Четверть века назад Генеральным конструкторам П.О.Сухим была одобрена идея создания легкого самолета-штурмовика (ЛСШ) и дано указание на проведение работ по формированию облика самолета.-прообраза ныне всимирно известного штурмовика СУ-25 и его многочисленных модификация.

 Идея создания специализированного штурмовика ,предназначенного для непосредственной авиационной поддержки сухопутных войск на поле боя ,сформировалась на основе всестороннего анализа:

-опыт применения штурмовой авиации во II-й мировой войне и локальных конфликтах пятидесятых шестидесятых годов;

-состояние парка и боевых возможностей зарубежной и отечественной тактической авиации-как использовавшейся ,так и предназначавшейся для решения штурмовых задач;

 состава и характеристик объектов сухопутных войск (СВ) вероятного противника на поле боя и в ближней тактической глубине;

 организации системы противовоздушной обороны (ПВО) СВ и ее характеристик ;

-американской программы AX по созданию самолета- штурмовика непосредственной поддержки сухопутных войск (уже в ходе разработки проекта)

 Анализ убедительно свидетельствовал о необходимости проведения работ по созданию специализированного штурмовика.

**АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ КОМПОНОВКА**

 По своей аэродинамической компоновке штурмовик Су-25 - самолет, выполненный по нормальной аэродинамической схеме, с высоко расположенным крылом.

 Аэродинамическая компоновка самолета настроена на получение оптимальных характеристик на дозвуковых скоростях полета.

 Крыло самолета имеет трапецевидную форму в плане, с углом стреловидности по передней кромки 20 градусов, с постоянной относительной толщиной профиля по размаху крыла. Крыло самолета имеет площадь плановой проекции 30,1 м.кв. Угол поперечного V крыла составляет - 2,5 градуса.

 Выбранные законы по размаху крутки и кривизны профиля обеспечили благоприятное развитие срыва потока на больших углах атаки, которое, которое начинается вблизи задней кромки крыла в его средней части, что приводит к значительному увеличению момента на пикировании и естественным образом препятствует попаданию самолета на закритические углы атаки.

 Нагрузка на крыло выбрана из условий обеспечения полета у земли в условиях турбулентной атмосферы не скоростях вплоть до максимальной скорости полета.

 Так как исходя из условий полета в турбулентной атмосфере нагрузка на крыло достаточно высока, то для обеспечения высокого уровня взлетно-посадочных и маневренных характеристик необходима эффективная механизация крыла. Для этих целей на самолете реализована механизация крыла, состоящая из выдвижных предкрылков и двухщелевых трехсекционных (маневр-взлет-посадка) закрылков.

 Приращение момента от выпущенной механизации крыла, парируется перестановкой горизонтального оперения.

 Установка на концах крыла контейнеров (гондол), в хвостовых частях которых расположены расщепляющиеся щитки, позволила увеличить величину максимального аэродинамического качества. Для этого оптимизирована форма поперечных сечений контейнеров и место их установки относительно крыла. Продольные сечения контейнеров представляют собой аэродинамический профиль, а поперечные сечения - овальные с уплотненной верхней и нижней поверхностями. Испытания в аэродинамических трубах подтвердили расчеты аэродинамиков на получение при установке контейнеров более высоких значений

макси-мального аэродинамического качества.

 Тормозные щитки, установленные в крыльевых контейнерах, удовлетворяют всем стандартным требованиям к ним - увеличению сопротивления самолета не менее чем вдвое, при этом их выпуск не приводит к перебалансировке самолета и уменьшению его несущих свойств. Тормозные щитки выполнены расщепляющимися, что позволило увеличить их эффективность на 60%.

 На самолете применен фюзеляж с боковымим нерегулируемыми воздухозаборниками с косым входом. Фонарь с плоским лобовиком плавно переходит в гаргрот, расположенный на верхней поверхности фюзеляжа. Гаргрот в хвостовой части фюзеляжа сливается с хвостовой балкой, разделяющей гондолы двигателей. Хвостовая балка - платформа для установки горизонтального оперения с рулем высоты и однокилевого вертикального оперения с рулем направления. Хвостовая балка заканчивается контейнером парашютно-тормозной установки (ПТУ).

