

СИСТЕМЫ ПАССИВНОЙ ЗАЩИТЫ КАК СРЕДСТВА СПАСЕНИЯ ЭКИПАЖЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ПРИ АВАРИЙНОЙ ПОСАДКЕ

М. В. Сосунов

В статье приведены результаты исследований системы пассивной защиты членов экипажа и пассажиров вертолетов и самолетов военно-транспортной авиации.

Эксплуатация современной авиационной техники связана с различного рода ограничениями, определенными техническими и человеческими возможностями, выход за пределы которых может привести к ситуации, при которой продолжение полета становится невозможным и экипаж вынужден немедленно покинуть летательный аппарат (ЛА), либо совершить вынужденную аварийную посадку.

Аварийная посадка может быть применена для завершения полета на любом типе ЛА. Она сопровождается действием ряда неблагоприятных факторов, основными из которых являются ударные перегрузки, оказывающие разрушительное влияние на элементы конструкции ЛА и человека. Отечественные ЛА имеют некоторые ограниченные средства противоударной защиты. В основном это система фиксации человека в кресле и защитный шлем, предназначенные для защиты от чрезмерного инерционного смещения тела и соударения с элементами конструкции кабины ЛА.

Анализ исходов авиационных происшествий (АП), связанных с аварийной посадкой ЛА, указывает на необходимость оборудования ЛА средствами пассивной защиты экипажа и сопровождающих лиц за счет применения на ЛА энергопоглощающих элементов конструкции.

Статистика АП показывает, что наибольшее их количество, связанное с аварийной посадкой и гибелью (травмированием членов экипажа (пассажира)), происходит на вертолетах. Было установлено, что во многих случаях аварийная посадка – основной способ спасения экипажа в аварийной ситуации. Она сопровождается высокой частотой гибели (39 - 45%) и травмирования (20%) летного состава. Иными словами, 59 - 65% членов экипажа гибнет или получает тяжелые травмы. Основная причина неблагоприятных исходов связана с воздействием ударных перегрузок в момент аварийной посадки и практически отсутствием средств противоударной защиты экипажа.

Проведенные исследования показывают, что такая же неблагоприятная обстановка имеет место и на военно-транспортных самолетах. Так при незначительных повреждениях самолетов на посадке все члены экипажа получают незначительные травмы, при значительных повреждениях самолета погибает до 60% членов экипажа. Полное разрушение ЛА сопровождается, как правило, гибелью всего экипажа и до 98% пассажиров.

На сегодняшний день, существующие средства спасения экипажа ЛА и пассажиров в аварийной ситуации подразделяются на три категории:

- средства принудительного аварийного покидания (катапультные установки, отделяемые кабины, ракетно-парашютные системы);
- средства не принудительного аварийного покидания, в качестве которых используются спасательные парашюты;
- системы пассивной защиты экипажа, основанные на применении средств поглощения энергии удара при аварийной посадке ЛА.

На протяжении многих лет существования авиации единственным средством спасения экипажа ЛА при возникновении аварийной ситуации в полете был спасательный парашют. Однако его использование в качестве средства спасения ограничивалось скоростями, не превышающими 400-500 км/ч. Кроме того, спасательный парашют имеет ограничение по минимально-безопасной высоте его применения, которая составляет 80-100 м. На вертолетах применение парашютов связано с опасностью столкновения при прыжке с лопастями несущего и хвостового винтов и другими элементами конструкции. Несмотря на существующие ограничения, парашют остается основным спасательным средством для многих типов ЛА.

Современные пилотируемые боевые летательные аппараты оснащены средствами принудительного аварийного покидания (СПАП), в состав которых в настоящее время входит одно из технических устройств – катапультная установка (КУ) или ракетно-парашютная система (РПС).

