В с т у п л е н и е

Аварийные ситуации в современной авиации возникают достаточно ред- ко , прежде всего благодаря высокой надежности летательных аппаратов, хорошей подготовке экипажей и тщательной работе наземных технических служб. Несмотря на это, иногда происходят аварии самолетов например, вследствие отказа силовой установки, нехватки топлива, возникновения по- жара на самолете, неисправности системы управления, потери пилотом ориентации в пространстве, из-за исключительно неблагоприятных метеорологических условий и т.п. Кроме того, военные самолеты постоянно подвергаются опасности оказаться в аварийной ситуации в результате действий противника.

К наиболее неблагоприятным относятся быстротечные аварии, когда время, которым располагает экипаж для того чтобы покинуть самолет или произвести вынужденную посадку, невелико. Поэтому спасательные средства экипажей должны обеспечивать безопасность не только в любой ситуации, но и в любой момент времени.

В первом двадцатилетии развития авиации экипаж практически не располагал каким-либо спасательным средством, позволяющим покинуть самолет в воздухе. Во втором двадцатилетии единственным средством такого рода был парашют. В случае аварии летчик покидал самолет таким образом: отстегивал ремни, открывал фонарь, выходил из кабины и прыгал с крыла. После непродолжительного свободного полета летчик открывал парашют и приземлялся. С ростом скорости и высоты полета такой способ становился непригодным по многим причинам.

Во-первых, с увеличением скорости полета значительно возрастает сила аэродинамического сопротивления. Например, при скорости полета 600 км/ч на тело летчика, высунувшегося только наполовину из кабины самолета, действует сила около 4,4 кН ( 450 кГ ). Величина силы пропорциональна квадрату скорости, поэтому повышение скорости, например, до 1200 км/ч приводит к четырехкратному увеличению силы без учета дополнительного волнового сопротивления. В таких условиях выход из кабины самолета превышает физические возможности человека.

Вторым фактором, затрудняющим покидание самолета с парашютом, является большое различие между скоростью самолета и резко уменьшающейся скоростью парашютиста в результате торможения набегающим потоком. Поток подхватывает парашютиста и быстро уносит назад, что грозит столкновением с хвостовым оперением или другими частями самолета.

Третья опасность кроется в неблагоприятном действии воздушного потока большой скорости на незащищенные участки тела, вызывающим повреждение внешних и внутренних органов и т.п.

Другие опасности связаны с необходимостью покидать самолет на очень большой или очень малой высоте. В первом случае возникает неблагоприятное действие на человека очень низких давления и температуры, вследствие чего возникает кислородное голодание и нарушается тепловое равновесие организма. На малой высоте, особенно при движении самолета по земле ( или по палубе корабля ), не хватает промежутка времени и расстояния для раскрытия и наполнения купола парашюта, т.е. для уменьшения скорости падения до допустимой величины.

Практически установлено, что покидать с парашютом самолет, летящий со скоростью более 600 км/ч на высоте, меньшей 300 метров, без специальных средств небезопасно или просто невозможно с учетом физических данных человека. По этой причине конструкторы разработали специальные технические средства, позволяющие покидать околои сверхзвуковые самолеты в любых условиях и на любых этапах полета, т.е. во всем используемом диапазоне скоростей и высот.

Первым средством такого рода являлось выбрасываемое сидение, позволяющее летчику покидать самолет с помощью катапультирования. Первые применявшиеся катапультируемые сидения обеспечивали возможность безопасно покидать самолет только при ограниченной скорости и высоте, поэтому для сверхзвуковых самолетов было создано более сложное оборудование. К нему относятся спасательные капсулы и отделяемые кабины, в которых можно покидать самолет, сохраняя безопасность в любых условиях полета. Они нашли применение исключительно в сверхзвуковых самолетах.

