурным СА может быть проведено лишь небольшое число копровых экспериментов ввиду сложности, высокой стоимости и длительности работ по восстановлению деформированных конструктивных элементов, а также подготовке натурального СА к каждому эксперименту.

На практике обычно используется масштабная модель СА, масса, центровка, момент инерции, а также радиус кривизны и жесткость днища которой могут быть выбраны из конструктивных соображений.

Динамика приземления такой системы «натурное кресло - масштабная модель СА» должна быть тщательно обследована теоретически с тем, чтобы, на основании результатов расчета, можно было выбрать условия эксперимента (по критериям $n_{\max CA}$; \dot{n}_{CA} ; ΔV_{CA} , а

также по обеспечению натуральных значений компонентов перегрузки на кресле), обеспечивающие натурные нагрузки на амортизационное кресло во всех расчетных случаях приземления (включая косой – нецентральный - удар о грунт).

Следует иметь в виду, что в подобной системе расположение кресла относительно ц.т. масштабной модели СА обычно не соответствует натуре, что также должно быть учтено на основании расчетов при выборе условий эксперимента (например путем коррекции величины ($\varphi_{\text{пос}}$) в опытах по сравнению с натурным ($\varphi_{\text{пос}}$).

При экспериментальной отработке кинематики амортизационного кресла проверяется два основных расчетных случая:

- достаточность хода амортизации;
- обеспечение на кресле перегрузок, не превышающих заданные, при воздействии на СА максимальной ударной перегрузки приземления (n_{max})_{СА} в расчетных точках эллипса рассеивания условий посадки.

Проверка достаточности хода амортизации будет соответствовать натурным условиям, если системе «СА-кресло» в эксперименте будет сообщен импульс ударного ускорения, близкий к натурному, т.е. необходимо обеспечить $(\Delta V)_{\text{модели}} = (\Delta V)_{\text{натуры}}$, где $\Delta V = g \int_0^t n_{\text{СА}} \cdot dt$.

В этом случае диаграмма перегрузки $n(t)$ в точках закрепления кресла к СА должна быть близка к натурной, т.е. в эксперименте торможение и отскок СА на модельном грунте должны быть близки к натурным.

Анализ накопленных материалов копровых испытаний СА с различными конструктивными схемами днища показал следующее.

Все конструктивные схемы СА по типу реакции на удар о грунт могут быть сведены в три группы:

- I - корпус СА с преобладанием пластических (необратимых) деформаций;
- II – корпус СА упруго- пластический;
- III – корпус СА с преобладанием упругих (обратимых) деформаций.

При выборе конструкции макета (модели) СА, предназначенной для отработки кинематики амортизационного кресла, определяющий фактор – обеспечение возможности многократных копровых сбросов макета СА.

Ясно, что тем самым устанавливается однозначное требование: корпус макета СА должен обладать возможно большей жесткостью., при этом пластические(необратимые) деформации конструкции макета не должны иметь место.

Такой макет по упруго- пластическим свойствам днища не будет соответствовать ни одному натурному днищу СА. Однако, модельный грунт практически всегда может быть подобран таким образом, чтобы в эксперименте с жестким макетом СА были обеспечены требуемые значения

$n_{\max CA}$, $\dot{n}_{\max CA}$ и ΔV_{CA} ; тем самым будет обеспечен натуральный закон движения кресла относительно СА, что и требуется в данной задаче.

Относительно массы макета СА заметим, что в практике могут встретиться два случая:

- либо $m_{CA} \sim m_{кр}$.
- либо $m_{CA} \gg m_{кр}$.

Если масса СА соизмерима с амортизируемой массой кресла, то создание экспериментальной установки с натурными значениями масс m_{CA} и $m_{кр}$ обычно не представляет затруднений.

Если для натурального СА $m_{CA} \gg m_{кр}$, а обеспечить натурное соотношение масс в экспериментальной установке не удастся, следует все же, в целях лучшего приближения к натурным условиям нагружения амортизаторов кресла, обеспечить $(m_{CA})_{\text{макетн.}} / m_{кр} \approx 8 \div 10$. В этом случае, как и в натуральных условиях, движение кресла будет слабо сказываться на процессе торможения и отскока макета СА на грунте, что упрощает расчеты и анализ результатов эксперимента.

Существенным вопросом сохранения подобия лабораторного опыта с натурным является обеспечение в лабораторных условиях коэффициентов трения ($k_{тр}$) между днищем макета СА и модельным грунтом, соответствующих натурным значениям.

При имитации посадки с углом ($\varphi_{\text{пос}}$) и, соответственно, нецентральной ударе макета СА о грунт, когда имеет место вращение макета СА относительно центра масс, силы трения между днищем макета СА и модельным грунтом оказывают существенное влияние на результаты эксперимента.

Таким образом, к параметрам, которые должны быть использованы в качестве критериев при анализе подобия удара натурального СА о натуральный грунт удару масштабной модели СА о модельный грунт, относятся:

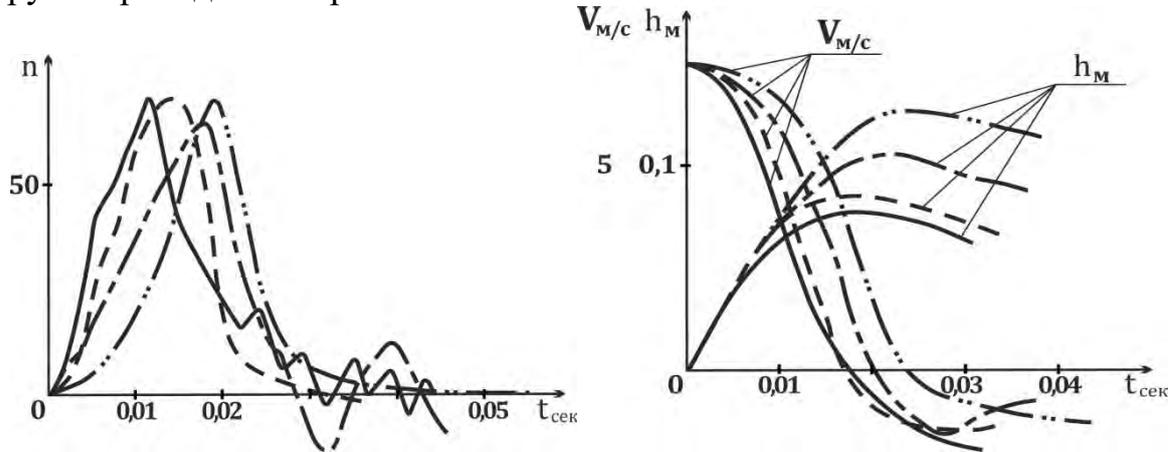
1. $(n_{\max})_{CA} = f(V_0)$; 2. $\Delta V_{CA} = g \int_0^t n_{CA} \cdot dt$; 3. (\dot{n}_{CA}) ;
4. $(m_{CA})_{\text{макетн.}} / m_{кр} \approx 8 \div 10$; 5. $(k_{тр})$;

7.3.3. Выбор модели грунта для копровых испытаний амортизационного кресла.

Предварительные исследования показали, что наилучшей лабораторной моделью натурального грунта с учетом критериев, приведенных выше в п. 7.3.2., в условиях копровых испытаний служат плиты из пенопластов марки ПС-4 или ПХВ-1, уложенные на жестком бетонном основании.

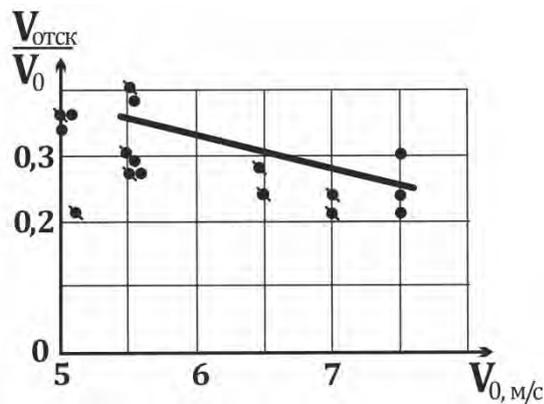
Это объясняется свойствами диаграммы деформации пористых пенопластов (рис. 6.14), которая подобна диаграмме деформации пористых грунтов (см. гл.4).

Результаты анализа динамики СА при ударе о натуральный и модельный грунт приведены на рис. 7.3....7.5.



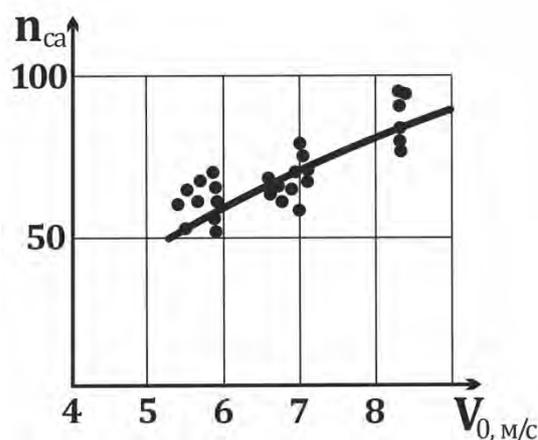
- Сброс макета СА на натуральный прочный грунт; $\sigma_s = 22 \cdot 10^5 \text{Па}$;
- — Сброс макета СА на плиты ПХВ-1 толщиной $b = 100 \text{мм}$, уложенных на на бетонном основании;
- — Сброс макета СА на плиты ПС-4 толщиной $b = 100 \text{мм}$, уложенных на бетонном основании;
- .. Сброс макета СА на песчаную постель толщиной $0,5 \text{м}$, уложенную на бетонном основании.

Рис. 7.3. Перегрузка приземления (n) на корпусе макета СА, скорость (V) и глубина лунки (h_m) при ударе макета СА о натуральный и модельный грунт.



- - Эксперимент; модельный грунт ПС-4
- ■ ■ - Эксперимент; натуральный грунт
- - Расчет для натурального грунта

Рис. 7.4. Зависимость относительной скорости отскока от начальной скорости удара макета СА о натуральный и модельный грунт.



●●● - Эксперимент; модельный грунт ПС-4

— - Расчет для натурального грунта

Рис. 7.5. Зависимость максимальной перегрузки на корпусе макета СА от начальной скорости удара о модельный и натуральный грунт.

При использовании пенопластов в качестве модельного грунта необходимо иметь в виду зависимость механических характеристик пенопластов от температуры. При проведении экспериментов в зимний период в случае длительного пребывания пенопластовых плит при минусовых температурах их жесткость возрастает, что может привести к существенному возрастанию перегрузки на корпусе макета СА в эксперименте. На практике, для исключения подобной ситуации плиты, хранящиеся при плюсовой температуре, устанавливают на копер непосредственно перед сбросом макета СА.

Использование пенопластов в качестве модельного грунта не позволяет получить на пятне контакта СА с грунтом натурную картину распределения давления, что вынуждает проводить ряд испытаний (например, прочностные испытания корпуса СА) на грунтах естественного сложения.

Отметим, что для единичных экспериментов, например, копрового сброса СА с амортизационными креслами в рамках межведомственных испытаний, может быть использована грунтовая подушка толщиной 0,5...0,6м, уложенная в контейнер на жестком бетонном основании. Использование грунта позволяет получить в опыте распределение давления грунта на днище СА и, соответственно, деформаций днища СА близкие к натурным. Для обеспечения подобия с условиями удара СА о грунт естественного сложения в этом случае приходится предварительно подбирать плотность грунта с использованием жестких макетов СА. Технология такой подготовки эксперимента достаточно громоздкая и требует значительных затрат времени.

Кроме пенопластов в качестве модельного грунта в ряде случаев применяются сотовые блоки и различного рода крешеры на основе металлических конструкций, на которые сбрасывается макет СА.

В этих случаях следует особо тщательно контролировать соблюдение подобия с натурой по указанным выше критериям во избежание грубых ошибок в оценке функционирования амортизационного кресла.

7.3.4. Стенды для копровых испытаний.

Основные испытания систем амортизации проводятся на копрах различного типа. На рис.7.6 показана схема типового вертикального копра, используемого для исследования диаграммы динамического обжатия амортизатора $P(h)$ в условиях осевого нагружения.

Необходимо отметить, что кинематика амортизатора кресла, установленного в СА, существенно отличается от кинематики того же амортизатора, установленного на вертикальном копре (рис. 7.7; 7.8) Если диаграмма обжатия амортизатора зависит от скорости нагружения, указанные кинематические отличия должны быть проанализированы и, соответственно, методика испытаний должна быть уточнена.

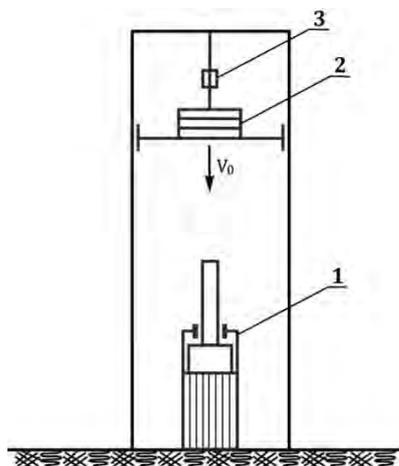


Рис. 7.6. Схема вертикального копра для предварительного определения диаграммы динамического обжатия амортизатора.

1- испытуемый амортизатор; 2 – тележка- ударник; 3 – замок отцепки.

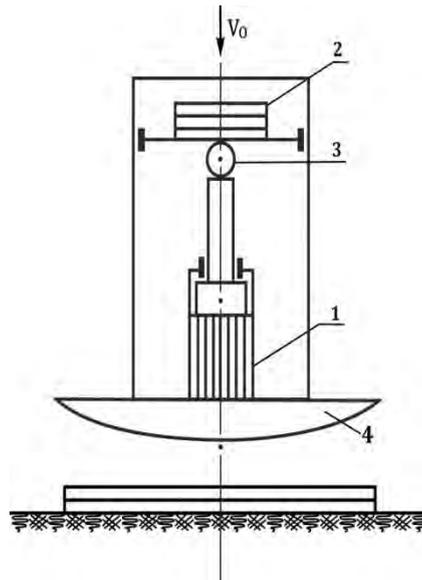


Рис. 7.7. Схема экспериментальной установки для определения диаграммы динамического обжатия амортизатора при натуральных условиях нагружения.

1 – испытуемый амортизатор; 2 – нагрузочная тележка; 3 – тензодинамометр; 4 – макет СА.

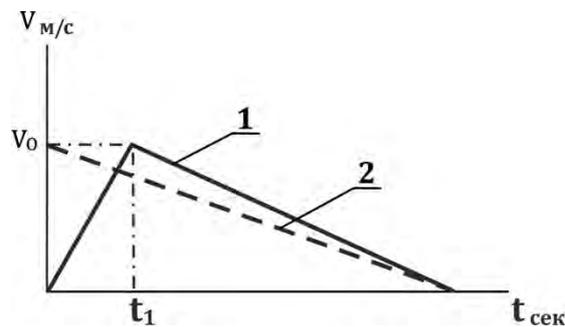


Рис. 7.8. Скорость обжатия амортизатора:
1 – в эксперименте на установке рис. 7.7.
2 – в эксперименте на копре рис 7.6.

Для определения диаграмм статической деформации амортизирующих материалов (пенопластов и др.) используются стандартные разрывные машины (типа Р-5 и т.п.), а также специальные стенды.

На рис. 7.9. показана схема одного из таких специальных стендов, на котором определяется диаграмма статического обжатия амортизационного ложемент кресла космонавта. Поскольку ложемент имеет индивидуальную профилировку, между пуансоном стенда и поверхностью ложемента заливается гипс, который обеспечивает необходимую поверхность контакта пуансону при обжатии.