 Аэродинамическая компоновка штурмовика Су-25 обеспечивает:

- получение высокого аэродинамического качества в крейсерском полете и больших коэффициентов подъемной силы на режимах взлета и посадки, а также на маневрировании;

- благоприятное протекание зависимости продольного момента по углу атаки, что препятствует выходу на большие закритические углы атаки и, тем самым, повышает безопасность полета;

- высокие маневренные характеристики при атаке наземных целей;

- приемлемые характеристики продольной устойчивости и управляемости на всех режимах полета;

- установившийся режим пикирования с углом 30 градусов при скорости 700 км/час.

 Высокий уровень аэродинамического качества и несущих свойств обеспечили возможность возвращения самолета с большими повреждениями на аэродром.

**КОМПОНОВКА И КОНСТРУКЦИЯ ФЮЗЕЛЯЖА**

 Фюзеляж самолета имеет эллипсовидное сечение, выполнен по схеме полумонокок. Конструкция фюзеляжа сборно-клепанная, с каркасом, состоящим из продольного силового набора - лонжеронов, балок, стрингеров и поперечного силового набора - шпангоутов. Технологически фюзеляж разделяется на следующие основные части:

- головную часть фюзеляжа с откидным носком, откидной частью фонаря, створками передней опоры шасси;

- среднюю часть фюзеляжа со створками главных опор шасси ( к средней части фюзеляжа крепятся воздухозаборники и консоли крыла);

- хвостовую часть фюзеляжа, к которой крепятся вертикальное и горизонтальное оперение.

 Контейнер тормозного парашюта представляет собой законцовку хвостовой части фюзеляжа.Эксплутационных разъемов фюзеляж самолета не имеет.

 В конструктивно-компановочном плане головную часть самолета можно разделить на следующии отсеки:

-носовую часть фюзеляжа,расположенную перед кабиной и представляющую из себя негермитичный водозащещенный отсек радиоэлектронного оборудования,имеющую сборно-клепную конструкцию и не разъемный стык с кабиной.Для обеспечения

доступа к радиоэлектронному оборудования,размещенного в отсеке,на боковых поверхностях носовой части физюляжа выполнены быстросъемные люки,а в передней части откидной носок ,который откидывается вверх ,а в закрытом виде фиксируется с помощи направляющих штырей и замков;

 кабину с фонарем летчика ,изготовленную из тетановых плит,сваренных между собой.В стенках кабины имеются отверстия для прохода коммуникаций и гнезда для такелажных узлов.На полу кабины установлена поперечная балка,воспренемающая нагрузку от узлов крепления подкоса передней опоры шасси.На задней стенки кабины установлены направляющие рельсы кресла. В кабине установлены приборные доски и пульты,органы управления самолетом и двигателем,катапультное кресло летчика.На левом борту самолета установлена откидная подножка,ниша которая имеет коробчетое сечение.Кабина выполнена негерметичной,пылезащещенной с избыточным давлением 0,03-0,05 атмосфер.Плита авиационной титановой брони,из которых сварена кабина имеет толщину от 10 до 24 мм.Потери избыточного давления в кабине сведены до минимум за счет герметизации швов и стыков, уплотнение выходов тяг и трубопроводов;ненадувного уплотняющего шланга по всему периметру разъема на откидной части фонаря;

-фонарь летчика состоит из неподвижной передний и откидной частей.Откидная часть фонаря крепится на фюзеляже с помощью

замков,жестко закрепленных на подфонарной раме и на левом боковом профиле откидной части. закрытия Открытие фонаря производится в ручную.Подвижная часть откидывается при эксплуатации вправо.При аварийном сбросе фонарь откидывается назад.