 Катапультируемое сидение

Катапультируемое сидение по сравнению с обычным, неподвижно закрепленным в самолете снабжено направляющими и приводом, позволяющим выбрасывать сидящего человека (вместе с креслом) на определенную высоту над траекторией полета самолета. В первых устройствах такого рода движение вдоль направляющих происходило под действием сжатых газов, подаваемых в цилиндр (скрепленный с самолетом), которые, действуя на поршень, (скрепленный с сидением), придавали сидению и летчику определенную скорость относительно самолета.

 После катапультирования сидение с летчиком движется по траектории, форма которой зависит от скорости полета самолета в момент катапультирования, скорости катапультирования сидения, а также от катапультируемой массы (сидение с летчиком) и от ее аэродинамических характеристик. Параметры конструкции кресла и его привода должны обеспечивать после катапультирования скорость движения,достаточную для того чтобы миновать заднюю часть самолета на безопасном растоянии. Высота катапультирования уменьшается с увеличением скорости полета и возрастет с увеличением начальной скорости катапультирования. Скорость катапультирования зависит от величины хода поршня в цилиндре, характеристик катапульты и допустимого значения перегрузки, действующей на человека.

 Ограниченные габариты кабины экипажа и, следовательно, небольшой допустимый ход поршня повлияли на то, что первые катапульты снабжались приводом (обычно это был порохвой заряд, реже баллон сжатого воздуха), который на коротком промежутке пути сообщал человеку перегрузку 18-20, т.е. максимально допустимую с физиологической точки зрения. С помощью сидений такого типа можно было безопасно покидать самолет, летящий со скоростью, не превышающей 900-1100 км/ч. Авария на самолете, летящим с большой скоростью требовала от экипажа уменьшения ее до такой, при которой можно безопасно покидать кабину. Случаи, в которых это было невозможно из-за повреждения самолета могли закончится трагически.

 В 1955 году произошли две аварии, которые снова обратили внимание на проблему покидания самолета, летящего со сверхзвуковой скоростью. В обеих случаях катапультирование произошло во время крутого пикирования с резко возрастающей скоростью, причиной которого явилась потеря управляемости, вызванная аэродинамической блокировкой руля высоты.

 В первом случае воздушный поток сорвал с пилота перчатки, шлемофон и кислородную маску, а первый удар потока в лицо вызвал появление синяков под глазами. Во втором случае, произошедшем на самолете F-100A, на пилота действовала тормозящая сила воздуха, создавая отрицательную перегрузку около 40 и динамическое давление порядка 600 кПа. Воздушный поток сорвал с пилота ботинки, носки, шлем, кислородную маску и перчатки, а также кольцо и наручные часы, разорвал нос, губы и веки. Все тело имело сильные ушибы, а внутренние органы, особенно сердце и печень, повреждены.

 Вследствие проведенных исследований конструкция катапультируемого кресла претерпела существенные изменения, благодаря которым сначала была повышена безопасность покидания самолета, летящего с большой скоростью, а затем безопасность при взлете и посадке. К наиболее важным конструктивным усовершенствованиям относятся:

совмещение в одном рычаге откидывания фонаря и катапультирования с одновременным автоматическим фиксированием ног и рук в необходимом положении. В креслах первоначальной конструкции катапультирование наступало после натягивания на лицо обеими руками матерчатого предохранителя, а после введения шлемов со щитками из органического стекла-нажатием рычага, расположенного в подлокотнике кресла или между бедрами. В новых катапультируемых креслах пилот выполняет только одно действие-подает команду исполнительному механизму, который притягивает ноги к креслу и фиксирует их, прижимает локти к туловищу, выбирает зазоры в ремнях, удерживающих пилота в кресле, фиксирует голову и сбрасывает фонарь (или открывает аварийный люк), а через 1-2 секунды приводит в действие катапульту;

применение автоматического выпуска стабилизирующего парашюта, отделение пилота от кресла (расстегивание ремней и отбрасывание кресла), раскрытие спасательного парашюта и регулирование запаздывания исполнительных механизмов, которые обеспечивают как можно более быстрое прохождение больших высот (без превышения предельного перепада давления, безопасного для организма) и как можно более быстрое наполнение купола парашюта во время падения с малых высот; этими действиями управляет таймерно-анероидный автомат, а быстрое наполнение парашюта на малой высоте осуществляется системой небольших пирозарядов, выбрасывающих парашют из оболочки и раскрывающих его купол;

применение телескопических и многозарядных выталкивающих механизмов, удлиняющих время действия ускорения и соответствующий путь катапультируемого кресла ограничивается величиной 20-24 м/с, а высота его подъема увеличивается до 2528 метров при перегрузке 18-20 .