Одним из средств спасения экипажей вертолетов, рассматриваемых в качестве перспективных, является также система принудительного покидания. Вопросы применения СПАП рассматриваются только для вертолетов, которые не предполагается использовать для перевозки пассажиров. В качестве средства принудительного отделения могут использоваться как катапультные установки, так и системы вытягивания летчика буксировочным двигателем на упругом фале.

Единственным зарубежным ЛА с несущим винтом, который оборудован системой принудительного покидания с буксировочным двигателем на упругом фале, является экспериментальный вертолет S-72 фирмы Сикорский.

Из отечественных вертолетов, на которых применяется установка РПС, является вертолет Ка-50 (Ка-52). РПС оборудованы опытные образцы вертолета. Однако опыта эксплуатации РПС на этих вертолетах нет, в связи с чем и нет оценки эффективности этих систем.

Спасение членов экипажа и пассажиров с помощью средств пассивной защиты происходит за счет поглощения энергии удара при грубой посадке элементами конструкции ЛА.

Таким образом, к существующим и оправданным средствам спасения экипажа и пассажиров вертолетов и транспортных самолетов можно отнести только средства пассивной защиты.

Средства пассивной защиты, к которым относятся амортизационные стойки шасси, амортизационные кресла и т.д., являются средствами поглощения энергии удара при аварийном приземлении летательного аппарата и в своей совокупности образуют систему пассивной защиты (СПЗ).

Современные конструкции СПЗ основаны на поглощении энергии удара элементами конструкции ЛА (шасси, кресла, фюзеляж). Повышение безопасности экипажа при аварийной посадке достигается за счет оптимального сочетания конструктивных, эксплуатационных и эргономических требований. Это повышение стойкости к разрушениям конструкции при ударе, улучшение амортизационных свойств шасси и кресла и применение надежной системы фиксации летчика (пассажира) в кресле, создание удовлетворительных условий в интерьере кабины, исключающего повреждение членов экипажа при деформации конструкции.

Применение системы амортизации удара существенно меняет характер ударного воздействия, как на конструкцию ЛА, так и на членов экипажа.

Исследования показали, что аварийные посадки вертолетов происходят с вертикальными скоростями $V_{ycp}=6,4$ м/с и горизонтальными скоростями $V_{xcp}=17$ м/с. В предельных случаях эти значения достигают 14, 3 м/с и 60 м/с, соответственно. Углы тангажа и крена в момент касания грунта в 80% случаев не превышали $\pm 20^\circ$.

Следует отметить, что в отечественной практике СПЗ не нашло должного понимания и применения.

Большинство отечественных вертолетов рассчитано на посадочную скорость до 3,6 м/с и величину ударной перегрузки не более $n_y=3,5$ ед. В то же время, на американском вертолете АН-64А «Араче» кресла членов экипажа имеют энергопоглощающие устройства, которые, совместно с другими элементами СПЗ, обеспечивают выживание членов экипажа при ударе вертолета о землю с перегрузкой до 37 ед., рассеивая энергию удара, действующую на летчика до $n_y=13$ ед. При аварийной посадке вертолета скорость снижения допускается до $V_y=12$ м/с.

На опытном отечественном вертолете Ми-28 создана система пассивной защиты как средство спасения экипажа при аварийной посадке. Расчеты и эксперименты показывают, что диапазон допустимых вертикальных посадочных скоростей для различных полетных весов может составлять 10 - 11 м/с при соответствующих доработках СПЗ.

Система пассивной защиты экипажа вертолета Ми-28 спроектирована в основном для гашения вертикальной составляющей скорости удара при аварийной посадке. В состав СПЗ входят следующие элементы конструкции вертолета:

- шасси с аварийными камерами амортизаторов;
- амортизационные кресла экипажа;
- поворотная панель пола кабины летчика.

Кресла экипажа имеют энергопоглощающие устройства, которые должны обеспечивать выживание членов экипажа при ударах вертолета о землю с перегрузкой до 50 ед., рассеивая энергию удара до перегрузок 13 - 18 ед.