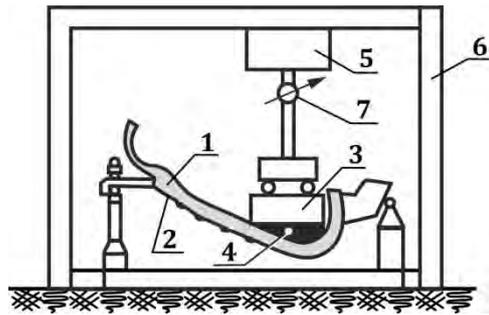


Рис. 7.9. Схема стана для определения диаграммы обжатия амортизационного ложемента.

1- амортизационный ложемент; 2- кресло; 3- пуансон с гипсовой подкладкой (4); 5- силовозбудитель; 6- силовая рама; 7- динамометр.

На ранних этапах поисково-проектных работ по созданию амортизационного кресла, когда формируются ТЗ, а чертежно-конструкторская документация на амортизаторы и кресло находится в стадии поиска и разработки, для экспериментальной проверки различных вариантов конструкторских решений, на практике применяется специальный копровый стенд, т.н. «стенд с клиньями» рис 7.10.

Стенд представляет собой платформу, на верхней поверхности которой монтируется испытуемое оборудование, а на нижней устанавливается набор профилированных клиньев.

Стенд-платформа свободно сбрасывается с вертикального копра (или подъемного устройства) в песчаную яму, заполненную сухим песком.

При торможении клиньев в песке (число клиньев и их профиль подбираются) на платформе может быть получена требуемая условиями опыта диаграмма перегрузки.

Отметим, что стенд подобного типа использовался при физиологических испытаниях переносимости человеком перегрузок приземления при отработке амортизационных кресел «Казбек» и «Эльбрус» для кораблей «Союз» и «Восход» [13].

За счет простоты конструктивной схемы стана и методики опыта была достигнута высокая надежность в прогнозе и реализации заданной диаграммы перегрузки в каждом опыте при хорошей повторяемости условий эксперимента. .

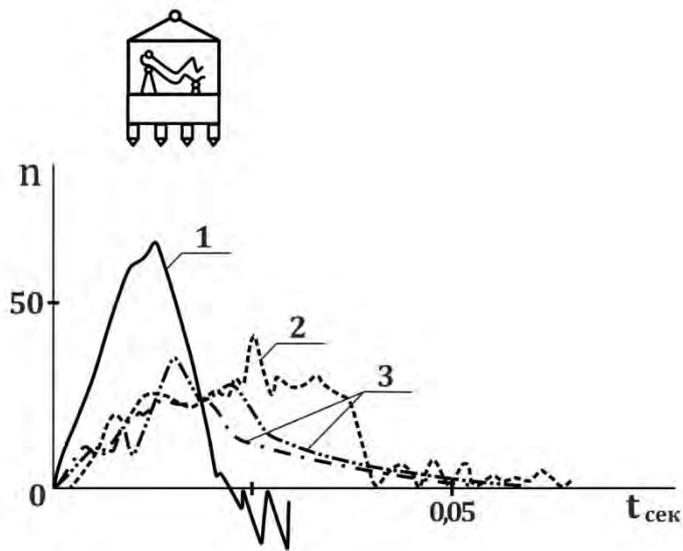


Рис. 7.10. Схема стенда для проверки воздействия на амортизационное кресло перегрузок аварийного приземления без использования штатных амортизаторов кресла.

1- перегрузка на жестком макете СА при ударе о грунт естественного сложения; 2- перегрузка на стенде с клиньями при сбросе на подушку из сухого песка; 3- перегрузка на кресле, установленном на штатных амортизаторах, при приземлении в составе макета СА на грунт естественного сложения.

Для примера, на рис. 7.10 приведены перегрузки на макете СА, а также перегрузки на натуральных амортизационных креслах. Как видно из рис.7.10, перегрузка на стенде с клиньями достаточно хорошо моделирует диаграмму перегрузки на натурном кресле.

На рис 7.11. показана схема копрового стенда, на котором отрабатывается функционирование амортизационного кресла при ударе о грунт с различными посадочными углами ($\varphi_{\text{пос}}$).

Установка заданного в эксперименте посадочного угла достигается за счет наклона макета СА и использования тросов подвески (4) с различной длиной плеч.

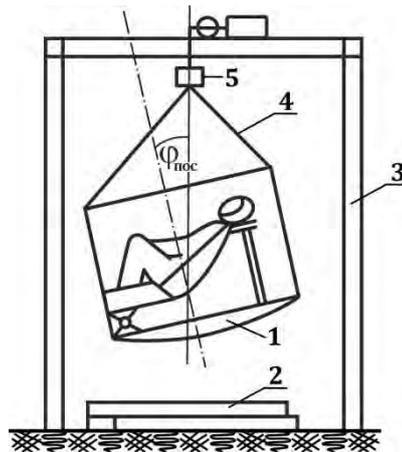


Рис. 7.11. Схема копровой установки для испытаний амортизационного кресла с различными ($\varphi_{\text{пос}}$). 1- макет СА; 2- модель грунта; 3- силовая рама; 4- троса подвески; 5- замок отцепки.

На рис. 7.12 показана схема сброса СА на грунтовую постель, уложенную на бетонном основании в цилиндрический контейнер.

Следует отметить ряд особенностей методики использования вертикальных копров со свободным падением объекта испытаний. Рассмотрим копровый сброс СА с вертикального копра применительно к случаю удара парашютирующего СА о грунт с большой перегрузкой ($n_{\text{СА}} \gg 1$).

В этом случае в процессе торможения СА на грунте влиянием усилия в стропах парашюта на динамику торможения СА можно пренебречь, т.к. это усилие много меньше усилия, действующего на СА со стороны грунта.

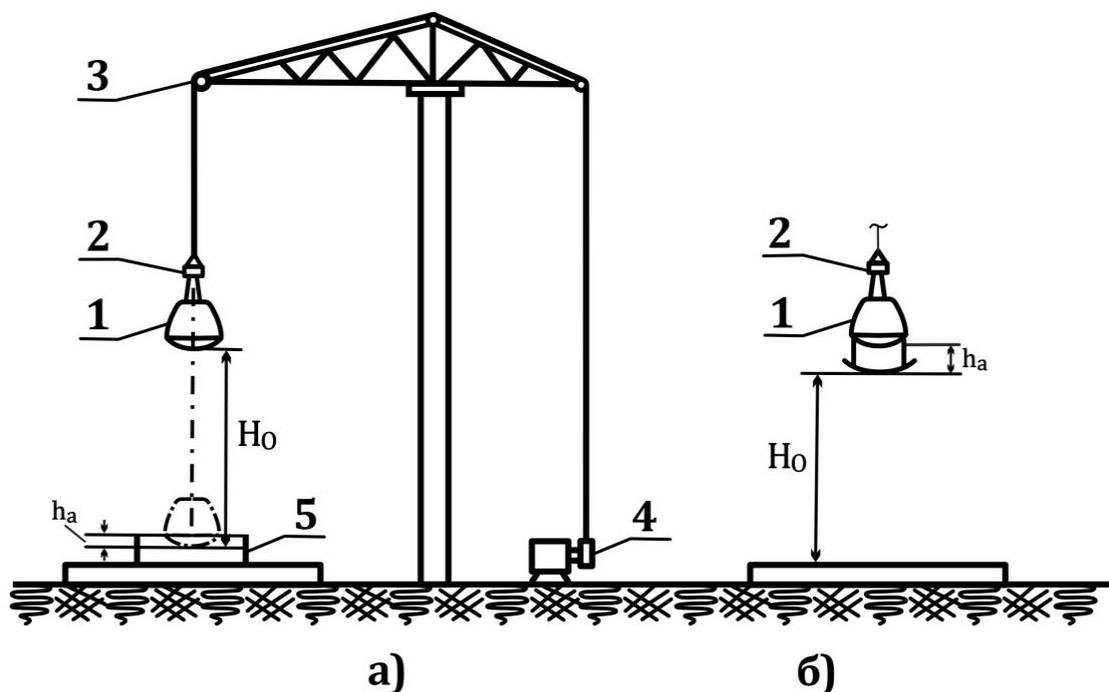


Рис. 7.12 Схема вертикального сброса СА на копровой установке.

а) СА без внешней амортизации; б) СА с внешней амортизацией.

1 – СА; 2 – замок сброса; 3 – копровая установка; 4 – привод; 5 – модель грунта. а) h_a – лунка в грунте; б) h_a – величина обжатия внешней амортизации.

Для случая сброса СА на копре на модельный грунт уравнение движения СА имеет вид:

$$m\ddot{y} = G - P_{гр}$$

$$\ddot{y} = g - A \cdot f(\ddot{y}; y)$$

где A – константа;

Начальные условия: $V_0 = V_{п-та}$; $y_0 = 0$; $V_0 = \sqrt{2g(H_0 + h)}$;

где H_0 – высота свободного падения СА; h – ход СА в грунте.

Поскольку: $n_{СА} \gg I$, то $h \ll H_0$

В этом случае $V_0 \approx \sqrt{2gH_0} \approx V_{п-та}$, т.е. начальная скорость контакта СА с грунтом на копре может быть выдержана близкой к натурной, а высота сброса СА будет: $H_0 = (V^2)_{п-та} / 2g$;

В итоге для рассматриваемого случая сброс на копре практически подобен натурным условиям посадки СА.

Если СА имеет внешнюю амортизацию с ходом, например, 1м, соизмеримую с высотой свободного падения СА на копре, то допущение ($h \ll H_0$) не имеет места.

В этом случае $H_0 = (V^2)_{п-та} / 2g - h$; в момент контакта СА с грунтом скорость СА ($V_{конт} = \sqrt{2gH_0} < V_{п-та}$; т.е. в этом случае нарушается подобие эксперимента с натурой в части сохранения условий взаимодействия СА с грунтом, а также в части учета поддерживающего усилия на стропах парашюта на этапе обжатия внешнего амортизатора СА с большим ходом обжатия.

Для обеспечения подобия с натурой в этом случае необходимо моделировать в процессе сброса усилие на стропах парашюта, для чего в составе копра необходимо применять специальные дополнительные нагрузочные устройства.

В ряде случаев, если рассматривать ограниченную задачу о проверке функционирования амортизационного кресла совместно с СА, оборудованного внешней амортизацией с большим ходом обжатия, можно обеспечить частичное подобие с натурой, используя в качестве критериев указанные выше параметры (см. п. 7.3.2.).

На рис. 7.13 показана схема стенда «Наклонная горка» для испытаний СА при косом ударе о грунт естественного сложения при заданных горизонтальной и вертикальной скорости, а также посадочного угла.

Стенд «Наклонная горка» позволяет проверить систему амортизации СА и прочность СА в условиях, максимально приближенных к натурным.

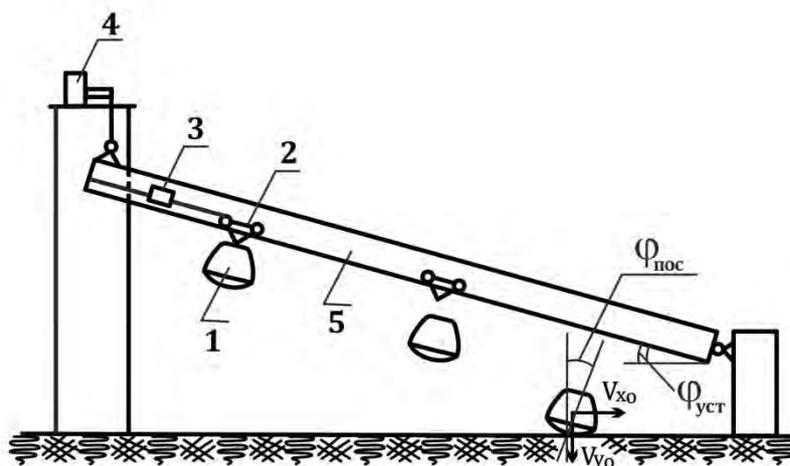


Рис. 7.13 Схема эксперимента по косому сбросу СА на грунт естественного сложения на копровом стенде «Наклонная горка». 1.-испытуемый СА; 2.-тележка подвеса СА; 3.- замок отцепки тележки подвеса; 4.- подъемное устройство для регулировки ($\phi_{уст}$); 5. – рельсы.

К недостаткам стенда следует отнести риск попадания СА на уже упакованный грунт в зоне расположения лунки от предыдущего сброса, так что число опытов на стенде не может быть велико. В ином случае потребуется использовать специальную методику подготовки грунтовой площадки.

На рис. 7.14 показана схема эксперимента по косому сбросу СА с вертолета на площадку с грунтом естественного сложения.

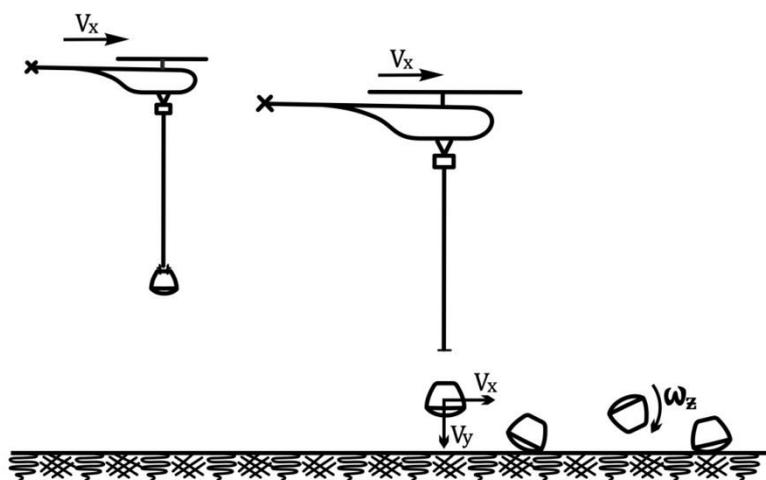


Рис. 7.14. Схема сброса СА с вертолета на грунт естественного сложения.

Отметим, что эксперимент с использованием вертолета технологически достаточно сложен.

Система подвески подвержена ветровому сносу и раскачке, что может приводить к отклонениям начальных условий эксперимента от заданных; точка посадки СА и трасса перекатывания СА по грунту должна попасть в створы кино- видеокамер скоростной съемки и др.

7.3.5. Методика экспериментальной отработки кинематической схемы системы амортизации кресла.

Расчет кинематической схемы системы амортизации кресла представляет собой одну из традиционных задач теоретической механики и, при известной диаграмме обжатия амортизатора, может быть выполнен без особых проблем. Однако, как показали экспериментальные исследования, реализация на практике безупречной по расчету кинематической схемы системы амортизации кресла представляет собой далеко не тривиальную задачу вследствие целого ряда обстоятельств.

В расчете все элементы кинематической схемы, как правило, предполагаются недеформируемыми (за исключением амортизатора). В действительности кресло вместе с расположенным в нем человеком и система амортизации представляют собой нежесткие конструкции, в которых при импульсных ударных воздействиях возникают нестационарные пространственные колебания.

При этом следует иметь в виду, что колебания и деформации кресла с человеком и кресла с манекеном имеют существенные различия, т.к. тело человека (в отличие от манекена) деформируется при ударе и может демпфировать ряд частот.

При деформациях и колебаниях в амортизаторах кресла возникают большие силы трения, не поддающиеся предварительному рациональному расчету. Силы трения вызывают в эксперименте резкое возрастание усилий по амортизаторам (вплоть до их заклинивания), и, соответственно, существенно увеличивают перегрузки на кресле сверх установленных пределов.

Поэтому эксперимент остается основным методом подтверждения работоспособности и оценки границ применимости выбранной по расчету кинематической схемы системы амортизации кресла.

Для проведения эксперимента на основании предварительного расчета системы амортизации создается габаритно-массовый макет (ГММ) кресла.

ГММ представляет собой жесткую сварную конструкцию (балку), масса, центровка и момент инерции которой соответствует натурному креслу с человеком. На ГММ монтируются натурные или макетные амортизаторы, имеющие отработанную диаграмму обжатия. Расположение амортизаторов на ГММ должны соответствовать их расположению в натурной схеме амортизации кресла.