 Выталкивающий механизм такого типа позволяет покинуть самолет, летящий с большой скоростью на малой высоте, однако его невозможно использовать во время аварии на взлете или посадке. Эта проблема была решена с помощью дополнительного ракетного двигателя, который удлиняет активный участок траектории полета катапультироемого кресла при перегрузках, допустимых для организма человека. Катапультирование в таком кресле можно разделить на два этапа. На первом происходит обычный процесс катапультирования, а на втором включается ракетный двигатель тягой 20-30 кН, который, действуя уже вне кабины самолета, за несколько десятых долей секунды поднимает кресло на 60-120 метров. Такое кресло с ракетным двигателем позволяет покинуть самолет, находящийся на взлетной полосе, и поэтому относится к классу 0-0 (скорость и высота равны нулю).

 Кроме средств, позволяющих вынужденно покидать самолет, летящий со сверхзвуковой скоростью, большое внимание уделяется проблеме защиты пилота от динамического давления. Из многих рассмотренных решений практическое применение нашел упомянутый выше метод натягивания на лицо полотняной матерчатой маски. Высотные скафандры и специальные шлемы для экипажей самолетов, эксплуатируемых на больших высотах, на сегодняшний день решают проблему защиты тела и лица человека при катапультировании. Не нашли широкого применения другие способы защиты от воздействия потока, которые, в частности, использовали:

выдвигаемый щиток, выполняющий роль генератора косых скачков уплотнения, образующих конус Маха, внутри которого скорость потока и динамическое давление на 30% меньше, чем снаружи;

быстрый поворот кресла после катапультирования в горизонтальное положение, с тем, чтобы сидение кресла воспринимало действие динамического давления;

конструктивно связанную с креслом отъемную часть фонаря кабины, которая во время катапультирования поворачивается таким образом, чтобы закрыть от набегающего потока все кресло вместе с пилотом.

Эти способы могут оказаться эффективными в частных случаях, например при автоматическом катапультировании летчика, находящегося без сознания, из самолета, погружающегося в воду.

 Спасательная капсула

 Частые аварии и катастрофы первых сверхзвуковых самолетов, невысокая эффективность открытых катапультируемых кресел в экстремальных условиях полета, а также сложность отделения и безопасного возвращения на землю передней части самолета с экипажем привели к появлению в 50-х годах более рациональных закрытых катапультируемых устройств, называемых спасательными капсулами. Во время аварии это устройство по сигналу катапультирования автоматически закрывает человека вместе с креслом специальными щитками и, кроме того, позволяет применять более разнообразное оборудование, повышающее безопасность с момента катапультирования до приземления.

 Изучалась возможность использования негерметичных и герметичных капсул. В первом случае капсула защищает человека от воздействия динамического давления, аэродинамического нагрева и частично от перегрузок при торможении (благодаря увеличению массы и уменьшению сопротивления). В свою очередь герметичная капсула позволяет, кроме того, совершать полет без сложного скафандра, затрудняющего движения, и парашюта, а также прочих индивидуальных средств защиты и спасения членов экипажа. С учетом этих достоинств практическое применение получили герметичные капсулы, обладающие непотопляемостью, что обеспечивало безопасное приводнение.