Сущность работы рассматриваемых систем пассивной защиты состоит в том, что гашение скорости, которую имеет ЛА перед касанием посадочной

поверхности, организуется так, чтобы воздействующие на человека перегрузки не превышали допустимых норм.

Поглощение энергии удара осуществляется за счет работы шасси и деформации элементов конструкции фюзеляжа, а также за счет поглощения энергии движения противоударными элементами (амортизаторами шасси и кресла).

Амортизационные устройства кресла, устанавливаемые на ЛА совместно с другими элементами конструкции (амортизационными шасси, энергопоглощающими элементами фюзеляжа, элементами конструкции кабины и т.д.) должны обеспечивать травмобезопасность членов экипажа и пассажиров (десантников), размещенных в креслах военно-транспортных самолетов и вертолетов в условиях действия ударных перегрузок, не ниже 0,95, при этом риск смертельных повреждений должен быть не более 0,005.

Основной удар, кроме величин, составляющих вектор скорости, характеризуется также положением вертолета в момент первого касания. Наиболее значимыми здесь являются углы тангажа и крена.

Вторичные удары и дальнейший процесс движения торможения горизонтальной составляющей скорости удара, как правило, сопровождается вращением вертолета вокруг продольной и вертикальной осей несущего винта за землю и последующий разрушением.

Наиболее вероятное конечное положение вертолета на земле в этом случае – перевернутое набок. Указанный характер движения относится к вертолетам, шасси которых разрушаются после основного удара. Поэтому процесс движения при вторичных ударах вертолетов с шасси с дополнительными аварийными камерами будет более устойчивым.

При оценке параметров удара при аварийной посадке на шасси без крена (т.е. прямого удара) вычисляются скорость касания и скорость корпуса вертолета $V_{ду}$ после обжатия шасси с учетом энергоемкости шасси.

Если посадка совершается со скоростями, меньшими, чем $V_{шп}$, то посадочная скорость полностью гасится за счет работы шасси.

Значение скорости удара днища фюзеляжа вертолета будет вычисляться по формуле:

$$V_{\dot{a}y} = \sqrt{V_{oy}^2 - V_{\phi\phi}^2},$$

где $V_{ду}$ - скорости удара днища фюзеляжа;

$V_{шп}$ - расчетная посадочная скорость шасси;

V_{oy} - вертикальная скорость снижения.

Если при данном значении потерянной при ударе вертикальной составляющей скорости V_y не происходит соударения днища фюзеляжа с посадочной поверхностью, то амортизируемое кресло не совершает движение относительно фюзеляжа и параметры внешнего механического воздействия на человека определяются работой амортизаторов опор шасси и вычисляются по следующим формулам:

$$n_{\sigma} = \frac{V_{oy}^2 \cos \alpha}{2H_{\sigma} k_i g};$$

$$t_n = \frac{V_{oy}}{n k_i g},$$

где $n_{ш}$ – перегрузка;

t_n – время действия;

$H_{ш}$ - ход обжатия шасси по вертикали;

g – ускорение свободного падения;

k_n - коэффициент полноты обжатия шасси.

Если при данном значении потерянной при ударе вертикальной составляющей скорости V_y энергоемкость шасси оказывается недостаточной и происходит соударение днища с посадочной поверхностью ($V_{oy}>0$), перегрузки, действующие на членов экипажа, определяются силами взаимодействия днища фюзеляжа с посадочной поверхностью.

При аварийной посадке вертолета с положительными углами тангажа, которые являются наиболее вероятными при посадке, происходит быстрое обжатие хвостовой опоры шасси, затем деформация хвостовой балки и переваливание на основные опоры шасси. Скорость встречи основных опор шасси с посадочной поверхностью зависит от скорости и угла тангажа в момент касания хвостовой опоры шасси посадочной поверхности, а также от тяги несущего винта в процессе переваливания.