- негерметичный подкабинный отсек, расположенный между 4-м и 7-м шпангоутами, в котором установлена авиационная пушка калибра 30 мм с патронным ящиком, системой сбора звеньев и выброса стрелянных гильз и размещена встроенная лебедка для подъема и опускания патронного ящика. Пушка установлена на силовой балке, прикрепленной к полу кабины и к передней консольной белке;

- нишу передней опоры шасси, расположенную частично в подкабинном отсеке и частично в закабинном. Нишу окантовывают бимсы. Снизу ниша закрывается двумя створками. Для защиты радиоэлектронного оборудования, расположенного в закабинном отсеке, в нише колеса установлен защитный кожух, выполненный съемным для облегчения доступа к оборудованию;

- закабинный отсек, расположенный между кабиной (шпангоут 7) и передним топливным баком (шпангоут 11), представляет собой

пылевлагозащищенный отсек радиоэлектронного оборудованию Для обеспечения доступа к оборудованию на верхней и боковых поверхностях головной части фюзеляжа имеются быстросъемные люки. На левом борту в нише бакабинного отсека расположена встроенная откидная трехсекционная стремянка, предназначенная для входа в кабину и подъема на центральную часть фюзеляжа и крыло без использования неземных средств.

 Средняя часть фюзеляжа в конструктивно-компоновочном плане делится на следующие отсекам:

- передний топливный бак, собранный из клепанных (за исключением нижней - фрезерованной) панелей, расположен между 11-м и 18-м шпангоутами. Для доступа внутрь бака на боковой поверхности имеется люк. В верхней части топливного бака имеется дополнительная надстройка, на верхней поверхности которой расположены агрегаты топливной системы, в том числе заливная горловина;

-расходный топливный бак расположен между 18-м и 21-м шпангоутами. В нижней панели бака выполнен люк для обеспечения доступа внутрь бака. Крышка люка выполнена из бронеплиты, В задней стенке бака расположен круглый технологический люк;

- центроплан, установленный сверху, в средней части фюзеляжа, служит для крепления консолей крыла. Центроплан представляет из себя топливный бак-отсек, часть расходного бака. Состоит из верхней и нижней фрезерованных панелей, соединенных между собой нервьюрами и передней и задней стенками и технологическими люками в них. Консоли

крыла крепятся к центроплану при помощи фланцевого стыка по контуру силовых нервюр;

- ниши главных опор шасси. расположенные под передним топливным баком (между 12-м и 18-м шпангоутами) слева и справа от плоскости симметрии фюзеляжа. Верхняя часть ниши главных опор ограничена воздушными каналами. Ниша каждой главной опоры шасси закрыта тремя створками;

- негерметичный, водозащитный гаргрот, расположенный в верхней части фюзеляжа над передним топливным баком и центропланом между 11 и 20 шпангоутами. Гаргрот служит для размещения трубопроводов дренажа и наддува баков топливной системы, жесткой проводки системы управления самолетом и других коммуникаций. Гаргрот разделен двумя продольными стенками на три секции - центральную и две боковые;

- воздушные каналы, проходящие через среднюю часть фюзеляжа от воздухозаборников к мотоотсекам двигателей. Воздушные канады проложены в фюзеляже с зазором относительно топливных баков и опираются на шпангоуты фюзеляжа.

 Хвостовая часть фюзеляжа конструктивно-компоновочно делится на следующие отсеки:

- хвостовую балку-платформу для установки вертикального и горизонтального оперения. Силовой каркас балки образован поперечным набором шпангоутов и продольным набором верхних, средних и нижних лонжеронов и стрингеров. Хвостовая балка состоит из отсеков, в которых размещено оборудование самолетных систем и систем двигательной установки, а также силовой привод перестановки стабилизатора и контейнер тормозных парашютов. Негерметичный, водозащищенный отсек оборудования расположен в хвостовой балке между 21-м и 35-м шпангоутами. Верхняя секция обшивки хвостовой балки перед килем выполнена в виде съемных крышек люков. На нижней поверхности балки также находятся люки с откидными крышками на замках или болтах. По бортам балки имеются съемные люки для подхода к узлам подвески двигателей. Узлы навески вертикального оперения и стабилизатора установлены на силовых шпангоутах балки. На боковых поверхностях хвостовой балки установлены обтекатели ( зализы) гондол двигателей;