 Первую из известных капсул разработала фирма "Гудьир" для военно-морской авиации США в начале 50-х годов. Однако эта капсула не нашла применения. Затем были созданы капсулы для самолетов B-58 и ХВ-70А. Конструкция этих капсул и приспособлений, служащих для катапультирования, определялась требованием безопасного покидания неисправного самолета в широком диапазоне высот и скоростей полета. Для самолета ХВ-70A такой диапазон скоростей начинается со 150 км/ч (при нулевой высоте) и охватывает скорости до М=3 (при этом покинуть самолет, летящий с максимальной скоростью можно только на высоте, превышающей 2100 м). Подробных данных о самолете В-58 не опубликовано, однако известно, что во время наземных испытаний капсула поднималась на высоту 75 метров, что при использовании быстро раскрывающегося парашюта обеспечивает высокий уровень безопасности приземления.

 Автоматическое оборудование, примененное, например, в капсуле самолета В-58, осуществляет подготовку к катапультированию, само катапультирование и приземление. Подготовка к катапультированию в этой капсуле включает придание телу человека определенного положения, закрытие капсулы и ее герметизацию. Механизм катапультирования приводится в движение с помощью одного из двух рычагов, расположенных на подлокотниках кресла. После этого зажигается пороховой заряд, газы которого попадают в два привода; один из которых подтягивает и фиксирует ноги, другой отодвигает туловище назад и стабилизирует положение головы. После этих операций пороховые газы проникают в механизм герметичного закрывания капсулы. Длительность этих операций составляет около одной секунды, после чего осуществляется герметизация кабины и создается давление, соответствующее высоте 5000 метров, что занимает еще 2-3 секунды. Закрытие капсулы вызывает срабатывание нескольких концевых выключателей электрических цепей. Цепь аварийной сигнализации закрытия капсулы передает сигнал остальным членам экипажа о принятии решения на катапультирование. Другая цепь включает средства связи, передающие сигналы об аварии. После закрытия капсулы пилот сохраняет возможность управления самолетом, так как штурвал остается в своем нормальном положении внутри капсулы, а ее обтекатель имеет иллюминатор, через который можно наблюдать за показаниями приборов и частью оборудования кабины. Такая конструкция позволяет осуществить (если авария не имеет катастрофического характера) снижение, изменение направления полета и даже открытие капсулы с сохранением ее последующей герметезации. Система катапультирования не зависит от подготовительных операций, поэтому сам процесс катапультирования капсулы может быть произведен и в случае их невыполнения, например при поломке или отказе устройств, обеспечивающих выполнение подготовительных операций.

 Процесс катапультирования основан на принципе, используемом в катапультируемых сидениях, оборудованных ракетными двигателями, запускаемыми с помощью вспомогательной системы. Нажатие рычага катапультирования приводит к воспламенению порохового заряда. Выделяющиеся при это газы сбрасывают обтекатель кабины, и по истечении 0,3 секунды происходит запуск ракетного двигателя. Во время движения капсулы вверх происходит воспламенение другого порохового заряда, выбрасывающего наружу стабилизирующий парашют, который после отделения капсулы от самолета инициирует раскрытие на ее поверхности щитков-стабилизаторов. Движение капсулы по направляющим катапульты сопровождается отделением от нее элементов управления и систем, связанных с самолетом, а также включением внутренней аппаратуры жизнеобеспечения. Кроме того, происходит включение внутри капсулы таймерно-анероидных автоматов, которые после уменьшения высоты и скорости полета капсулы до безопасных значений вызывают открытие спасательного парашюта и выполнение всех надлежащих операций, в том числе наполнение амортизирующих резиновых подушек, смягчающих удар при приземлении или приводнении капсулы. В случае приводнения осуществляется наполнение дополнительных поплавковых камер, увеличивающих плавучесть и устойчивость капсулы на неспокойной поверхности воды. Во время плавания капсула может находиться как в открытом, так и в закрытом состоянии. Если в случае волнения водной поверхности капсула должна быть закрыта, то осуществляется подключение шланга кислородной маски к клапану системы дыхания атмосферным воздухом. Несколько другую конструкцию имела капсула, примененная на самолете ХВ-70A. Она была оборудована обтекателем, состоящим из двух частей, а угол наклона кресла мог изменяться. Стабилизацию положения капсулы в полете обеспечивали два цилиндрических кронштейна телескопического типа, выдвигаемые через 0,1 секунды после катапультирования. Длина кронштейнов в расправленном положении составляла 3 метра. Концы кронштейнов были снабжены стабилизирующими парашютами, которые раскрывались через 1,5 секунды после катапультирования. Силовая установка капсулы выбрасывала ее на высоту 85 метров. Во время наземных испытаний собственная масса капсулы составляла 220 кг, а место испытателя было заполнено 90-килограммовым балластом. Безопасное снижение происходило с помощью спасательного парашюта, имеющего диаметр купола 11 метров, а приземление или приводнение осуществлялось с помощью амортизатора в виде резиновой подушки, наполняющегося газом во время снижения.