Величина тяги несущего винта (НВ) оказывает существенное влияние не безопасную посадочную скорость при посадке с большими углами тангажа. Это обстоятельство определяет важность своевременного подрыва общего шага несущего винта. Динамика посадки с креном зависит от V_y и γ .

В зависимости от варианта конструктивного выполнения агрегатов вертолета, определяющих поглощение энергии при аварийном приземлении, можно выделить несколько основных типов зависимости ударных перегрузок на креслах экипажа. На рис. 1а представлены возможные типы этих зависимостей для случаев аварийного приземления с одной и той же вертикальной скоростью в момент касания посадочной поверхности для следующих вариантов конструкций:

1. Вариант конструкции с шасси, рассчитанным на посадочную скорость $V_{шy}=3,5 - 3,7$ и с креслами экипажа без амортизации (линия т. 1-2-3-4-5-6). В этом случае в процессе обжатия шасси перегрузки могут быстро достигать максимально возможных по условиям прочности опор шасси ($n_y>3,5$) значений, после чего вероятно разрушение шасси до конца его обжатия. Скорость удара днища о посадочную поверхность и скорость отскока корпуса в этом случае велики. Перегрузки на полу кабины могут достигать величин $n_y=20 - 90$ ед.

2. Вариант конструкции с шасси, имеющим дополнительную аварийную ступень амортизации (линия т. 0-1-2-8-9). Конструкция шасси обеспечивает полный амортизационный ход шасси без разрушения до конца

обжания. Скорость удара днища о посадочную поверхность и скорость отскока значительно снижены.

3. Вариант конструкции с шасси, имеющим дополнительную аварийную ступень амортизации, и с креслами экипажа, и имеющими амортизаторы, ход которых недостаточен для данной скорости аварийного приземления (линия т. 1-7-10-11-12-13). После прохождения амортизационного хода в этом случае будет происходить соударение подвижной части кресла с полом кабины и типовой заброс перегрузки.

4. Вариант конструкции с шасси, имеющим дополнительную аварийную ступень амортизации, и с креслами экипажа, имеющими амортизационный ход, достаточный для данной скорости приземления (линия т. 0-1-7-10-14-15). В этом случае значения перегрузок не превышают допустимых из условия минимального травмирования позвоночника летчика.

5. Энергоемкость амортизатора зависит, помимо величины амортизационного хода, и от величины создаваемой перегрузки торможения.

Зависимость вероятности получения травм позвоночника от величины ударной перегрузки позволяет уточнить регламентирующие уровни ударного воздействия на человека в направлении «голова-таз». Эта зависимость показывает, что уровень перегрузок, принимаемый для реализации в конструкциях амортизационных кресел, должен выбираться из расчета перегрузки, действующей на члена экипажа, в районе значений $n_y=8 - 12$ ед. Однако, из-за того, что энергоемкость опор шасси и амортизационный ход кресел конструктивно ограничен (из-за роста массы и аэродинамического сопротивления), при аварийной посадке со значительными вертикальными скоростями будет происходить соударение подвижной части кресла с полом кабины и заброс перегрузки значительно выше рекомендуемых значений. В этом случае доля травм может быть большой.

Для иллюстрации этого положения на рис. 1б приведены данные зависимости перегрузок n_y от вертикальной скорости V_y для системы амортизации типа вертолета АН-60А, а в таблице 1 приведена вероятность травмирования позвоночника в зависимости от вертикальной скорости.

Таблица 1

Зависимости вероятности травмирования позвоночника при аварийной посадке вертолета АН-60А от значений вертикальной скорости

Интервал скорости V_y , м/с	0 - 3,6	3,6 - 6,1	6,1 - 12,8	>12,8
Вероятность аварийной посадки в интервале приведенных значений V_y	0,04	0,16	0,73	0,07
Вероятность травмы позвоночника, %	0	0,36	3,97	51,37

При исследовании динамики работы СПЗ в момент аварийного приземления рассматриваются следующие этапы процесса посадки.