Использование жесткой балки вместо натурального кресла с манекеном позволяет в эксперименте получить хорошую повторяемость результатов, а также уменьшить колебания и деформации испытываемой системы, существенно затрудняющих анализ результатов измерений в эксперименте.



а)



б)

Рис. 7.15. Кресло с манекеном (а) и габаритно-массовый макет кресла(б) на испытательном стенде – макете СА. Видны кммуникации к блокам датчиков [148].

Внешний вид ГММ кресла показан на рис. 7.15(б).

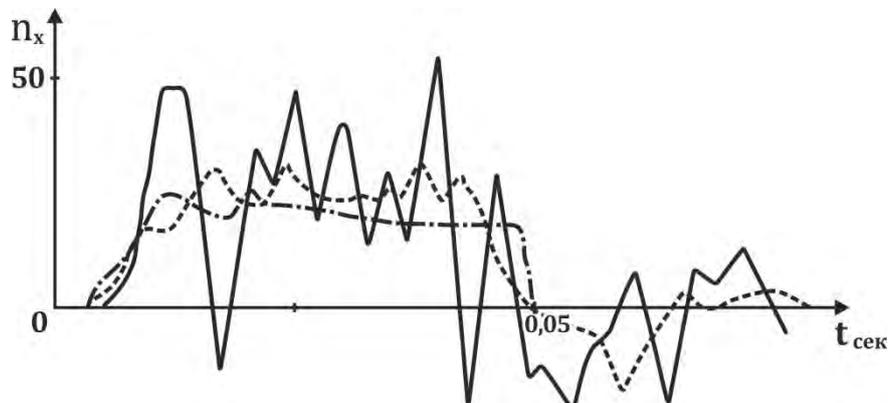


Рис. 7.16 Сопоставление перегрузок, измеренных на кресле с манекеном, измеренных на ГММ, а также полученных по расчету.

$$V=7,0 \text{ м/с} \quad \left\{ \begin{array}{l} \text{—} \text{ натурное кресло} \\ \text{- - -} \text{ балка (ГММ)} \\ \text{- · -} \text{ расчет} \end{array} \right.$$

$$\Phi=0$$

На рис. 7.16 показаны перегрузки, измеренные на каркасе натурального кресла с манекеном и на жестком габаритно – массовом макете (ГММ) того же кресла. В случае использования жесткого ГММ кривая носит существенно более плавный характер, близкий к расчетным данным, в то время как на каркасе натурального кресла перегрузки существенно осложнены вибросоставляющими.

На рис. 7.177.19 показаны реакции некоторых кинематических схем амортизации на ударные перегрузки.

На рис. 7.17 показано влияние конструктивной схемы закрепления амортизатора в зоне подножки кресла на перегрузку «голова-таз». При шарнирном закреплении нижнего амортизатора за счет его поперечного упругого изгиба в системе возникла паразитная отрицательная перегрузка «голова-таз» с амплитудой более 70. При жесткой заделке опор того же амортизатора отрицательной перегрузки не наблюдалось вовсе.

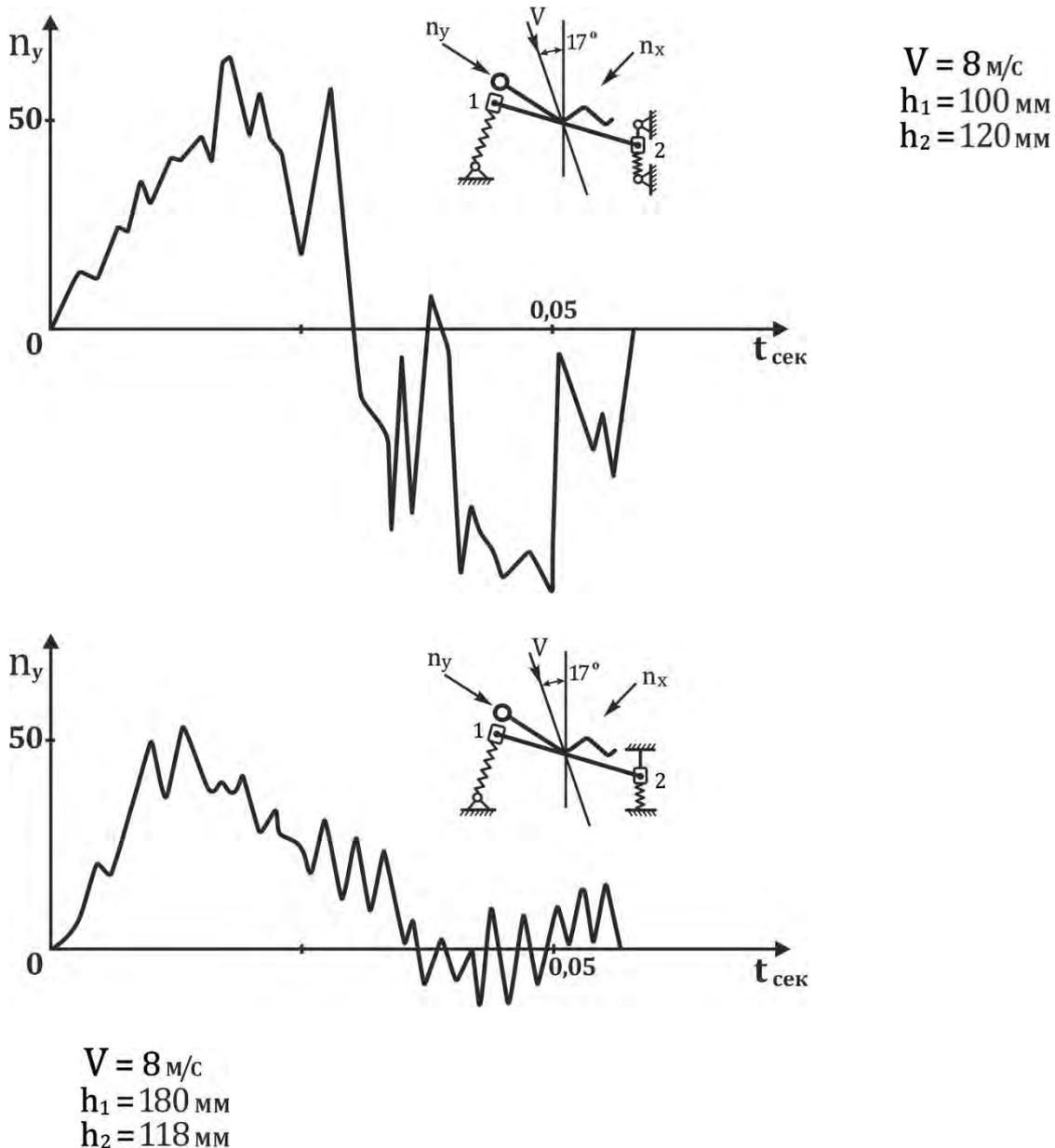


Рис. 7.17. Влияние типа заделки нижнего амортизатора на перегрузку «голова-таз» на кресле; ГММ; эксперимент; h_1 ; h_2 – ход амортизатора в зоне подголовника и в зоне подножки соответственно; V – скорость сброса макета СА.

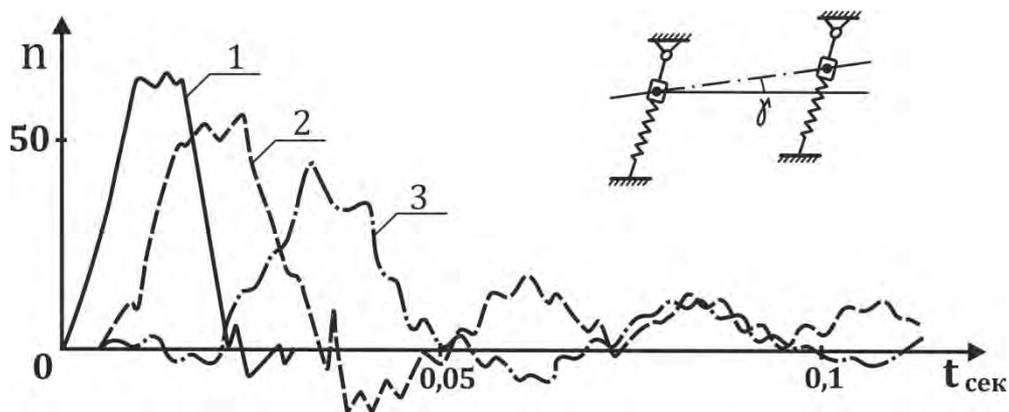


Рис. 7.18. Запоздывание перегрузок n_x и n_y на ГММ кресла в опыте с жёсткой заделкой нижних опор обоих амортизаторов.

В схеме амортизации, показанной на рис. 7.18, в системе возникают сильные поперечные колебания. Перегрузка «грудь-спина» достигает величины около 50 при максимальной перегрузке на макете СА около 70. Причина такого возрастания перегрузки «грудь-спина» - трение в амортизаторах из-за их поперечных колебаний.

Переход к закреплению амортизаторов по типу маятника резко меняет картину перегрузок в благоприятную сторону (рис. 7.19).

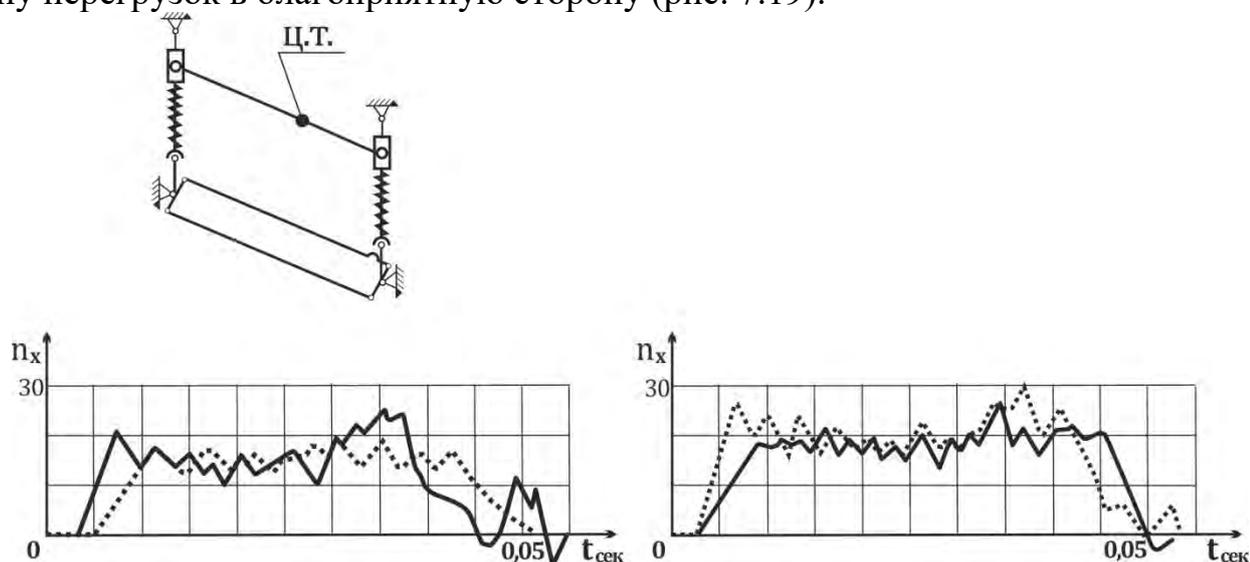


Рис. 7.19 Перегрузки на ГММ при шарнирной подвеске амортизаторов.

$$V = 8 \text{ м/с.}$$

Приведенные примеры показывают, что при ударных нагрузках чисто теоретическое обоснование схемы амортизации недостаточно. Требуется полномасштабная экспериментальная проверка выбранной системы амортизации.

Формирование выводов о границах работоспособности проверяемой системы амортизации может быть сделана только на основании анализа и увязки расчетных и экспериментальных материалов.

Для получения объективных данных о границах применимости исследуемой кинематической схемы амортизации кресла в настоящее время используется следующая методика экспериментов.

На первом этапе лабораторных испытаний проводится экспериментальная отработка собственно амортизатора в условиях осевого нагружения, которые реализуются на специально созданных стендах, либо на стандартном вертикальном копре (рис 7.6; 7.7). В этих испытаниях отрабатывается диаграмма обжатия амортизатора при скоростях нагружения, соответствующих натурным.

На следующем этапе лабораторных испытаний принятая и теоретически рассчитанная кинематическая схема амортизации монтируется на макете СА с применением возможно более жестких креплений, связей и элементов, включая жесткий ГММ кресла и натуральный (либо макетный) амортизатор с отработанной (известной) диаграммой обжатия $P(h)$. При этом все кинематические параметры (межосевые расстояния, длины звеньев и др.) выдерживаются натурными. Система, собранная таким образом, оснащается комплексом измерительных средств и подвергается копровым испытаниям во всех расчетных случаях нагружения.

Перед началом испытаний проводится взвешивание, центровка (определение положения центра масс СЧК относительно принятой системы координат), а также определение центрального момента инерции относительно поперечной оси (оси OZ) кресла в штатной комплектации с испытателем с использованием штатного комплекта индивидуального снаряжения (скафандр, полетный костюм и др.), в котором планируется приземление экипажа.

Далее проводится аналогичная центровка и определение момента инерции ГММ и кресла с манекеном. При необходимости на ГММ и на кресло с манекеном устанавливаются балансировочные грузы с тем, чтобы центровка и момент инерции близко соответствовали данным, полученным на кресле с человеком.

Материалы центровки используются при анализе результатов испытаний и сопоставлении их с расчетом; они вносятся также в ЧКД на кресло и согласовываются с разработчиками СА.

В случае благоприятных результатов испытаний система амортизации изготавливается по штатной чертежно-конструкторской документации с внесением в конструкцию необходимых изменений, выявленных в результате испытаний.

Доработанная система амортизации в штатном исполнении вновь подвергается копровым лабораторным испытаниям с использованием ГММ кресла, а затем с натурным креслом и манекеном.

Отметим, что в случае использования в системе амортизации индивидуально моделированного жесткого или амортизированного ложемент, такой же ложемент изготавливается по гипсослепку с манекена и используется в экспериментах.

Указанная методика позволяет на каждом этапе работ последовательно оценить влияние на работоспособность системы амортизации каждого фактора отдельно (жесткости системы амортизации, схемы заделки амортизаторов, жесткости кресла и др.).

По результатам анализа проведенных лабораторных испытаний с манекеном принимается решение о необходимости контрольных физиологических копровых испытаний, а также решение о возможности передачи кресла на следующий этап испытаний – на заводские испытания.

Контрольные физиологические испытания, в случае необходимости, проводятся на этапе заводских испытаний, или на этапе МВИ.

7.3.6. Система измерений.

Из приведенных выше материалов испытаний видно, что время действия ударной перегрузки при приземлении СА составляет около 0,05 секунды. Естественно, что объективные данные о функционировании амортизационного кресла в процессе посадочного удара можно получить лишь при синхронном с воздействием удара измерении и регистрации динамических и кинематических параметров движения кресла и его систем.

Результаты таких измерений и их последующий всесторонний анализ служат основной доказательной базой, подтверждающей безопасное функционирование амортизационного кресла.

В технических (с манекеном и ГММ) копровых испытаниях амортизационного кресла применяется измерительный комплекс куда входят:

- система измерения и регистрации ударных ускорений, состоящая из датчиков ускорения, устанавливаемых на конструкции кресла, и регистратора;

- система измерения линейных и угловых перемещений с использованием датчиков-ходомеров; производятся измерения хода амортизатора во времени, углов поворота кресла и его элементов;

- скоростная видео и киносъемка процесса сброса, приземления и отскока макета СА;

В физиологических копровых испытаниях, в дополнение к перечисленным техническим параметрам, проводится обширный объем физиологических измерений, подробно рассмотренный в [13].