 Применение капсул такого типа обеспечивает возможность работы экипажа из двух человек в общей кабине вентиляционного типа, такой же, какая обычно используется на транспортных самолетах. Внутри капсулы, под сидением, размещается набор предметов первой необходимости, в состав которого, кроме всего прочего, входят: передающая радиостанция, высылающая сигналы для определения местонахождения капсулы, и оборудование, необходимое для обеспечения жизнедеятельности в тропических и арктических условиях (в том числе удочка, ружье, вода, продовольствие и т.п.).

 О т д е л я е м а я к а б и н а

 Основной предпосылкой разработки отделяемой кабины явилось стремление к повышению степени безопасности полетов, поскольку считалось, что отделение кабины от самолета при любых других условиях и режимах полета будет для экипажа более легким и удобным процессом, осуществляемым, возможно быстрее, чем при использовании катапультируемых сидений или капсул. Такая кабина должна быть устойчивой в полете и обеспечивать меньшие перегрузки.

 В зависимости от принятой конструктивной идеи кабины уменьшение перегрузки может быть достигнуто либо посредством увеличения отношения массы кабины к ее аэродинамическому сопротивлению, либо путем использования ракетных двигателей, противодействующих резкой потере скорости при отделении кабины.

 Практическое использование аварийной системы покидания самолета с помощью отделяемой кабины является более сложным мероприятием по сравнению с рассмотренными выше, поскольку требует решения ряда дополнительных проблем. К ним относятся, в частности проблема разъединения в доли секунды большого количества проводов и механических связей бортовых систем, которые в обычных условиях должны удовлетворять требованиям нормального функционирования и высокой надежности. Процесс этот должен происходить не только быстро и надежно, но и без нарушения работы оборудования, расположенного в кабине и обеспечивающего жизнедеятельность экипажа. В теоретических исследованиях и опытно-конструкторских работах изучаются различные варианты принципов построения и конструктивного выполнения кабин в зависимости от их назначения и габаритов, а также технологические возможности, стоимость разработки, производства, эксплуатации и т.п. Иными словами, задача разработки отделяемой кабины обычно рассматривается с точки зрения комплексной пригодности определенного решения для конкретного типа самолета.

 Из опубликованных данных следует, что наиболее рациональным решением является такое, в котором осуществляется отделение кабины вместе с носовой частью фюзеляжа (в легких типах самолетов) или вместе с частью фюзеляжа, образующей с кабиной герметизированный легко разъединяемый модуль. Конструктивные решения в обоих вариантах могут также значительно различаться в зависимости от принятого способа приземления. Так, может быть предусмотрена посадка кабины на сушу или на воду либо экипаж должен покинуть кабину (например путем автоматического вытягивания кресел экипажа с помощью парашютов) после ее снижения до определенной высоты.