На первом этапе аварийного приземления происходит работа посадочных устройств ЛА в момент касания поверхности земли. В зависимости от условий аварийного приземления может происходить штатная либо аварийная работа амортизаторов шасси, деформация или разрушение элементов конструкции ЛА. Работа амортизатора опоры шасси с аварийной камерой на прямом ходе обжатия происходит следующим образом. На первом этапе, до момента страгивания эксплуатационного амортизатора обжимается только пневматик. Развиваемое при этом усилие описывается формулой:

$$P = P_{\text{пн}} = c_{\text{пн}} y_{\text{пн}},$$

где $P_{\text{пн}}$ - усилие при обжатии пневматика;

$c_{\text{пн}}$ - коэффициенты жесткости пневматика;

$y_{\text{пн}}$ - перемещение оси пневматика относительно посадочной поверхности.

С момента, когда усилие в пневматике равно усилию страгивания эксплуатационного амортизатора, процесс описывается формулами:

$$P = P_{\text{пн}} = k_p P_{\text{э.ам}} \frac{\cos \alpha_2}{\cos(\alpha_2 + \gamma)},$$

$$P_{\text{э.ам}} = \frac{P_0 F_{\text{шт}}}{\left(1 + \frac{y_{\text{э.ам}} F_{\text{пл}}}{V_0}\right)} + \xi \frac{\rho F_{\text{д}}}{2f^2} V_0^2,$$

где $P_{\text{э.ам}}$ - усилие вдоль оси эксплуатационного амортизатора;

k_p - коэффициент передаточного отношения по усилиям между пневматиком и амортизатором;

P_0, V_0 - давление и объем газа в амортизаторе;

$F_{\text{шт}}$ - площадь поперечного сечения штока;

$F_{\text{пл}}$ - площадь поперечного сечения плунжера;

ξ - коэффициент гидравлического сопротивления;

f - площадь дроссельных сечений;

γ - угол тангажа;

ρ - плотность жидкости;

V_0 - скорость перемещения штока эксплуатационного амортизатора относительно его корпуса;

$y_{\text{э.ам}}$ - перемещение эксплуатационного амортизатора.

Для вертолета применение в качестве СПЗ только шасси с повышенной энергоемкостью недостаточно, так как гашение энергии удара этими устройствами обеспечивается для вертикальных скоростей снижения:

$$V_{y \max} = (2 - 3)V_{\text{э.ам}}$$

На рис. 2 представлен график изменения вертикальной составляющей перегрузки на рабочем месте экипажа в зависимости от энергоемкости шасси.

При аварийной посадке вертолета с большими скоростями V_y ($V_y > V_{\text{эксп}}$) значение перегрузки при ударе днища вертолета о посадочную поверхность превысит перегрузку срагивания амортизатора кресла и начнется перемещение подвижной части кресла.

В США на вертолетах отказались от применения систем применения катапультирования, и пошли по пути создания систем безопасности, основанных на принципе поглощения энергии удара. «Военный стандарт 1290» определяет требования к безопасности при аварии вертолетов и легких самолетов. Согласно этому стандарту армейские легкие вертолеты должны выдерживать скорости при ударе без гибели членов экипажа и пассажиров и без получения ими серьезных травм, численное значение которых приведено в таблице 2.

Таблица 2

Требования Военного стандарта 1290 (ВВС США) по предельным значениям скоростей при аварийной посадке для легких вертолетов

Направление вектора скорости	Величина скорости, м/с
Вертикальное (вниз)	12,8
Поперечное	9,1
Продольное (вперед)	15,2

При проектировании вертолетов YUH-60A, YUH-61, YUH-63, YUH-64 были применены следующие компоновочные и конструктивные решения, обеспечивающие выживание членов экипажа и десантников после удара вертолета о землю с вертикальной скоростью 12,8 м/с. Фирма «Нортон» создала сиденье для экипажа, позволяющее снизить перегрузки, действующие на человека, до 15 g (вместо 48 g на обычном кресле) при ударе.