- две негерметичные мотогондолы двигателей, расположенные по бортам хвостовой балки фюзеляжа. Каждая мотогондола состоит из несъемной части, состыкованной с хвостовой балкой фюзеляжа, и съемной части - хвостового кока. На силовых шпангоутах мотогондол установлены узлы крепления двигателей. Внутренними стенками мотогондол служат боковые стенки хвостовой балки фюзеляжа. нижняя поверхность несъемных частей мотогондолы состоит из переднего и заднего откидных капотов, обеспечивающих доступ к двигателю. На мотогондолах имеется ряд эксплуатационных люков. На верхней поверхности каждой мотогондолы установлено по одному воздухозаборнику охлаждения двигательного отсека.

**КОМПОНОВКА И КОНСТРУКЦИЯ КРЫЛА**

 На штурмовике Су-25 установлено свободгнонесущее, высокомеханизированное крыло малой стреловидности и большого удлинения.

 Крыло состоит их двух консолей, соединенных с центропланом, составляющим одно целое в фюзеляжем. Крыло выполнено по кессонной схеме, поэтому силовую основу каждой консоли составляет кессон, к которому крепятся носовая и хвостовая части консоли. На торцах консолей установлены гондолы с тормозными щитками.

 Кессон крыла воспринимает все внешние нагрузки и передает их на центроплан. Кессон крепится к центроплану болтами посредством фланцевого стыка по контуру бортовой нервюры.

 Кессон состоит из переднего и заднего лонжеронов, верхней и нижней панелей и нервюр. Внутренняя часть кессона, ограниченная лонжеронами и нервюрами, выполнена герметичной и является топливным баком-отсеком.

 На каждой консоли крыла установлено по пять точек подвески вооружения. Основные передние узлы точек подвески установлены по силовым нервюрам на переднем лонжероне со стороны кессона. Из пяти держателей, установленных на каждой консоли крыла, четыре взаимозаменяемых держателя типа БДЗ-25, обеспечивающих пременение всех видов бомбардировочного, ракетного и артиллерийского вооружения, и подвесных топливных баков; один пилон-держатель, предназначенный для установки пускового устройства АПУ-60 для управляемых ракет класса “воздух-воздух” Р-60. Все держатели крепятся к крылу при помощи шкворневых соединений.

 В носовой части крыла расположены тяги управления элеронами, система управления предкрылками, жгуты системы управления вооружением, идущие к держателям, электропроводка. Силовой набор носовой части состоит из носков, верхней и нижней обшивок. Часть носков выполнена силовыми, и на них установлены опорные элементы, по которым скользят рельсы предкрылков при их выдвижении и уборке.

 Хвостовая часть консоли расположена между кессоном и задней стенкой. В хвостовой части расположены выходные патрубки трубопроводов топливной системы, трубопроводы и агрегаты гидравлической системы управления закрылками, тормозными щитками, бустера управления элеронами. В хвостовой части по осям гидроцилиндров управления закрылками установлены обтекатели гидроцилиндров, состоящие из двух частей: неподвижной, закрепленной на нижней части консоли, и подвижной, закрепленной на гидроцилиндре управления закрылком. Силовой набор хвостовой части состоит из диафрагм, верхней и нежней обшивок, В хвостовой части расположены кронштейны навески закрылков и элеронов.