 На начальном этапе развития сверхзвуковой авиации практическое применение нашел вариант отделяемой кабины, покидаемой экипажем на определенной высоте. Так как основным недостатком такого решения являлась низкая надежность на малой высоте (ввиду недостатка времени, необходимого для выполнения всех операций по покиданию кабины и наполнения купола парашюта) и полная непригодность в предельных условиях (при нулевой скорости и высоте), позднее рассматривались только цельноприземляемые кабины. Кабины этого типа характеризуются не только высокой безопасностью при покидании самолета на любых режимах полета и значительным сокращением количества индивидуальных средств спасения экипажа, но и возможностью автоматизации всех необходимых действий, оставляя пилоту только выбор момента катапультирования.

 Первые отделяемые кабины, о которых сообщалось в печати, были применены в самолетах D-558-II, испытанных в 1948 году, и также "Тридан" I и Х-2 (1953 год). В самолете "Тридан", имеющем фюзеляж в виде тела вращения с конусообразной носовой частью, была применена негерметизированная кабина (пилот осуществлял полет в специальном комбинезоне),выполненная заодно с носовой частью фюзеляжа. При разработке было принято, что после отделения от самолета кабина должна опускаться вертикально со стабилизирующим парашютом до определенной высоты, на которой раскрывается основной парашют. Удар о землю должен был амортизироваться передней заостренной частью фюзеляжа. Такого рода аварийная система покидания самолета не нашла последователей, тем более что в следующей модификации самолета ("Тридан" II) была применена герметизированная кабина с катапультируемым сиденьем.

 В самолете Х-2 также использована кабина, отделяемая вместе с носовой частью фюзеляжа, которая опускалась на парашюте до определенной высоты. Далее пилот покидал ее обычным способом с применением индивидуального парашюта. Принцип отделения кабины от самолета состоял в использовании давления газов, получаемых от взрыва заряда, находящегося в специальной камере за задней стенкой кабины. После взрыва заряда образующиеся газы подводятся с помощью специальных трубопроводов к четырем шкворням, соединяющим кабину со средней частью фюзеляжа, и под воздействием давления газов происходит отделение кабины от остальной части самолета.

 В конце 50-x начале 60-х годов были проведены более комплексные исследования отделяемых кабин, в результате чего появились проекты новых конструктивных решений. Во Франции в 1961 году была запатентована отделяемая кабина, оборудованная надувными резиновыми поплавками, которые являются амортизирующими или удерживающими элементами при посадке на землю или на воду. Предполагалось, что в случае аварии электромеханическое устройство отделит кабину от самолета, включит собственные ракетные двигатели, которые оттолкнут ее от самолета, и раскроет сложенные стабилизаторы, обеспечивающие полет кабины по восходящей траектории. В наивысшей точке траектории, когда вертикальная скорость уменьшится до нуля, предусматривалось раскрытие стабилизирующего парашюта. При достижении снижающейся кабиной определенной высоты должен был выпускаться главный парашют, предназначенный для осуществления плавного спуска и приземления.

 В США были разработаны два варианта отделяемых кабин. Фирма "Стенли авиэйшн" разработала кабину для самолета F-102, а фирма "Локхид" для самолета F-104. Обе кабины, однако, не нашли практического применения. Кабина самолета F-104 разработана с учетом предохранения экипажа от действия высоких температур и перепадов давления. Она имела конструкцию, выдерживающую большие перегрузки и аэродинамические воздействия возникающие в процессе катапультирования.

 С целью обеспечения стабилизации положения кабины был предусмотрен выпуск перед катапультированием соответствующих поверхностей с большим удлинением. Для отделения кабины от самолета и подъема ее на определенную высоту предполагалось применение твердотопливного ракетного двигателя с тягой около 200 кН и временем работы 0,5 секунды. Предусматривалось, что вектор тяги двигателя должен проходить через центр тяжести кабины под углом 35 градусов относительно оси симметрии самолета. Выброс спасательного парашюта должен происходить при достижении скорости 550 км/ч.

 Современные отделяемые кабины нашли применение только в двух сверхзвуковых самолетах (F-111 и B-1); первое покидание самолета с такой кабиной было осуществлено в 1967 году при аварии самолета F-111, во время которой экипаж самолета, состоящий из двух человек, произвел катапультирование на скорости полета 450 км/ч и высоте 9000 метров (со скоростью относительно воздуха 730 км/ч) и осуществил благополучное приземление.