В опытах с испытуемым в ряде случаев применяется также специальная система измерений давления между спиной испытуемого и

конструкцией кресла/ложемента с использованием датчиков давления в целях оценки деформации тела испытателя в процессе удара.

В опытах с натурным СА в интересах оценки прочности корпуса измеряются величина и локализация деформаций днища СА после удара о грунт, для чего используются специальные шаблоны.

Копровые сбросы сопровождаются скоростной видео- и киносъемкой (скорость съемки не менее 300 кадров /с) процесса движения СА при ударе о грунт.

Дешифровка скоростной съемки позволяет уточнить действительные величины посадочных скоростей и углов в опыте. Следует заметить, что ввиду использования в ряде случаев замков сброса с многоточечным подвесом, либо с разрывными пироболтами, вследствие возмущений при расцепке замка СА может подойти к грунтовой площадке с существенными искажениями назначенных в эксперименте посадочных скоростей и углов.

В этих случаях использование скоростной киносъемки (или видеозаписи) обеспечивает возможность объективной дешифровки и анализа результатов опыта.

В экспериментах с участием испытателя скоростная съемка служит одним из объективных методов контроля деформаций тела испытателя под воздействием ударных перегрузок приземления, а также функционирования системы фиксации испытателя в кресле.

Скоростная съемка позволяет также определить угловую скорость и угловое ускорение СА (макета СА) при ударе о грунт с $\Phi_{\text{пос}} > 0$.

В экспериментах по отработке амортизационного кресла измеряются:

- начальные условия опыта: начальная скорость и посадочный угол;
- перегрузки (три компоненты) во времени на узлах крепления кресла к СА;
- перегрузки (три компоненты) во времени на узлах крепления амортизатора к СА;
- перегрузка на ложементе (на жесткой стеклопластиковой оболочке ложемента по оси «голова-таз»);
- ход амортизатора во времени;
- перегрузки (три компоненты) во времени на конструкции кресла в характерных точках;
- перегрузки во времени на манекене (в голове, в груди, в области таза);
- деформация характерных точек конструкции кресла (при необходимости);
- углы поворота во времени элементов системы амортизации (при необходимости);
- усилие по амортизатору во времени.

Измерение перечисленных параметров позволяет полностью выявить все внешние нагрузки, действующие на амортизационное кресло, а также условия функционирования кресла при ударном воздействии.

Аппаратура, применяемая для измерения и регистрации всех параметров, должна отвечать общим требованиям к системам измерения ударных процессов.

Из числа особых требований отметим следующие. В опытах надлежит измерять и регистрировать изменение каждого параметра во времени, т.е. все параметры должны быть измерены и зарегистрированы в виде соответствующих диаграмм (например, $n(t)$; $P(h)$ и др.). Это требование диктуется необходимостью последующего анализа относительного движения кресла и манекена в СА.

Практически изложенное требование означает, что для измерений должна использоваться аппаратура, обеспечивающая возможность регистрации диаграммы перегрузки без искажения формы и площади

диаграммы импульса ударного ускорения $\Delta V = g \int_0^t n \cdot dt$. Не должна

использоваться также низкочастотная аппаратура, которая существенно искажает фронт нарастания перегрузки и диаграмму $n(t)$.

Заметим, что во многих случаях в измерениях ударных процессов с использованием указанной специальной аппаратуры присутствуют вибросоставляющие, существенно затрудняющие анализ результатов. Для подавления вибросоставляющих используются аппаратурные фильтры, либо метод математического фильтрования.

Суть метода математического фильтрования состоит в следующем.

Экспериментальная кривая табулируется и по узловым точкам аппроксимируется, например, рядом Фурье с достаточно большим числом членов.

В полученном при аппроксимации ряде Фурье отсекается часть, члены которой относятся к высоким частотам. Оставшаяся часть членов ряда Фурье используется для синтеза исследуемой кривой, которая уже не содержит высокочастотных составляющих и имеет достаточно плавный характер, что позволяет проводить объективный анализ результатов измерений.

В ряде случаев применяется фильтр Баттерворта.

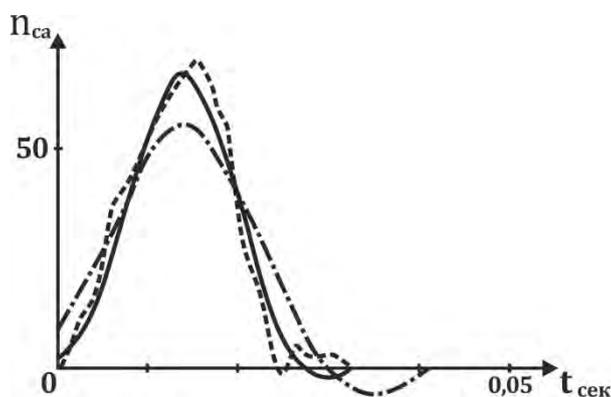
Основная трудность использования процедуры математического фильтрования состоит в обоснованном выборе полосы частот фильтрования (или числа членов ряда Фурье, оставляемых для синтеза кривой).

На рис. 7.20 показаны результаты математического фильтрования экспериментальных кривых перегрузки из эксперимента в различных полосах частот. Сужение полосы частот делает кривую все более гладкой, однако одновременно искажается величина импульса ΔV ; амплитуда n_{\max} и величина \dot{n} .

В качестве критерия при выборе полосы частот фильтрации используется виброскорость (интеграл ударного ускорения $\Delta V_{\text{вибр}}$) соответствующая оставленной для синтеза кривой частью ряда Фурье.

При испытаниях амортизационных кресел в случае выбора полосы частот фильтрации в диапазоне $0 \dots 60$ Гц погрешности в определении $\Delta V_{\text{вибр}}$ полученной кривой (а также n_{max}) не превосходят $\approx 7\%$, что лежит в пределах паспортной инструментальной погрешности стандартной аппаратуры. Однако значение \dot{n}_{max} при этом уменьшается на $\approx 20\%$, что необходимо учитывать при анализе.

Расширение полосы частот фильтрации сверх $f \approx 60$ Гц приводит к появлению на синтезированной кривой существенных вибросоставляющих, что затрудняет анализ и делает процедуру фильтрации не эффективной.



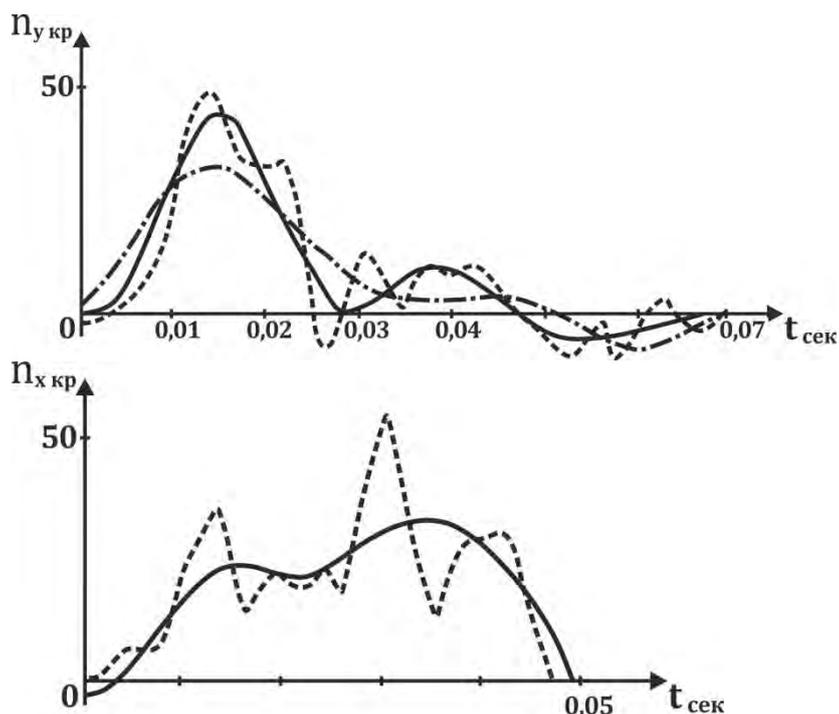


Рис. 7.20 Влияние полосы частот при математическом фильтровании с использованием ряда Фурье на параметры экспериментальной кривой, измеренной в полосе частот $f = 0 \dots 200$ Гц.

- $f = 0 \div 200$ Гц
- $f = 0 \div 60$ Гц
- · - · - $f = 0 \div 40$ Гц

В случае использования аппаратных фильтров с такой же полосой частот фильтрования $0 \dots 60$ гц полученная кривая будет менее гладкой, чем при математической фильтрации. Это явление объясняется тем, что при аппаратной фильтрации в полосе частот $0 \dots 60$ гц амплитуды высокочастотных гармоник убывают с ростом частоты приблизительно по экспоненциальному закону, в то время как при математической фильтрации все амплитуды гармоник с частотой более 60 гц вырезаются.

Существенное значение для получения пригодных для анализа результатов измерений имеет выбор места установки датчиков перегрузки. Как правило, датчики устанавливаются на наиболее жестких элементах конструкции, где местные виброперегрузки минимальны.

В ряде случаев место установки датчика перегрузки определяется особенностями кинематической схемы системы амортизации.

Так, например, при использовании системы амортизации с одной степенью свободы и поворотным движением (кресло на шарнирной подвеске) оптимальное место для установки датчика перегрузки – центр качания, где по расчету перегрузка во времени постоянна (см. рис. 6.8).

При испытаниях на вертикальном копре перегрузки обычно регистрируются от базового уровня $n = 0$, поскольку перед ударом свободно падающий стенд находится в режиме невесомости.

Результаты измерений, полученные при испытаниях, анализируются с целью:

- определить повторяемость (достоверность) результатов измерений (с оценкой погрешностей по общепринятым методам);
- определить сходимость результатов расчета с экспериментальными данными;
- определить соответствие результатов испытаний Техническому заданию;
- определить физиологическую допустимость для человека воздействий, измеренных в опытах с манекеном.

В тех случаях, когда результаты анализа копровых опытов с манекеном не дают возможности оценить допустимость для человека измеренных нагрузок, проводятся копровые физиологические испытания с участием испытуемых – добровольцев.

7.3.7. Испытательные манекены

При испытаниях амортизационных кресел натурные нагрузки на элементы кресла и систему амортизации могут быть созданы приложением к узлам установки кресла в СА натурального ударного импульса и нагружением собственно каркаса кресла распределенной нагрузкой, идентичной (или подобной) нагрузке, создаваемой телом человека.

Второе условие автоматически выполняется, когда в испытаниях участвует испытуемый. Однако проводить отработку схемы и конструкции кресла, используя испытуемого в качестве средства создания нагрузки на кресло, явно не целесообразно по очевидным этическим соображениям и соображениям его безопасности.

На практике подобные работы проводят с использованием антропометрических манекенов.

Конструкции современных манекенов весьма разнообразны. На рис. 4.7 показан один из манекенов [126], применяемых на практике.

Манекен должен удовлетворять следующим требованиям:

- имитировать натурные моменты инерции и центровку основных звеньев тела человека;
- создавать на кресле и его элементах (ложементе, ремнях системы фиксации и т.п.) нагрузки, подобные нагрузкам от тела оператора; при использовании в конструкции кресла ложемента, моделированного по телу человека, по той же технологии манекен должен позволять изготавливать моделированный ложемент.

- позволять использовать в опытах штатное спецснаряжение (шлемы, скафандры, высотные компенсующие костюмы и т.п.), а также штатные системы фиксации.

На манекене (в голове, в груди, в области таза) размещаются датчики перегрузки. В некоторых случаях в манекене приходится размещать весь комплект измерительной аппаратуры, включая регистратор.

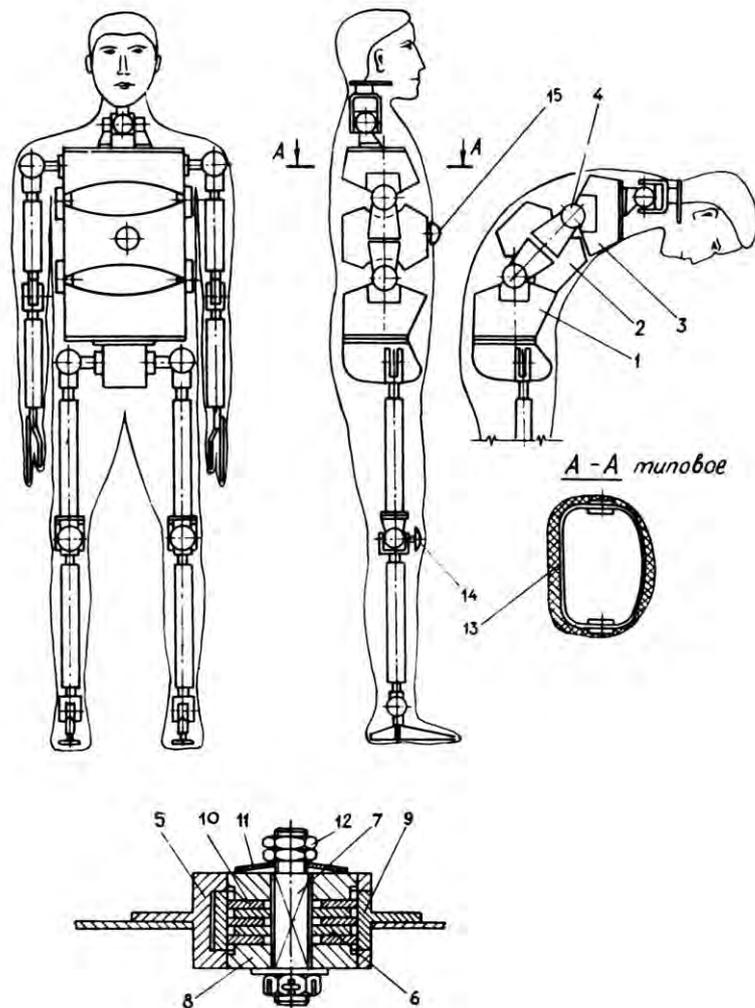


Рис. 7.21. Испытательный манекен:

1, 2, 3 – секции туловища; 4 – шарнир с регулируемым фрикционом; 5 – 12 – детали фрикциона; 13 – мягкая обивка туловища; 14, 15 – тензодинамометры.

Как известно, в автомобильной промышленности при испытаниях автомашин на ударные нагрузки применяют манекены типа «Гибрид-1» или «Гибрид – 3», в туловище которых встроен датчик, измеряющий усилие вдоль спины манекена при ударе. Следует иметь в виду, что подобный манекен не обладает собственными частотами, характерными для тела

человека; его конструкция весьма приближенно соответствует двухмассовой математической модели тела человека.

Выше в гл.5 показано, что двухмассовая модель тела человека при продольном ударе, равно как величина усилия вдоль спины при ударе, измеренная в опытах с жестким манекеном, не может быть использована для оценки допустимости для человека ударной нагрузки по линии «голова-таз». Сделанное замечание следует принимать во внимание в случаях использования манекенов типа «Гибрид» при экспериментальных исследованиях амортизационных кресел.

7.4. Межведомственные испытания. Методика.

7.4.1. Программы Межведомственных испытаний (МВИ).

МВИ системы приземления проводятся по двум программам:

- по программе копровых испытаний;
- по программе летных испытаний.

Основой для построения программы копровых испытаний служит эллипс рассеивания условий посадки (рис. 7.22; см. также гл.3).

С натурным СА, в котором установлены амортизационные кресла с манекенами, копровые сбросы проводятся на стенде типа «Наклонная горка» или с вертолета (рис. 7.13; 7.14) на грунтовую площадку естественного сложения при сочетаниях посадочной скорости (V) и посадочного угла ($\varphi_{\text{пос}}$), соответствующих режимам 2; 3; 4; 5 рис. 7.22, с горизонтальной скоростью, величина которой выбирается с учетом наиболее вероятных скоростей ветра на полигонах посадки.