 На конце каждой консоли крыла установлены гондолы с тормозными щитками. Тормозные щитки расположены в хвостовой части гондолы и являются ее естественным продолжением. верхние и нижние основные щитки кинематически связаны между собой и открываются вверх и вниз на одинаковый угол, равный 55 градусам. Привод щитков гидравлический. Верхний и нижний основные щитки имеют дополнительные щитки, которые кинематически связаны с каркасом гондолы. При отклонении основных щитков одновременно отклоняются и дополнительные, и, при максимальном угле открытия основных щитков, равном 55 градусам, дополнительные щитки отклоняются на угол 90 градусов относительно наружной плоскости основных щитков. Площадь тормозных щитков составляет 1,2 кв.м.

 Крепление гондол к крылу осуществляется контурным угольником по верхней и нижней панелям кессона крыла и фитингами со стенками лонжеронов.

 На нижней поверхности гондол установлены фары, а на боковой поверхности с внешней стороны - бортовые аэронавигационные огни и разъемы наземного переговорного устройства. На гондолы устанавливаются также противобликовые щитки, предназначенные для защиты кабины от засветки фарами.

 На каждой консоли крыла установлен пятисекционный предкрылок, двухсекционный закрылок и элерон.

 Предкрылок установлен по всему размаху консоли. каждая секция предкрылка имеет по два рельса дл навески на носовую часть консоли. Управление предкрылком обеспечивается двумя приводами. В корневой части третьей секции предкрылка имеется ступенька по теоретическому контуру, образующая “зуб” по передней кромке предкрылка. Конструкция предкрылка состоит из диафрагм, в том числе силовых, по которым крепятся рельсы, в верхней и нижней обшивок. Секции предкрылка соединяются между собой штырями. Угол отклонения на маневре - 6 градусов, на взлете и посадке - 12 градусов.

 Обе секции закрылка каждой консоли двухщелевые, сдвижные, с дефлектором. Внутренние и внешние секции закрылка попарно взаимозаменяемы. Закрылки установлены на кронштейнах хвостовой части крыла на стальных ползунах и на роликах-ловителях.

 Силовой набор каждой секции закрылка состоит из лонжерона, двух силовых рельсовых нервюр, силовой преводной нервюры, диафрагм, верхней и нежней обшивок. Все секции закрылков взаимозаменяемы.

 Над любой частью закрылка закреплен неподвижно связанный с ним дефлектор. Предкрылки и закрылки трехпозиционные, имеют положения: полетное, маневренное и взлетно-посадочное. Угол отклонения закрылка на маневре - 10 градусов, на взлете и посадке - 40 градусов.

 Элерон крыла расположен в концевой части крыла. Элерон имеет три узла навески и осевую компенсацию.

 Силовой набор элерона состоит из лонжерона, передней стенки, набора носков и нервюр, верхней и нежней обшивок, лобовиков и балансирами и хвостового профиля. Балансиры прикреплены к передней стенке элерона. Угла отклонения элерона + - 23 градуса.

**КОНСТРУКЦИЯ ОПЕРЕНИЯ**

 Горизонтальное оперение самолета Су-25 состоит их двух консолей стабилизатора и центроплана, составляющих единое целое. Стабилизатор имеет три установочных положения и управляется с помощью привода. Стабилизатор навешивается двумя узлами на силовой шпангоут хвостовой балки, имеет поперечное V, равное +5 градусов.

 Продольный набор стабилизатора состоит из двух неразъемных лонжеронов, передних стенок, стрингеров, поперечный набор - из нормальных и силовых нервюр. На силовых нервюрах установлены узлы навески стабилизатора и его привода. К переднему лонжерону стабилизатора крепятся несъемные лобовики. Руль высоты состоит из двух раздельных половин, связанных между собой карданным валом. На каждой половине руля высоты установлен бустер, а на правой половине дополнительно установлен триммер.

 Руль высоты имеет аэродинамическую компенсацию и весовую балансировку. Каждая половина руля высоты навешивается на стабилизатор по трем узлам.

 Триммер и бустера также имеют аэродинамическую компенсацию и весовую балансировку.

 Вертикальное оперение самолета состоит из киля, руля направления и демпфера рыскания.