Фирма ААН разработала кресло повышенной безопасности для вертолетов Белл УН-1 и YUH-60. Кресло выполнено в виде бронированной люльки, прикрепленной к опорной конструкции фирменной системой из 6 телескопических стержней – поглотителей энергии. Кресло может перемещаться относительно любой из 3 осей в зависимости от направления приложения нагрузки. Эти кресла позволяют снизить перегрузки, действующие на членов экипажа при аварии, до 20 g (вместо 48 g на штатном кресле).

На вертолетах программы UTTAS и ААН установлены амортистойки шасси с двухступенчатой амортизацией. Вертолет YUH-64 имеет шасси, которое поглощает 2/3 энергии удара, при ударе со скоростью 12,8 м/с за счет поглощения кинетической энергии шасси скорость вертолета снижается до 3,8 м/с. Эта скорость гасится за счет энергопоглощающих устройств кресел и деформации конструкции вертолета.

Система крепления двигателя и главного редуктора предотвращает «проваливание» этих агрегатов в кабину при ударе вертолета о землю.

Топливные баки и трубопроводы повышенной живучести (самогерметизирующиеся) уменьшают возможность возникновения пожара. При ударе о землю детали шасси вертолета не могут попасть в кабину, кроме того, шасси удалено от топливных баков.

Таким образом, подводя итог вышеизложенному, можно сделать вывод, что основным средством спасения членов экипажа и пассажиров вертолетов и самолетов военно-транспортной авиации при аварийной посадке является система пассивной защиты, работа которой основана на поглощении энергии удара. СПЗ позволяет погасить энергию удара, приходящуюся на членов экипажа и пассажиров при аварийной посадке до допустимых значений.

В нашей стране в настоящее время СПЗ применена в полной мере только на вертолете Ми-28.