Сброс при одновременном сочетании максимальной посадочной скорости (V)_{max} и максимального посадочного угла ($\varphi_{\text{пос}}$)_{max} не проводится, т.к. вероятность такого режима мала и выходит за границу принятого для СА эллипса рассеивания условий посадки. Не проводится также сброс на режиме 1 рис 7.22, т.к. на этом режиме ударное воздействие на СА меньше, чем на указанных выше режимах посадки.

Существенный вопрос, от которого зависит объем программы копровых испытаний - выбор знака посадочного угла.

СА с амортизационными креслами на борту представляет собой несимметричную систему. В качестве расчетных случаев для выбора ($\varphi_{\text{пос}}$) в экспериментах принимается:

- наклон СА в сторону подножки кресел;
- наклон СА в сторону подголовника кресел;
- наклон СА в боковой плоскости.

Общее число копровых экспериментов с натурным СА составляет до 10...12. После каждого копрового сброса конструкция СА и

комплектующих, влияющих на безопасность посадки, ремонтируется и восстанавливается; на всю программу выделяется 1...2 спускаемых аппарата.

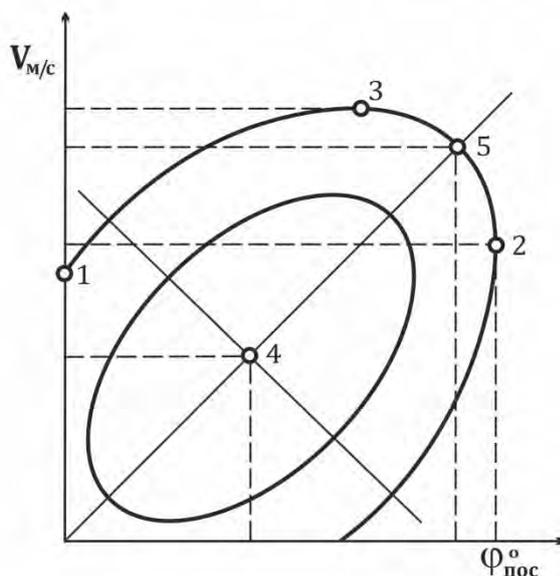


Рис. 7.22. Эллипс рассеивания условий посадки. Расчет.

- 1 - режим посадки $V = V_1$; $\varphi_{пос} = 0$;
- $V = V_2$; $\varphi_{пос} = (\varphi_{пос})_{max}$; 3 - режим посадки $V = V_{max}$; $(\varphi_{пос}) = (\varphi_{пос})_3$;
- 4 - режим посадки при наиболее вероятных (матожидание) значениях (V) и $(\varphi_{пос})$;
- 5 - режим посадки при сочетании наибольших сопряженных значений (V) и $(\varphi_{пос})$;
- V - скорость СА по нормали к поверхности грунта;
- $\varphi_{пос}$ - посадочный угол.

Программа летных испытаний предусматривает сбросы натурального СА, укомплектованного штатными компонентами системы посадки, с самолета для проверки функционирования системы посадки на приземной траектории спуска в расчетных случаях штатного и аварийного приземления.

Программа летных испытаний системы посадки СА на этапе МВИ включает в себя обширный комплекс вопросов:

- проверку функционирования основной и запасной парашютных систем;
- проверку работы системы бортовой автоматики в условиях летного эксперимента;
- проверку работы системы мягкой посадки и ДМП;
- оценки работоспособности амортизационных кресел в штатных и аварийных условиях посадки натурального СА.
- оценку прочности СА и ряд других вопросов.

Летный эксперимент проводится с СА, конструкция которого максимально соответствует штатному СА, дополнительно оборудованному системой бортовых измерений, предусмотренной Программой летного эксперимента.

СА подвешивается к самолету, переоборудованному в летающую лабораторию. Сброс СА с самолета производится при заданной высоте и скорости полета над специальным полигоном, который оборудован сетью кинотеодолитных станций, позволяющих проводить киносъемку процесса отцепки СА, ввода парашютных систем, спуска на парашютах, работу ДМП, динамику СА после контакта с грунтом.

Объем Программы летных испытаний на этапе МВИ составляет примерно 2...3 летных эксперимента.

Отметим, что на этапах поисковых и конструкторско-доводочных испытаний системы посадки СА в ряде случаев также проводятся летные испытания, объем которых может достигать 10 и более опытов.

7.4.2. Наземные копровые испытания натурального СА.

Корпус СА, предназначенный для копровых испытаний, представляет собой штатную конструкцию.

Оборудование, устанавливаемое в СА, может быть выполнено в виде либо натуральных образцов, либо габаритно-весовых макетов с натурными узлами крепления.

Оборудование, которое должно функционировать после воздействия перегрузок приземления (замки люков, радиосредства и т.п.), а также амортизационные кресла устанавливается в натурном исполнении.

На рис. 7.23 показана схема копровых сбросов СА.

СА с экипажем представляет собой несимметричную систему, в которой распределение ударной перегрузки по телу человека существенно зависит от углового положения СА и ориентации координатных плоскостей СА относительно вектора горизонтальной скорости. Следует также помнить, что центр кривизны днища не совпадает с центром масс СА (см. рис. 3.12; 3.13 гл. 3).

Как видно из рис. 7.23, имеется 6 различных расчетных случаев воздействия ударной перегрузки на корпус СА. Естественно, сравнительная значимость для безопасности экипажа каждого расчетного случая зависит от кинематической схемы системы амортизации. Так, например, для корабля «Союз», где подножка кресла «Казбек» закреплена к корпусу СА без амортизации, наибольшие ударные перегрузки действуют на экипаж в случае А – 1) рис 7.23.

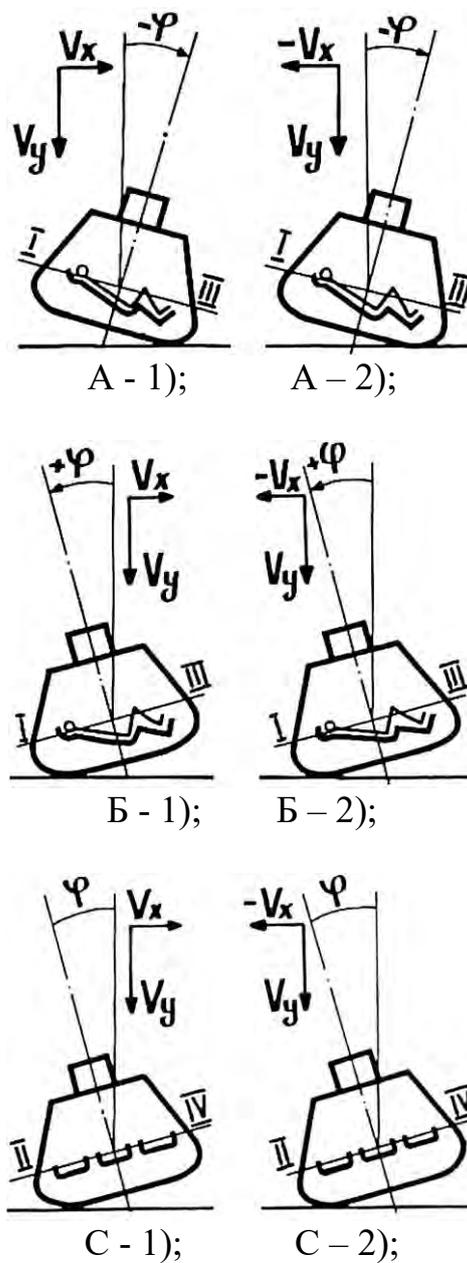


Рис. 7.23. Схемы контакта СА с грунтом в копровых испытаниях.
 I; II; III; IV – координатные плоскости СА;

При косом ударе о грунт и деформации днища СА перегрузки, регистрируемые на корпусе СА и на амортизационных креслах, имеют вид, отличающийся от кривых, которые регистрируются на жестком макете СА и креслах при вертикальных копровых сбросах.

Ввиду того, что кривые перегрузок на кресле имеют сложную форму, с целью объективной оценки результатов измерений в сбросах СА применяется метод «наложения» кривых, ранее измеренных и аттестованных на допустимость для человека, на кривые, полученные в копровом сбросе натурального СА (рис. 7.24).

Если кривые, полученные в опыте с натурным СА, лежат ниже кривых, допустимых для человека, режим удара о грунт СА в эксперименте расценивается как безопасный.

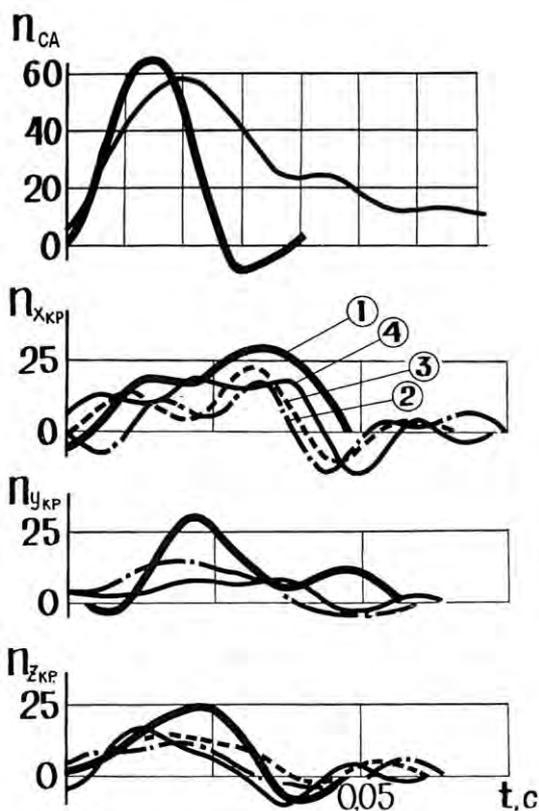


Рис. 7.24. Схема аттестации результатов копрового эксперимента с натурным СА с использованием метода «наложения».

1 – кривая, допустимая для человека;

2; 3; 4 – кривые, полученные в копровом сбросе натурального СА с манекеном.

Копровый эксперимент сопровождается скоростной кино- и видеосъемкой в двух плоскостях: в плоскости движения СА и в перпендикулярной плоскости; устанавливается несколько аппаратов в целях съемки процесса перекачивания СА по грунту.

В экспериментах измеряются:

- уклон посадочной площадки и его азимут, а также прочность грунта в месте посадки по ударнику У-І, регистрируется тип и состояние грунта.

- изготавливаются кроки места посадки с указанием всех лунок в грунте, оставленных СА при перекачивании по грунту (размеры лунок и дистанция между ними), а также регистрируются метеоданные (скорость ветра, его азимут, температура, влажность).

- величина и местоположение остаточных деформаций корпуса СА (определяется по шаблонам, изготовленных по исходному контуру СА).

- компоненты перегрузки на корпусе СА и на кресле;

- величины хода амортизаторов кресла.

После опыта проверяется также оставшийся под креслом "отметаемый" объем путем опускания кресла на максимальный ход.

Сбор и обработка данных, указанных выше, предусматривается Программой копровых испытаний (разделы «Система измерений» и «Методика»).

Если рамках МВИ в натурном СА планируется проведение копровых физиологических испытаний, предусматривается ряд мер по повышению безопасности испытателя, располагающегося в амортизационном кресле.

В частности, в зоне верхней полусферы над испытателем убирается либо крепится дополнительными связями оборудование, не используемое в опыте; предусматриваются меры по обеспечению быстрой эвакуации испытателя и т.п.

7.4.3. Летные испытания.

Летные испытания – последний этап экспериментальной отработки системы посадки СА и всех ее компонентов перед пилотируемым полетом КК.

В число многочисленных вопросов, проверяемых в процессе летных испытаний, входит проверка работы амортизационных кресел в составе натурального СА и оценка соответствия их функционирования Техническому заданию.

Для решения этой задачи при проведении летного эксперимента и анализе его результатов измеряются:

- значения компонент скорости посадки V_x ; V_y ; V_z , которые определяются путем дешифровки данных внешнетраекторных измерений (ВТИ) процесса сброса, парашютирования и посадки СА. ВТИ проводятся с использованием кинотеодолитных станций испытательного полигона, где проводится летный эксперимент;

- углы раскачки системы "СА-парашют";

Определяются с помощью системы бортовых измерений, например, путем использования (по специальной методике) свободных гироскопов (СГ), разарретируемых после ввода парашютной системы СА; либо определяются с помощью ВТИ (приближенно);

- скорость пульсации СА ($\Delta V_{\text{пульс}}$); определяется по ВТИ путем расшифровки изменения диаметра парашюта во времени;

- значения посадочного угла СА относительно нормали к посадочной площадке, который определяется либо с помощью бортовой системы измерений с использованием свободных гироскопов, либо путем посекторной разноцветной раскраски днища; в этом случае : $\varphi_{\text{пос}} \approx \Delta l / R$, где Δl - расстояние между центром лунки в грунте при первом ударе (измеряется на месте приземления) и положением центра отпечатка днища СА в лунке (определяется по следам краски, оставленной в лунке окрашенным днищем СА), R – радиус днища СА;

- уклон посадочной площадки и его азимут, а также прочность грунта в месте посадки по ударнику У-1 ; регистрируется тип и состояние грунта;

- изготавливаются кроки места посадки с указанием всех лунок в грунте, оставленных СА при перекачивании по грунту (размеры лунок и дистанция между ними), а также регистрируются метеоданные (скорость ветра, его азимут, температура, влажность);

- параметры, характеризующие работу двигателей мягкой посадки (высота включения, время работы, перегрузка; определяется по данным бортовой системы измерений);

- величина и местоположение остаточных деформаций корпуса СА (определяется по спецшаблонам);

- компоненты перегрузки на корпусе СА и на кресле;

- величины хода амортизации кресла;

После посадки проверяется также сохранность под креслом "отметаемого" креслом объема путем опускания кресла на максимальный ход.

Сбор и обработка данных, указанных выше, предусматривается Программой летных испытаний (разделы «Система измерений» и «Методика»).

Используя перечисленные, а также ряд других экспериментальных материалов (данные о работе парашютов, ДМП и др.) проводится комплексный анализ на соответствие полученных в летном эксперименте данных результатам расчетов динамики кресла при наблюдавшихся в опыте условиях приземления, а также соответствующим результатам Заводских испытаний и требованиям ТЗ.

По результатам анализа материалов, полученных в летных испытаниях, формируется Заключение о соответствии параметров амортизационного кресла Техническому заданию и о возможности его использования в составе СА в пилотируемом полете.

8. Литература

1. Авиационная медицина. (Руководство). Ред. Рудный Н.М., Васильев П.В., Гозулов С.А. М. Медицина. 1986г.
2. Авиационно-космическая медицина. (Проблемы безопасности полетов) Ред. Гюрджиан А.А. М. Воениздат. 1975г.
3. Автостроение за рубежом. 1998г. №8. 1999г. №4; №8.
4. Алабужев П.М. Взаимосвязь между формой импульса силы и некоторыми характеристиками движения твердого тела. Физико-технич. пробл. разработки полезных ископаемых. N4. Новосибирск 1975г.
5. Алексеев С.М. Балкин Я.В. и др. Средства спасения экипажа самолета. М. Машиностроение. 1975г.
6. Амортизатор удара для ж/д вагонов. Проспект фирмы Деллнер. 1996г.
7. Амортизационные кресла экипажей летательных аппаратов. Вестник авиации и космонавтики. 2002г. N5. с. 54-55
8. Амортизационное кресло пилота вертолета «Памир». www.zvezda-npp.ru/pamir
9. Аникин Ю.М. Обысов А.С. Основные параметры механических свойств позвонков человека. Механика композитных материалов. 1979г. N3.
10. Баркан Д.Д. Динамика оснований и фундаментов. Стройиздат, 1948.
11. Бажина Е. Н. Влияние формы импульса на величину энергии, поглощенной колебательной системой. Респ. межведом. темат. научно-техн. сб. «Обработка металлов давлением». Харьковск. гос. университет. Вып.9 1973г.
12. Баландин Д. В. Болотник Н. Н. Предельные возможности противоударной изоляции системы с двумя степенями свободы. Изв. РАН. Мех. тверд. тела. 2001г. №6 с.52-62.
13. Барер А.С. Предел переносимости. БЛОК-Информ-Экспресс. М. 2012.
14. Барер А.С. Гозулов С.А. и др. Реакция организма человека на воздействие перегрузок с большими скоростями нарастания. Пробл. космической биологии. М. Наука. 1967г. Т.VI.
15. Барер А.С. Гозулов С.А. Костин В.К. Рабинович Б.А. и др. Переносимость человеком ударных перегрузок с большими скоростями нарастания. XV конгресс по авиационной и космической медицине. Прага. 26 сент. – 01 окт. 1966г.