 Разработка и производство фирмой "Макдоннел" полностью герметизированной кабины самолета позволили осуществлять полет без специального высотного оборудования и обеспечивали безопасное покидание самолета во всех диапазонах скоростей и высот полета, в том числе при нулевой скорости и под поверхностью воды. В процессе разработки кабины была выполнена обширная исследовательская работа. В частности, были проведены испытания на рельсовом стенде для определения траектории полета при достижимых на земле предельных скоростях, исследование свободного падения кабины с большой высоты с целью определения аэродинамических характеристик, исследование удара кабины с целью разработки системы амортизации, оценки плавучести, ориентации на воде и отсоединения кабины под водой, изучение возможности длительного пребывания экипажа в кабине после приземления в труднодоступной местности в различных климатических и географических условиях, а также исследования прочности, надежности, функционирования и т.п.

 Отсоединение кабины происходит после нажатия рычага, расположенного между креслами экипажа. После подачи команды система работает автоматически, причем вначале осуществляется затягивание ремней, пристегивающих экипаж к креслам, включение аварийной дыхательной кислородной системы и дополнительного наддува кабины. Затем происходит отделение кабины от самолета, разъединение элементов управления и проводов, включение ракетного двигателя. Отделение кабины и разрыв соединений осуществляются посредством взрыва заряда, выполненного в виде шнура, уложенного по контуру соединения модуля кабины с остальной частью фюзеляжа. Силовая установка кабины состоит из твердотопливного ракетного двигателя тягой 177,9 кН (18140 кГ).

 В зависимости от высоты и скорости полета относительно воздуха двигатель выбрасывает кабину на высоту 110-600 метров над самолетом. В верхней точке траектории полета кабины выбрасываются стабилизирующий парашют и полоски станиоля, облегчающие радиолокационное обнаружение кабины спасательными службами. По истечении 0,6 секунд после выбрасывания стабилизирующего парашюта прекращается работа двигателя и осуществляется выпуск основного спасательного парашюта с куполом диаметром 21,4 метра (парашют этого типа применен в спускаемом модуле космического корабля "Аполлон"). Выброс парашюта, обеспечивающего снижение кабины со скоростью 9-9,5 м/с, происходит с помощью порохового заряда, воспламеняемого по сигналу таймерно-анероидного автомата или акселерометра. На высотах, меньших 4500 метров, парашют выбрасывается сразу же, а в полетах со скоростью более 550 км/ч он выбрасывается только после уменьшения осевых перегрузок до величины 2,2. Наполнение купола парашюта происходит в течение 2,5 секунд, считая от момента натяжения строп. Амортизация удара о землю или воду, а также необходимая плавучесть обеспечиваются расположенными под кабиной резиновыми подушками, наполняющимися в течение 3 секунд после выброса спасательного парашюта. В случае приводнения кабины дополнительно выпускаются два поплавка, предотвращающие ее переворот. В убранном положении поплавки располагаются в нишах верхней части кабины. Кабина может отсоединяться от фюзеляжа под водой. Это происходит автоматически по сигналу гидростатического датчика после погружения самолета на глубину 4,5 метра.

 В программе разработки самолета B-1 первоначально предусматривалось применение трехместной отделяемой кабины, аналогичной кабине самолета F-111. Однако значительная стоимость такой кабины, необходимость проведения обширных исследований, сложность конструкции и обслуживания привели к тому, что было принято решение об использовании отделяемых кабин только в первых трех образцах самолета. В последующих же экземплярах стали использовать катапультируемые сидения, специально разработанные для этого самолета.

 ЛИТЕРАТУРА

Цихош Э. Сверхзвуковые самолеты: Справочное руководство. Перевод с польского. Москва, издательство "МИР", 1983 год, 432 страницы.

 \_