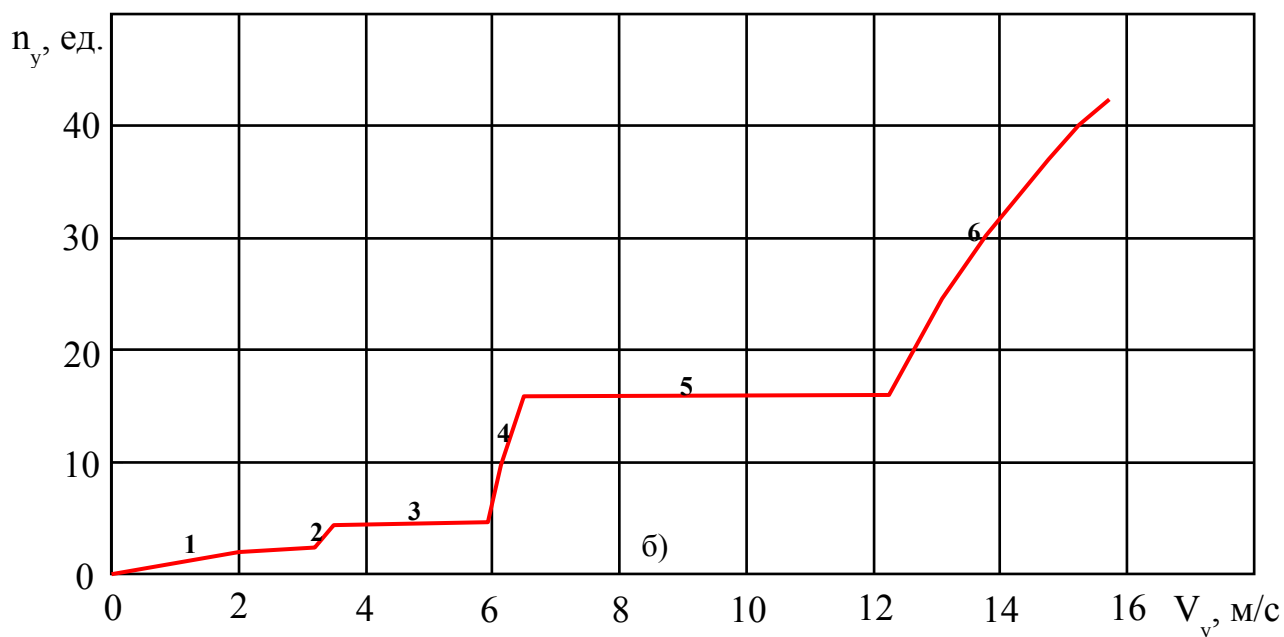
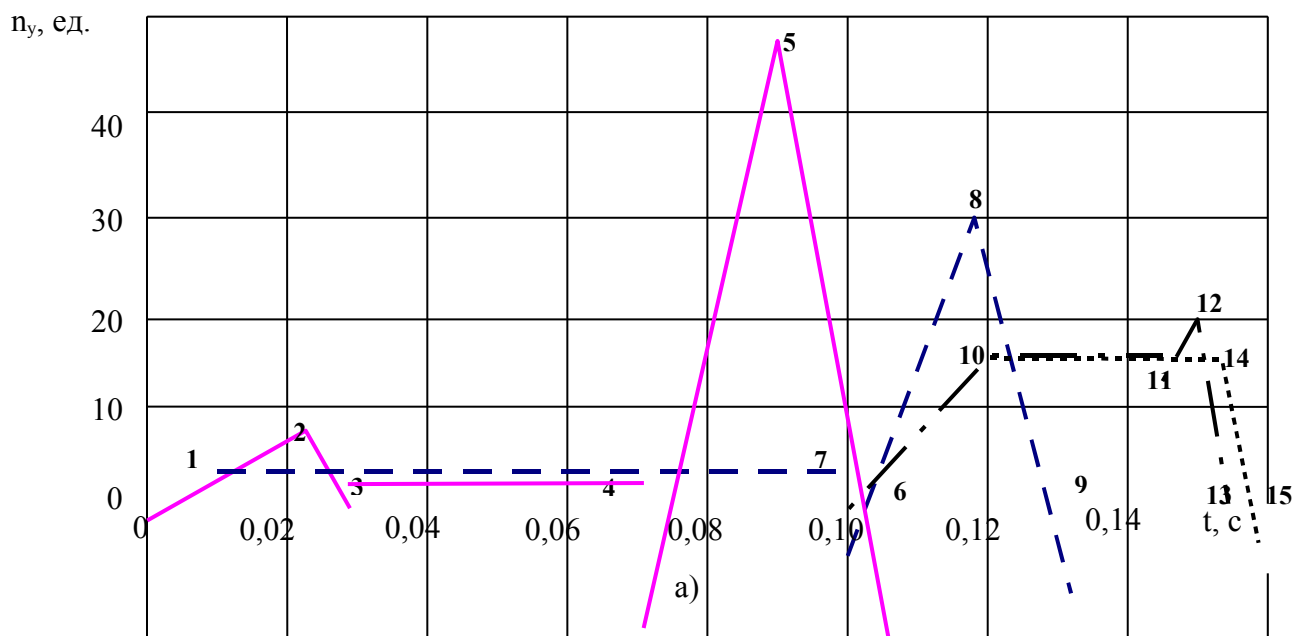


Рис. 1. Зависимости перегрузок при аварийной посадке от типа СПЗ и вертикальной скорости

а) типы зависимостей перегрузок на креслах пилотов экипажей вертолетов по времени для различных вариантов конструкций СПЗ при аварийной посадке;

б) *зависимости перегрузок вертикального направления от вертикальной скорости при ударе.*