16. Батуев Г.С. и др. Инженерные методы исследования ударных процессов
Машиностроение М 1969
17. Береговой Г. Т. Тищенко А.А. Шибанов Г.П. Ярополов В.И.
Безопасность космических полетов. М. Машиностроение. 1977г.
18. Береговой Г.Т. Ярополов В.И. Баранецкий И.И. Справочник по
безопасности космических полетов. М. Машиностроение. 1989г.
19. Блок А.Г., Бузунов В.К. [и др.]. Справочник специалиста тыла авиации.
Воениздат, 1972.
20. Бобков В. Космический корабль Восток. Крылья Родины 1991г. №4; №6
21. Бобылев Л.М. Распределение напряжений, деформаций и плотности при
уплотнении насыпей трамбуемыми плитами. "Основания, фундаменты и
механика грунтов", 1963, № 6.
22. Бойтон и др. . Итоги трех программ разработки пилотируемых
космических кораблей. "Вопросы ракетной техники", 1970, № 9; Av. Week
and Space Techn. 1960. 73. N15.
23. Буран. Энергия. К-36РБ. Катапультная система. Буклет . Авиаэкспорт
СССР
24. Википедия. yandex.ru
25. Вокруг света. №7(2826) 2009г.
26. Воронин В.В. Выбор энергетических характеристик амортизатора
механического посадочного устройства возвращаемого аппарата.
ж. Космонавтика и ракетостроение. 2013г. №1. .
27. Воронцов П.А. Аэрологические исследования пограничного слоя
атмосферы. Гидрометеиздат, 1960.
28. Воронцов П.А. Турбулентность и вертикальные токи в пограничном слое
атмосферы. ГГО, 1966.
29. Воронцов П.А. Применение уравновешенных шаров-пилотов для
исследования вертикальных движений воздуха. Тр. ГГО, 1954, вып. 47
(109).
30. Вудсон У. Коновер Д. Справочник по инженерной психологии для
инженеров и художников-конструкторов. Пер. с англ. М. 1968г.
31. Вульфсон Н.И. Исследование конвективных движений в свободной
атмосфере. АН СССР, 1961.
32. Галин Л.А. Контактные задачи теории упругости. Гос техиздат, 1953.
33. Гидон В.А., Заяц А.И., Логинов В.Г., Орехов А.П., Улицкий Е.Я., Цвях
Б.Д. Динамические характеристики человека-оператора мобильных
машин. В кн. Влияние вибраций на организм человека и проблемы

виброзащиты. Тезисы докл. 4 февраля 1974г. Москва-Левково. ИМАШ АН СССР.

34. Гирке Х.Э. Биодинамическое поведение тела человека. Сб. пер. "Механика", 1966,
35. Гирке Х.Э., Бринкли Д.В. Ударные ускорения. В кн. Основы космич. биолог. и медиц. 1975г. т.2 кн.1. с.232 –264.
36. Годлевска М.А. Изменения механических свойств мозговых артериальных сосудов с возрастом (эксперим. данные). Биомеханика. Тр. Рижского НИИ травматологии и ортопедии. 1975г. Вып. XIII.
37. Гозулов С.А., Фролов Н.И. Об изменении устойчивости костного аппарата после длительного пребывания человека в условиях невесомости. "Космическая биология и медицина", 1969, 14.
38. Гозулов С.А., Головкин Л.Г. Обеспечение безопасности космических полетов. Космическая биология и медицина. "Наука", 1966.
39. Гозулов С. А. К вопросу о кумулятивном влиянии ударных ускорений. Военно-медиц. журн. 1956г. №10. с. 55-59.
40. Гозулов С.А. Корженянец В.А. Скрыпник В.Г. Сушков Ю.К. Исследование прочности позвонков человека на сжатие. Арх. анатомии, гистологии и эмбриологии. 1966г. Т. LI. N9.
41. Григорян С.С. О некоторых упрощениях в описании движений мягких грунтов. "Прикладная математика и механика", 1963, т. XXУП, вып. 2.
42. Григорян С.С. Об общих уравнениях динамики грунтов. Доклады АН СССР 1959, 124, № 2.
43. Григорян С.С. Об основных представлениях динамики грунтов. "Прикладная математика и механика", 1960, т.ХПУ, вып. 6.
44. Громов А.П. Биомеханика травмы. М. Медицина. 1979г.
45. Громов А.П. Салтыкова О.Ф. Болонкин Г.С. Пырлина Н.П. Значение костно-черепной деформации в механизме экспериментальных ушибов мозга. Биомеханика. Тр. Рижского НИИ травмотол. и ортопед. Вып. XIII. 1975г.
46. Губанов В.И. Триумф и трагедия «Энергии».
<http://www.buran.ru/htm/41-3.htm>
47. В.Е.Гудилин. Л.И.Слабкий. Ракетно-космические системы М. 1996.
48. Данилов В. И. К вопросу об эластичности межпозвоночных дисков человека. В кн. «Макро – микроструктура тканей в норме, патологии и эксперименте.» Чебоксары. 1980г. с.85-88.

49. Данилов В.И. Аникин Ю.М. Некоторые вопросы прочности позвоночного столба человека. Механика композитных материалов. 1979. N3. с.541-544.
50. Доброленский Ю.П. Динамика полета в неспокойной атмосфере. "Машиностроение" 1969.
51. Животов Н.П. Пономарев А.Т. Морозов В.И. Парашютно-реактивные системы. Состояние и перспективы развития. ж. Полет 2000г. №11
52. Иванов П.Л. Разжижение песчаных грунтов. М-Л 1962.
53. Инженерная психология в применении к проектированию оборудования. Пер. с англ. Ред Ломов Б.Ф. М. Машиностроение. 1971г.
54. Инженерный справочник по космической технике. Под ред. А.В. Солодова. Воениздат, 1969.
55. Ильинский В.С. Защита аппаратов от динамических воздействий. 1970 .М. Энергия
56. Калякин В. В. Бухтияров И.В. Васильев А.Ю. Исследование минеральной насыщенности костной ткани поясничных позвонков в процессе систематического воздействия перегрузок (+G_z). Авиакосмич. и экологич. медиц. 1996г. Т. 30. №5. с.9-13.
57. Карпов В.Н., Ушаков И.Б. Унификация эффектов воздействия экстремальных факторов полета различной энергетической природы. Космич. биолог. и медиц. 1995. Т.29. N 1. с.19-25.
58. Киселев А.Н., Р е б р о в М.Ф. Покорители космоса. Воениздат, 1971.
59. КК Восток; схема спасения; <http://www.pretich.narod.ru>
60. КК Восток; Восход-1; Восход-2; <http://www.wikimediafoundation.org>
61. КК Джемини Надувное крыло.
<http://spacenet.h1.ru/Gemini/geminiconstr.htm>; Av. Week. 1964.V81. N24.
62. КК Меркурий. Av. Week v.78 N3 p55.
63. КК Союз; <http://www.ktrv.ru/production/69/174/766>
64. Комендантов Г.Л. Левашов В.В. Катапультирование летчика. Авиационная медицина. 1946г. №1.с. 14-17.
65. Костин В.К. Влияние ударных ускорений различного направления на сердечно-сосудистую систему. Авиационная и космическая медицина. Труды III Всесоюзной конференции по авиационной и космической медицине. Калуга. 10-13 июня 1969
66. Космическая биология и медицина. Ред. Яздовский В.И. М. 1966г.
67. Космические аппараты. Ред. К.П.Феоктистов. Воениздат. М. 1983.
68. Космонавтика. Сов. энциклопедия. М. 1985г.

69. Космонавтика. "Советская энциклопедия", 1968.
70. Крагельский И.В. Виноградова И.Э. Коэффициенты трения. Машгиз 1955
71. Красильников А. Хроника космических полетов.
<http://anik1982space.narod.ru>
72. Краткий справочник по космической биологии и медицине. Ред. Бурназян А.И. М. Медицина. 1967г.
73. Кресла для экипажей космических кораблей. Вестник авиации и космонавтики. 2002г. №5.
74. Кресло КК Восток; <http://www.zvezda-npp.ru/musei>
75. Крюков В.Н. Плаксин В.О. Новые данные о биомеханике и характере повреждений черепа. Суд. мед. экспертиза. 1980г. Т.23. №4.
76. Кудрин И.Д. Куманичкин С.Д. Лев И.Д. и др. К патогенезу воздействия импульсных ускорений на организм. Тез. Докл. IV Всесоюзн. Конференц. по космич. биологии и авиакосмич. медиц. Калуга. 1972г. с. 31. М-1972г.- Калуга.
77. Кузнецов О.Л., Сергеев Л.А. Скорость продольных волн в насыщенных песках. В сб.: "Борьба с шумом и вибрацией". Стройиздат, 1966.
78. Курме Д.А. Купч Я.А. Черепно-мозговые повреждения в зависимости от пусковых механизмов. Биомеханика. Тр. Рижского НИИ травматолог. и ортопед. Вып. XIII. 1975г.
79. Куров В.Д. Должанский Ю.М. Основы проектирования ракетных снарядов. Оборонгиз, 1961.
80. Лобанов Н.А. Парашют — средство возвращения из космического пространства. "Вестник воздушного флота", 1958,
81. Лопота В. Мы устремлены в будущее. Авиапанорама. №3 2009.
82. Лоцилов В.И. Газарян А.С. Бабаев Э.П. Некоторые механические свойства черепной костной ткани. Тр. Рижского НИИ травматологии и ортопедии. Вып. XIII. Рига. 1975г.
83. Лоцилов В.И. Газарян А.С. Бабаев Э.П. Собственные напряжения в костных тканях черепа. Мех. полимеров. 1974г. №4.
84. Любин Л.Я., Повицкий А.С. Косой удар твердого тела о грунт. "Прикладная математика и техническая физика", Г966, № I.
85. Ляхов Г.М. Основы динамики взрыва в грунтах и жидких средах. "Недра", 1964.
86. Ляхов Г.М., Нарожная З.В. Экспериментальные исследования взрывных волн в глинистом грунте. "Прикладная математика и техническая физика", 1961, 2.

- 87.Ляхов Г.М., Покровский Г.И. Взрывные волны в грунтах. Госгортехиздат, 1962.
- 88.Мазурин Ю.В. Ступаков Г.П. Прогнозирование действия на человека линейных и ударных ускорений. Космич. биолог. и авиакосмич. медиц. 1989г. Т.23. №4.
- 89.Макэлхейни Д. Робертс Вл. Критерии травмы головы. Мех. полимеров. 1976г. №3 с.465-477.
- 90.Молодцов В.В. История проектирования корабля Восток. Космический альманах 2001г. №5
- 91.Меньшов А.И. Космическая эргономика. "Наука",1971.
- 92.Методические рекомендации по использованию антропометрических данных при конструировании оборудования. ВЦСПС. М. 1982г.
- 93.Миллер Блум. Конструктивные особенности системы аварийного спасения пилотируемых КК на активном участке полета. "Астронавтика и ракетодинамика". Экспресс-информация ВИНТИ АН СССР, 1962, № 44.
- 94.Михеев С.В. Наумов В.А. Поздняков С.С. Рафеенков В.М.Комплекс средств аварийного спасения экипажа вертолета К-52. ж. Полет 2010г. №12.
- 95.Моисеев Ю. Б. Системный подход в эргономическом сопровождении создания средств противоударной защиты летного состава. 4-й международный аэрокосмический конгресс. Сб. тезисов. М. 18-23 авг. 2003г.
- 96.Моисеев Ю.Б. Корженянец В.А. Переносимость человеком ударных перегрузок «бок-бок». Авиакосмич. и экологич. медицина. 2004г. Т.38. N3.
- 97.Моорлат И.В. Витолс Э.А. Рабинович Б,А. и др. Оценка критической скорости удара, вызывающего разрушение позвонков человека. Мех. композитных матер. 1979г. N6 с.1127-1130.
- 98.Мосийчук Н.М. и др. Субдуральные гематомы при непрямой травме головы. Вопросы нейрохирургии. 1994г. №2.
- 99.Новый космический корабль Энергии. Российск. газета. 27.08.2013 №189(6165); 29.08.2013. №191(6167).
100. Нейштад Т., Эриксен. Анализ динамики парашютной системы спасения КА. "Астронавтика и ракетодинамика". Экспресс - информация ВИНТИ АН СССР, 1967, № 26.
101. Обысов А.С. Надежность биологических тканей. М. Медицина. 1971.

102. Обысов А.С. Результаты исследования механических свойств некоторых костей человека. Биомеханика. Тр. Рижского НИИ травматологии и ортопедии. Рига. 1975г. Вып. XIII. с.94-96.
103. От космических кораблей к орбитальным станциям. "Машиностроение", 1971.
104. Пальцев Е.И., Сировский Э.Б. Вязкоупругие и пластические свойства живого мозга. Биомеханика. Тр. Рижского НИИ травматологии и ортопедии. 1975г. Вып.XIII.
105. Петросян Л.В. Моделирование посадки на поверхность планеты космического аппарата с посадочным устройством рычажного типа. ж. Полет 2002 №12
106. Пилотируемые космические корабли. "Машиностроение", 1968.
107. Повицкий А.С. Помахаев В.П. Рабинович Б.А. и др.
Экспериментальная установка для определения противоударных свойств защитных шлемов. Тез. докл. Влияние вибраций различных спектров на организм человека и проблемы виброзащиты.. 4 февр. 1974г. Москва-Левково. ИМАШ. АН СССР. М. Наука 1974г.
108. Повицкий А.С. Помахаев В.П. Рабинович Б.А. Математическая модель тела оператора при воздействии ударных нагрузок на голову. Тез. докл. Влияние вибрац. различных спектров на организм человека и проблемы виброзащиты. 3 – 6 февр. 1972г. Москва-Левково. ИМАШ. АН СССР. М. 1972г.
109. Повицкий А.С., Рабинович Б.А.,Тардов В.М., Чернейкин В.А., Шолпо Л.Н. Купол с плоским основанием, как модель черепа человека при механических нагрузках. Биофизика, 1974г. Т.XIX, Вып. 6.
110. Пономарев А.Н. Пилотируемые космические корабли. Воениздат, 1968.
111. Потемкин Б.А., Ротенберг Р.В., Сиренко В.Н., Фролов К.В. Анализ горизонтальных колебаний тела человека. Тез. докл. Влияние вибраций различных спектров на организм человека и проблемы виброзащиты. 4 февр. 1974г. Москва- Левково. ИМАШ АН СССР. М. Наука. 1974г.
112. Пуриныш И.Ж. Экспериментальные исследования ряда механических свойств межпозвоночных дисков поясничного отдела позвоночника. Мех. полимеров 1974г. с.1090-1095.
113. Рабинович Б.А. Безопасность человека при ускорениях (биомеханический анализ). М. 2007г. 208с.

114. Рабинович Б.А. Расчетная оценка прочности позвоночника человека при продольном ударе с большой скоростью нарастания перегрузки. Проблемы космической медицины. Матер. конфер. 24-26 мая 1966г. М. 1966г.
115. Рабинович Б.А. Расчетная оценка скорости и перемещения плеч пилота при воздействии перегрузки “спина -грудь”. Тез. докл. VII Всесоюзной конфер. по космич. биолог. и авиакосмич. медиц. 1982г. г.Калуга. М-1982-Калуга.
116. Рабинович Б.А. Теоретическое исследование реакции системы “человек-кресло” на продольный удар. IV Всесоюзн. симпозиум “Влияние вибраций на организм человека и проблемы виброзащиты”. Тезисы докл. Левково. М. Наука. 1982г.
117. Рабинович Б.А. Проблема безопасности экипажа при посадке в отделяемой кабине. Авиаци. и космич. новости. №1(2). 1994г
118. Рабинович Б.А. Барер А.С. и др. Физическая модель головы человека. Авт. св. 841022. 1981г.
119. Рабинович Б.А., Денисов В.Н., Константинова Т.Г. Использование многомассовой математической модели позвоночника человека для исследования и прогноза локализации травмы при продольном ударе. .III Всесоюзн. конф. по проблемам биомеханики. Тез. докл. Т. II. Рига. 1983г.
120. Рабинович Б.А. Иванов А.Н. Смирнов Ю.М. и др. Кабина вертолета с шасси с аварийными амортизаторами. Авт. св. 1135114. 1983г.
121. Рабинович Б.А. Кикутс Р.П. Данос Я.А. и др. Прочность позвонков человека при ударе. Мех. композитных материалов. 1983г. №2.
122. Рабинович Б.А. Костин В.К. Голов В.К. и др. Ложемент кресла обезьяны. Авт. св. 1083505. 1983г.
123. Рабинович Б.А. Повицкий А.С. и др. Устройство для испытаний защитных шлемов на ударные нагрузки. Авт. св. 391390. 1973г.
124. Рабинович Б.А. Северин Г.И. Данилин Р.С. и др. Система амортизации кресла пилота космического летательного аппарата. Авт. свид. N 213470. 1967г.
125. Рабинович Б.А., Северин Г.И. Испытания систем “человек-машина”при ударе. В кн. Испытательная техника. Справочн. в 2-х т. Машиностроение. 1982г
126. Рабинович Б.А. Харченко В.И. Баскакин Н.Н. Рябчинский А.И. Манекен человека. Авт. свид. N708395. 1979г.

127. Рабинович Б.А., Гардов В.М., Шолпо Л.Н., Щербакова Е.Я. Оценка пороговой величины скорости удара, вызывающего сотрясения мозга у человека. (Анализ клинических данных). Тез. докл. IV Всесоюзной конфер. по космич. биолог. и медиц. т.1. 1972г. г.Калуга. М-1972-Калуга.
128. Рабинович Б.А., Шолпо Л.Н. Щербакова Е.Я. Зависимость характера черепно-мозговой травмы от условий ударного воздействия. Космич. биол. и медиц. 1971г. №5.
129. Работнов Ю.Н. Сопротивление материалов. М. Физматгиз. 1963г.
130. Райхинштейн В.Х. Овсейчик Я.Г. Функциональное состояние межпозвоночных дисков при быстродействующих динамических вертикальных нагрузках. Ортопед. травматол. и протезир. 1984г. №8 с.26-29.
131. Раньян Х.А. Исследование вопросов динамики конструкций, связанных с полетом человека в космос. "Вопросы ракетной техники", 1967, № 1
132. Распределение давления на сиденье в позе сидя. Пер. с англ. (Product Engineering. 1962г. April.)
133. Рахматуллин Х.А., Сагомоян А.Я., Алексеев Н.А. Вопросы динамики грунтов. МГУ, 1964.
134. Результаты первого в США орбитального космического полета человека 20 февраля 1962. Пер. ВИНТИ №27471/2 М 1962
135. Ржаницын А.Р. Теория ползучести. М. Стройиздат. 1968г.
136. Ротор для посадки СА http://sever-design.at.ua/news/sozдание_kosmicheskogo_korablja_sojuz/2012-08-28-75
137. Рыков Т.В. Влияние скорости деформирования на сжимаемость и сдвиг песчаных и глинистых грунтов при кратковременных нагрузках. "Прикладная математика и техническая физика". 1969, JS 3.
138. Рябчинский А.И. Механизм травмирования человека в автомобиле и биомеханика дорожно-транспортных происшествий. Таллин. Валгус. 1979г.
139. Салтыкова О.Ф. О деформационном механизме экспериментальных контузий головного мозга. Суд.-мед. экспертиза. 1980г. Т.23. N4.
140. Сапрыкин О.А. Соболевский В.Г. Методология и результаты решения задачи точной посадки пилотируемого СА сегментально-конической конфигурации в заданном районе РФ. ж.Космонавтика и ракетостроение. 2012г. №4

141. Свергун В. Агеев В. По баллистической траектории.
www.episodsspace.narod.ru
142. Северин Г.И. Основные концепции систем аварийного спасения экипажей ЛА. Техника воздушного флота. 1991г. №1.
143. Северин Г.И. Катапультируемые кресла нового поколения – высшие технические достижения. Авиапанорама. 1997г. Ноябрь-дек. с.33-35.
144. Северин Г.И. Новая катапульта “Звезды”. Военный парад. . Июль-август 1994г..
145. Северин Г.И. Рабинович Б.А. Катапультные установки современных летательных аппаратов. Конспект лекций. Каф. 607. МАИ. Рукопись. 54стр. 1986г.
146. Северин Г.И. Рабинович Б.А. Проектирование амортизационного кресла космонавта. Конспект лекций. Каф.607 МАИ. Рукопись. 225стр. 1984г.
147. Северин Г.И. Рабинович Б.А. Проектирование амортизационного кресла пилота летательного аппарата. Учебное пособие. МАИ. М. 1987г.
148. Северин Г.И. Рабинович Б.А. Испытания систем аварийного спасения экипажей космических летательных аппаратов. Конспект лекций. Каф. 607. МАИ Рукопись. 86стр. 1983г.
149. Северин Г.И. Рабинович Б.А. Средства испытаний при ударных воздействиях. Испытательная техника. Справочник. Т.1 стр. 403-409. М. Машиностроение. 1982г.
150. Северин Г.И., Повицкий А.С., Рабинович Б.А. Переносимость человеком кратковременных (ударных) перегрузок. (К вопросу о выборе механической модели). Авиационная и космическая медицина. Труды III Всесоюзной конференции по авиационной и космической медицине. Калуга. 10-13 июня 1969.
151. Сингур Н.А. Ушибы мозга. М. Медицина.1970г.
152. Соболевский В.Г. Спускаемый аппарат корабля «Союз» (баллистика, динамика, управление). ж. Полет 2000г. №7.
153. Сокирко Л.Н. О предельных степенях деформаций тонкостенных цилиндрических заготовок при гидрораздаче. Тр. МВТУ №128. Вып 9. 1969. М Машиностроение.
154. Справочник специалиста тыла авиации. Ред. Михайлин И.Т. М. Воениздат. 1972г.

155. Ступаков Г.П. Гозулов С.А. Казейкин В.С. Ударные перегрузки. Совместное Российско-Американское изд. в 5-ти томах. М. Наука. 1997г. Т.3. Кн. 2. с. 68-97.
156. Ступаков Г.П. Меденков А.А. Хоменко М.Н. Пилотажные и ударные перегрузки в авиации. Проблемы безопасности полетов. ВИНТИ. 1994, N 4.
157. Ступаков.Г.П. Козловский А.П. Казейкин В.С. Биомеханика позвоночника при ударных перегрузках в практике авиационных и космических полетов. Проблемы космической биологии. 1987г. т.56. 240 стр.
158. Ступаков Г.П. и др. Вариабельность динамической прочности позвоночника человека. Мех. композит. матер. 1982. №5
159. Суднишников Б.В. Некоторые вопросы машин ударного действия. Новосибирск. 1949г.
160. Тардов В.М. О переносимости человеком ударных угловых ускорений. Авиационная и космическая медицина. Труды III- й Всесоюзной конференции по авиационной и космической медицине. Калуга. 10-13 июня 1969
161. Тардов В.М. К вопросу о переносимости человеком кратковременных: вращений с большими величинами угловых ускорений и скоростей. Проблемы космической медицины. Материалы конференции. 24-27 мая 1966.
162. Труды конференции по результатам первого суборбитального полета человека в США, 1962. Перевод ВИНТИ №27472/2.
163. Уилсон. Ракетно-космический комплекс "Сатурн-5 - Аполлон" для полета на Луну. "Вопросы ракетной техники", 1969, JS 6.
164. Уманский С.П. Человек в космосе. Воениздат,1970.
165. Фертрегт М. Основы космонавтики.,Просвещение,1969.
166. Френч К.Е. Парашютно-ракетная система для вертикальной посадки. "Астронавтика и ракетодинамика". Экспресс-информация ВИНТИ 1965, №47.
167. Цивьян Я.Л. Райхинштейн В.Е. Механические свойства пульпозного ядра поясничных межпозвоночных дисков по данным бародискометрии в эксперименте. Ортопед. травматол. и протезиров. 1970г. №6 с.55-60.
168. Цивьян Я.Л. Райхинштейн В.Е. Межпозвоночные диски. (Некоторые аспекты физиологии и биомеханики). Новосибирск. Наука. 1977г.
169. Цытович Н.А..Механика грунтов. "Высшая школа",1968.

170. Человек. Медико-биологические данные. Международная комиссия по радиологической защите. Публикация N23. М. Медицина. 1977г.
171. Харрис С.М. Крид Ч.И. Справочник по ударным нагрузкам. Л. Судостроение. 1980. Пер. с англ.
172. Хархута Н.Я., Васильев Ю.М. Устойчивость и уплотнение грунтов и дорожных насыпей. Стройиздат, 1964.
173. Хоан В; Ши Л; Запуск космического корабля Шень Чжоу по программе космических полетов КНР. ж.Полет 2000г. №8
174. Цой Д.Н. Протяжка и раздача тонкостенной трубы коническим инструментом. Изв. Вузов. Машиностр. 1987
175. Чернейкин В.А. Шолпо.Л.Н. Дальнейшее изучение черепа человека в виде купола с плоским основанием. Биофизика 1976г. Т. XXI. N2.
176. Шарп М. Человек в космосе. "Мир", 1971.
177. Шевченко А.А. Определение энергии, потребной для деформирования труб методом раздачи. Тр. МВТУ №128 Вып. 9 1969 М. Машиностроение.
178. Шевченко А.А. О предельной степени деформации при раздаче труб жестким коническим пуансоном. Тр. МВТУ «128 Вып. 9 1969 М. Машиностроение.
179. Штейнвольф Л.И. Динамические расчеты машин и механизмов. Машгиз, 1961.
180. Шунейко И.Й. Ракетостроение 1966-1967 гг. Пилотируемые полеты в ближний космос и с посадкой на Луну. Итоги науки. ВИНТИ АН СССР, 1969.
181. Aviation Medicine. /Physiology and human factors/. Ed. J. Ernsting. London. 1978.
182. Barry S. et all. Human tolerance to G_z acceleration loads generated in high-performance helicopters. Av. Sp & Env. Med. 2001. V.72. N8.
183. Beeding E.L. Human Forward Facing Impact Tolerance. "Aerosp.Med." 1961, V.32, №3.
184. Beeding E.L., Mosely J.D. "Aerosp.Med." 1960, V.31, N3.
185. Bernstein Allen J., Musicman Alberto S. MISDAS - a mechanical impact system design for Apollo spacecraft "J. Spacecraft and Rockets" 1967, 4, N6, 740-745.
186. Bourne G.H. Medical and biological problems of Space Flight. New-York-London, 1963

187. Bradfield Todd S., Thonasson P. Terry. Aircraft escape systems design criteria. "AIAA Aerodynam. Decelerat. Syst. Conf., Houston, Texas, 1966." New-York, N.Y.,s.a.,181-187.
188. Brinkly J.W. Raddin J.H. Biodynamics: Transitory acceleration. Fundamentals of aerospace medicine. Ed. De Hart R.L. Philadelphia. 1985.
189. Brown W.D. Parachutes/ London. 1957
190. Brown W.K., Rothstein J.D., Foster P. Human response Apollo Landing impacts in selected body orientations "Aerosp. Med." 1966, V.37, N4.
191. Chu S.T., Nagy A.R., Jr. Probability of rescue in emergency return mission. "J. Spacecraft & Rockets" 1970, 7, N5, 631- 634.
192. Clere J.M. Gillingham K. et all. Effects of G-level and G-onset rate on relaxed +G_z tolerance. Av. Sp. & Env. Med. 1988. V. 59. N5.
193. David O. King L.Y. A mathematical model of spinal response to impact. J. Biomech. 1971. V4. N1. p.49.
194. Frasep T.M. Human response to sustained acceleration, 1966, NASA SP-I03.
195. Frucht A-H. Die Schallgeschwindigkeit in menschlichen und tierischen Geweben. Ztschr.exper. medic. Bd.120. N5. 1953.
196. Gauer O.H. Zuidema G.D. Gravitational stress in aerospace medicine. London. 1961.
197. Gilliea J.A. A textbook of aviation physiology. Pergamon Press 1965.
198. Haug E. Biomechanical models in vehicle accident simulation. ESI Group. France. 1997.
199. Hearon B.F. Brinkly J.W. Effect of seat cushions on human response to +G impact. Av. Sp. & Env. Med. 1986. V. 57. N2. p.113.
200. Henzel J.H. Mohr G.C., von Gierke K.E. Reappaisal of biodynamic implications of human Sections. "Aerosp.Med." 1968, V.39, N3.
201. Hiroshi K. et all. Ergonomic evaluation methods of repeated shocks and vibrations on high speed ships: final report. J. Jap. Inst. Navig. 1982. N67. p.35-44.
202. Human factors in technology. 1963.
203. Kazarian L. E. Identification and classification of vertebra fractures following emergency capsul from military aircraft. Av. Sp. & Env. Med. 1978. N1.
204. Kottke F.J. Mundale M.O. Distribution of mass body on the spine. Archives of physical medicine. 1959. V 40. Sept. pp 379-382.

205. Lenorovitz J.M. Soviet Ejection Seat for Buran Shuttle Qualified for Deployment at up to Mach 4. *Av. Week & Space Techn.* 1991. 10. V1.
206. Manned Spacecraft: Engineering Design and operation 1964.
207. Mavriplis P. Emergency escape from multicrew earth orbital vehicles. "Canadian Aeronautics & Space Journal" 1963, V.'9, N6, 167-176.
208. Nachemson A. The influence of spinal movements on the lumbar intradiscal pressure and on the tensile stresses in annulus fibrosus. *Acta Orthop. Scan.* 1963.V33. p. 183-207.
209. Norman L. G. Kiker J. W. Spacecraft landing systems. "Space Technol. Conf., Palo Alto, Calif., 1967" New York, N.Y., SAE, 1967, 279-290.
210. Omay A.H. et al. The role of whiplash cerebral concussion. Proc. 10-th Stapp Carcrash conf. 1967. p. 197.
211. Orne D. King L. A mathematical model of spinal response to impact. *J. Biomech.* 1971; 4; N1.
212. Pakhomov E. Russian catapult. Passport to the new world. 1993. N7-8. p.118-119.
213. Payne P.C. A field method of measuring soil/metal friction. *J. Soil Sci.* 1956. N2.
214. Proceedings of 8-th Symposium on Space Technology and Science in Tokyo 1969, Tokyo 1969, I019-I036.
215. Proceedings of the seventh Annual Meeting of the American Astronautical Society Dallas. Texas, January 16-18, 1961.
216. Proceedings of the Seventh International Symposium of Space Technology and Science, May 15-22, 1967. Ed. Kuroda Yasuhiro, Tokyo, 1968, 866 pp, ill.
217. Ray H.A., Burns F.T. Development and qualification of Gemini escape system. "NASA TN D-403I".
218. Peterson R.L. Personal Seating research for air force aerospace vehicles. 3SAB Preprint 1964, N85IC, 16pp, ill.
219. Roberts V.L. Robbins D.H. Kinematic analysis of human volunteer tests. Human Impact Response. Mear. and simulat. Proc. Symp. Warren. Mich. 1972. New York-London. 1973. p. 393.
220. SAE Space Technology Conference 1968. Washington N.Y., 1968, p.147-155
221. Schaefer K.E. Bioastronautics, 1964.