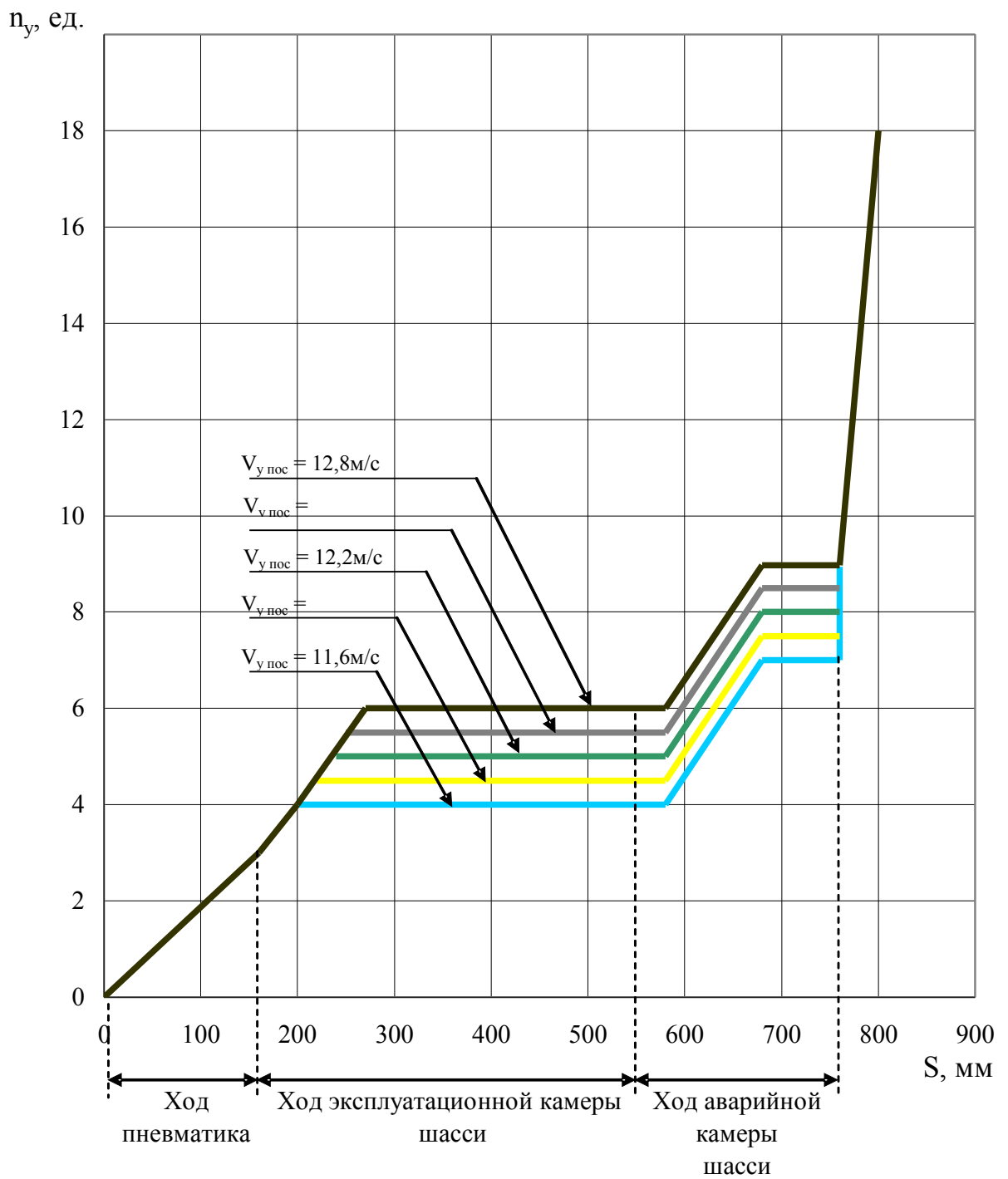


Рисунок 2

Рис. 2. График изменения вертикальной составляющей перегрузки на рабочем месте экипажа в зависимости от энергоемкости шасси