222. Schultz A.B. et all. Analog studies of force in the spine: mechanical properties and motion segment behavior. J Biomechanics. 1973. V6. p.337-383.
223. Severin G.I. Comprehensive approach to the problem of crew emergency escape from flying vehicles. Aircraft flight safety conference . Zhukovsky. Russia. Aug.31-Sept.5 1993. M. 1993.
224. Shock and Vibration Handbook. New-York-Toronto-London,1961.
225. Stapp J.P. Taylor E.R. Space cabin landing impact vector effects on human physiology. Aerospace Medic. 1964. V.35. N12.
226. Swearingen J.J. et all. Human voluntary tolerance to vertical impact. Aersp. Med. 1960. V31. N12. p.989.
227. Swiringen at all. "Aersp.Med."1960, V.31, N12.
228. Vitols E.A. Danos J.A. Kostin V.K. Moorlat N.V. Rabinovich B.A. The evaluation of critical impact velocities causing human spine fractures. Seara med. Neuroc. (San Paulo) 1982. V.XI. N3.
229. Vulcan A.P. et all. Effects of bending on the vertebral column during +G acceleration. Aerospace Medic. 1970. V.41 N3. p. 294.
230. Weis E.B. et all. Measurement of human response to short duration impact. J. Biomech. 1973. V6; N6; p. 719.
231. Weis E.B., Clarke N.P., Brinkley J.W. "Aersp.Med." 1963, V.34, N12.
232. Wilks W.E. Gemini's ejection escape system reported more then adequate. "Missiles & Rockets" 1964, 2/XI, V.I5, N18, p.24-25, ill.

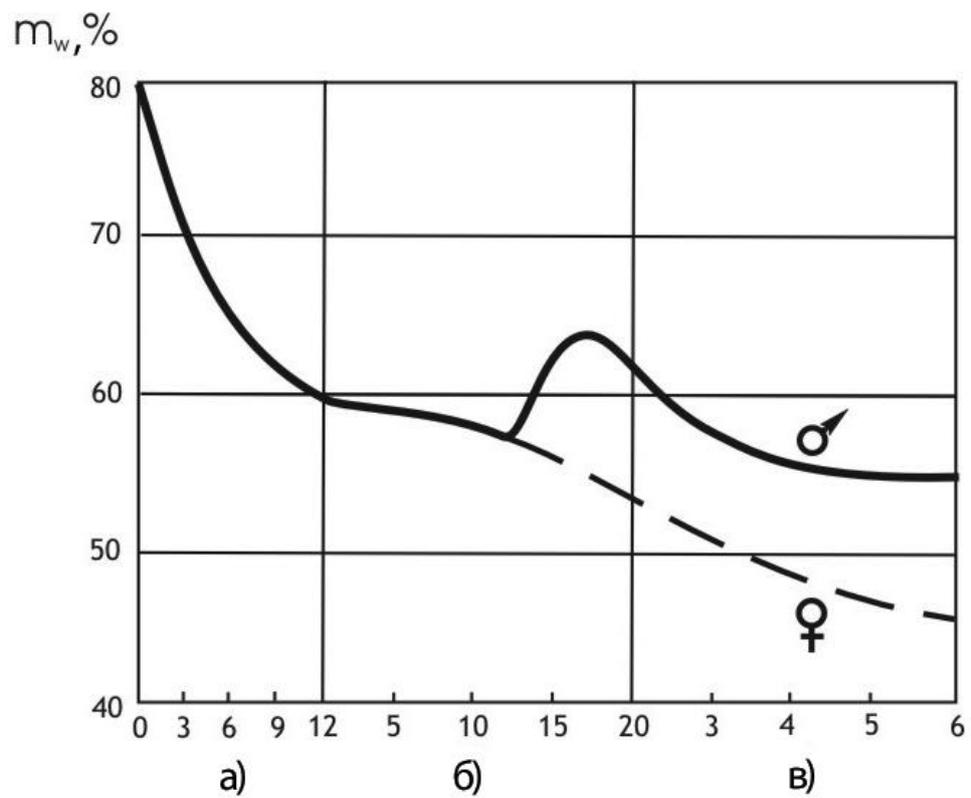
9. Приложение.

Справочные данные по биомеханическим параметрам тела человека.

Жидкость в организме человека. [170]

<i>Nn/n</i>	Наименование	Масса <i>z</i>	Объем мл
1	Общая жидкость на 1 кг массы Мужчины Женщины		600 500
2	Внеклеточная жидкость на 1 кг массы		

	Мужчины		340
	Женщины		300
3	Вся кровь		
	Мужчины	5500	5200
	Женщины	4100	3900
4	Распределение крови, мужчины.		
	артерии	1060	1000
	вены	3380	3200
	легкие	530	500
	сердце	530	500
5	Распределение крови, женщины.		
	артерии	790	750
	вены	2500	2400
	легкие	420	400
	сердце	370	350
6	Содержание крови в головном мозге	504	480
7	Ликвор		
	мужчины	120	120
	женщины	100	100



Полное количество жидкости организма у мужчин и женщин в зависимости от возраста (в процентах от массы тела).
 а) – месяцы; б) – годы; в) – десятилетия[170].

Характерные размеры тела человека, в мм.
Возраст 20 – 59 лет (СССР), 18 – 45 лет (США) [30].

№	Наименование	m СССР	σ СССР	5-й перцентиль		95-перцентиль	
				СССР	США	СССР	США
1	Рост стоя						
	муж. жен.	1680 1567	58 57	1585 1470	1650 1520	1775 1660	1850 1750
2	Рост сидя						
	муж. жен.	887 841	31 30	836 790	860 680	938 890	965 960
3	Высота плеча над сиденьем (сидя)						
	муж. жен.	586 560	27 27	543 515	535 450	629 605	635 630
4	Ширина плеч (габарит)						
	муж. жен.				430 330		480 480
5	Ширина бедер (габарит)						
	муж. жен.	344 388	21 31	310 337	330 320	380 439	380 390
6	Зона вертикальной досягаемости (стоя, от пола)						
	муж. жен.	2140 1981	84 76	2000 1860	1950 1750	2280 2110	2260 2060
7	Зона боковой досягаемости (от оси тела)						
	муж. Жен.				740 685		865 960

Средние показатели подвижности позвоночника человека (градусы) [157].

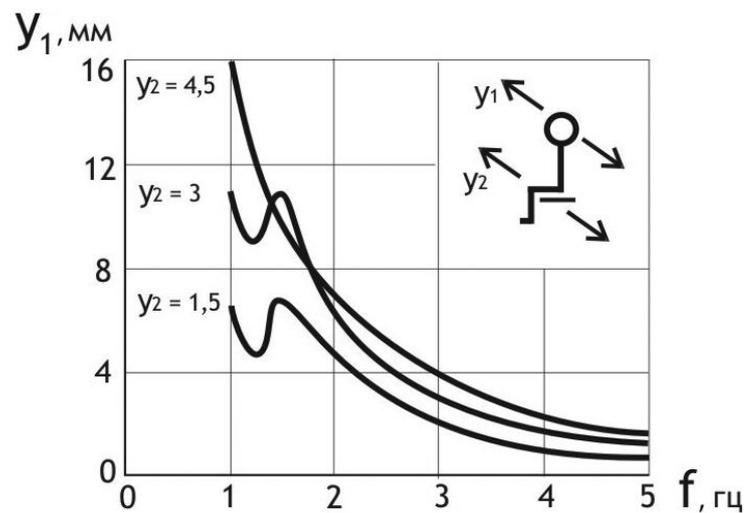
N п/п	Отдел позвоночника	Сгибание (кивок вперед)	Выгибание (кивок назад)	Боковой наклон	Вращение вокруг вертик. оси
1	Шейный	70	60	30	75
2	Грудной	50	55	100	40
3	Поясничный	40	30	35	5
4	Всего	160	145	165	120

Показатели подвижности головы человека (градусы) [92].

N п/п	Наименование	Среднее значение	5-й перцентиль	95-й перцентиль
1	Наклон назад	60	34	85
2	Наклон вперед	44	25	70
3	Наклон вправо	40	24	60
4	Наклон влево	42	26	62
5	Поворот вправо	73	53	86
6	Поворот влево	72	55	86

Резонансные частоты тела человека [113].

№п/п	Тело человека и поза	Резонансная частота, гц.
1	Стоя в напряжении (ось z)	6 и 11...12
2	Стоя расслаблено (ось z)	4...5
3	Стоя (ось x)	2
4	Сидя (ось z)	5...6
5	Голова/плечи; стоя	5...12
6	Голова/плечи; сидя	4...5
7	Барабанная перепонка	1000
8	Кисть	1...3
9	Грудная клетка	3,5
10	Позвоночник (ось z)	8
11	Органы брюшной полости	3...3,5
12	Бедро стоя (ось z)	4
13	Бедро сидя (ось z)	2...8
14	Стопа сидя	< 10



Экспериментальные данные о поперечных вынужденных колебаниях головы человека относительно сиденья;

y_1 – амплитуда колебания головы [мм];

y_2 – амплитуда колебаний сиденья [мм] [111].

Плотность тканей и органов тела человека [170].

№п/п	Наименование	Плотность г/см ³
1	Костная ткань	2,2
2	Кортикальная ткань	1,85
3	Трабекулярная ткань	1,08
4	Хрящ	1,1
5	Сердце	1,03
6	Почки	1,05
7	Головной мозг	1,035
7.1	Белое вещество	1,043
7.2	Серое вещество	1,0385
8	Спинальный мозг	1,38
8.1	Белое вещество	1,0244
8.2	Серое вещество	1,0382
9	Ликвор	1,0069
10	Кровь	1,055
10	Жировая ткань	1,92
11	Плотность тела в целом	
11.1	мужчины	1,07
11.2	женщины	1,0385

Скорость звука в теле человека [34;195].

№п/п	Тип ткани	Скорость звука м/с
1	Мягкая жировая ткань	1465...1495
2	Мягкие ткани	1500...1600
3	Компактная кость (плотность 1,93...1,98 г/см ³)	3360

Повреждения позвонков в зависимости от величины относительной деформации при статическом нагружении [40].

Степень повреждения	Характеристика повреждения	Величина относительной деформации %
1	Упругая (обратимая) деформация. Структурные макроскопические повреждения отсутствуют	6
2	Первые макроскопические необратимые изменения. Сжатие лимбической зоны.	12...13
3	Трещины и сдавления в области обхвата талии позвонка	17...18
4	Переломы внутри тел позвонков без смещения отломков.	25...26
5	Переломы тел позвонков со смещением отломков	36...37

Несущая способность (P_s) и предел прочности (σ_s) позвонков грудного и поясничного отделов. Мужчины. Возраст 18...50 лет. [157]

Позвонок	Колич. наблюдений	(P_s) [н]		(σ_s) [Па $\times 10^{-5}$]	
		m	σ	m	σ
T ₂	1	4000	-	61,8	-
T ₃	2	5825	-	93,3	-
T ₄	3	5623	507	91,7	6,4
T ₅	5	5360	1081	89,2	20,0
T ₆	7	5319	1196	79,2	13,0
T ₇	8	6014	1479	79,8	18,9
T ₈	9	6067	1682	73,1	17,8
T ₉	7	6943	1499	69,9	12,6
T ₁₀	61	6753	1601	71,3	18,0
T ₁₁	3	7611	1411	72,1	15,8
T ₁₂	1	7000	-	68,0	-
L ₁	2	9950	-	59,9	6,8
L ₂	2	9600	-	61,1	-
L ₄	30	10383	2043	69,7	14,43

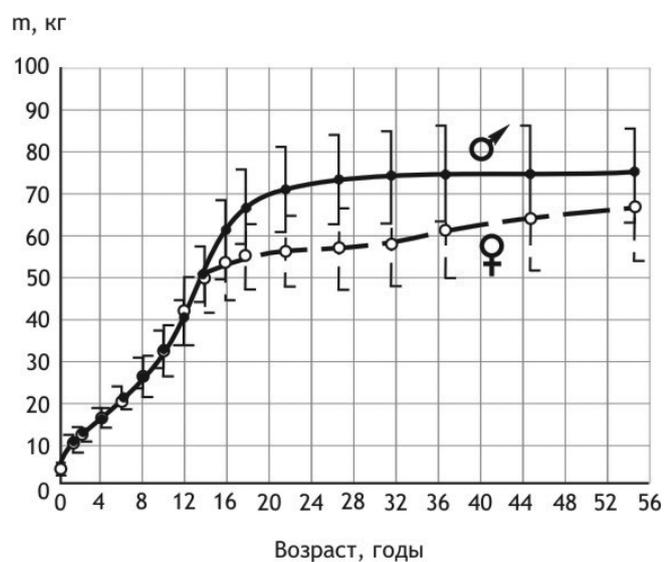
Несущая способность (P_s) и максимальная упругая деформация ($(\epsilon_{\text{упруг}})_{\text{max}}$) позвонков. Средние значения по 6 – 16 наблюдениям. Мужчины. Возраст 19 – 40 лет. Скорость приложения нагрузки 10 мм/мин [40].

№	Наименов. позвонка	P_s [Н]	$(\epsilon_{\text{упруг}})_{\text{max}}$ %	Примечания
1	C ₁	8100	-	В шейном отделе предел прочности составил $\sigma_s \approx 117 - 155$ [Па · 10 ⁻⁵]; средний модуль упругости E = 1540 [Па · 10 ⁻⁵].
2	C ₂	5100	-	
3	C ₃	4040	8,8	
4	C ₄	4080	8,7	
5	C ₅	4530	9,6	
6	C ₆	5630	9,7	
7	C ₇	4640	9,0	В грудном и поясничном отделе предел прочности составил $\sigma_s \approx 82 - 100$ [Па · 10 ⁻⁵]; средний модуль упругости E = 1420 [Па · 10 ⁻⁵].
8	T ₁	4750	7,8	
9	T ₂	4360	6,4	
10	T ₃	4670	5,9	
11	T ₄	5250	5,8	
12	T ₅	5510	6,1	
13	T ₆	6190	6,3	Для (P_s) отклонения от средних значений составляли 15 – 20 %; в некоторых случаях до 40%.
14	T ₇	6810	6,1	
15	T ₈	8240	6,3	
16	T ₉	8400	6,3	
17	T ₁₀	8600	6,7	
18	T ₁₁	9170	7,6	
19	T ₁₂	10540	7,0	Для (σ_s) отклонения от средних значений составляли 20 – 30%; в некоторых случаях до 50%.
20	L ₁	10590	6,7	
21	L ₂	11750	6,8	
22	L ₃	12690	5,9	
23	L ₄	12960	6,7	
24	L ₅	12860	6,3	

Сравнительные данные прочности мужских и женских позвонков в грудном отделе. Позвонок T₁₀ [157].

Табл. 3.13

Мужчины				Женщины			
P _s [Н]		σ _s [Па · 10 ⁻⁵]		P _s [Н]		σ _s [Па · 10 ⁻⁵]	
m	σ	m	σ	m	σ	m	σ
6657,5	1886	68,99	19,86	5994	1398	67,47	17,79



Зависимость массы тела ($\pm\sigma$) мужчин и женщин от возраста [170].

Масса органов тела человека [170].

№п/п	Наименование	Масса г
1	Сердце (без крови) мужчины женщины	330 240
2	Печень мужчины женщины	1800 1400
3	Головной мозг	

	мужчины женщины	1400 1200
4	Спинной мозг мужчины женщины	30 28