 Киль состоит из центральной силовой части, лобовика и радиопрозрачной законцоки. Продольный набор центральной силовой части киля состоит из трех лонжеронов, передней стенки и стрингеров, поперечный набор - из нервюр, в том числе силовой бортовой нервюры и замыкающей концевой нервюры по стыку с радиопрозрачной законцовкой. Киль крепится к фюзеляжу по трем силовым шпангоутам. Лобовик киля съемный и крепится на болтах к передней стенке силовой части.

 В верхней части киля ниже радиопрозрачной законцовки установлен хвостовой аэронавигационный огонь. в киле установлены блоки регистрации полетных параметров системы “Тестер”. В основании киля установлены воздухозаборники системы охлаждения генераторов.

 Руль направления имеет аэродинамическую и весовую компенсацию, навешивается на киль на трех узлах. На руле направления расположен триммер и кинематический сервокомпенсатор. На задней кромке руля направления установлены балансировочные пластины.

 Конструктивно руль направления состоит из лобовика, передней стенки, лонжерона, нервюр, обшивки и хвостового профиля.

 Демпфер рыскания - верхняя часть руля направления - имеет аэродинамическую и весовую балансировку, навешивается на киль на двух шарнирных опорах. Демпфер рыскания состоит из лобовика, передней стенки, лонжерона, нервюр, обшивки и хвостового профиля.

**КОНСТРУКЦИЯ ВОЗДУХОЗАБОРНИКОВ**

 На самолете Су-25 установлены нерегулируемые боковые воздухозаборники с косыми овальными входами, представляющие собой передние части воздушных каналов двигателей.

 Для уменьшения потерь полного давления на входе в компрессор двигателя при работе на месте и при малых скоростях полета, воздухозаборники имеют скругленные входные кромки.

 Между бортами фюзеляжа и воздухозаборниками расположены дозвуковые клинья слива пограничного слоя, накопившегося на поверхности фюзеляжа, и имеющие ширину 60 мм. Для улучшения работы воздухозаборника на больших углах атаки, плоскость входа воздухозаборника скошена при виде сбоку на 7 градусов. Воздухозаборники имеют сборно-клепанную конструкцию. носок воздухозаборника имеет продольные диафрагмы для увеличения жесткости конструкции на входе воздушного канала. Внутренняя обшивка воздухозаборника подкреплена кольцевыми шпангоутами, воспринимающими нагрузку разрежения и давления в воздушном канале.

 В верхней части каждого воздухозаборника, над воздушным каналом расположены отсеки самолетного оборудования. доступ к которым обеспечивается через съемные люки. На верхней поверхности правого воздухозаборники установлен заборник воздухо-воздушного радиатора системы кондиционирования.

**ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ УСТРОЙСТВА**

 Шасси самолета выполнено по трехопорной схеме с носовым колесом. Главные опоры шасси расположены под средней частью фюзеляжа и убираются в ниши фюзеляжа движением вперед-против полета и к плоскости симметрии самолета.

 Передняя опора движением назад-по полету убирается в нишу, расположенную частично в подкабинном и частично в закабинном отсеках. Передняя опора шасси смещена относительно оси симметрии самолета, что обусловлено ее совместным размещением со встроенной пушечной установкой в подкабинном отсеке.

 Ниши главных и передней опор закрываются створками. Створки имеют кинематические приводы закрытия на земле и в полете. На главных опорах шасси установлено по одному тормозному колесу типа КТ-136Д с широкопрофильными пневматиками 840х360 мм. На передней опоре шасси установлено нетормозное колесо типа КН-21 с пневматикам 660х200мм.

 Рычажная подвеска колес основных и передней опор обеспечивает амортизацию шасси от вертикальных и боковых сил. В выпущенном положении основные опоры самолета фиксируются замками звеньев складывающихся подкосов.

 Для улучшения маневренности самолета при движении по земле применена система поворота колеса передней опоры с управлением из кабины.

 Управление поворотом колеса передней опоры осуществляется отклонением педалей, связанных механическим приводом с золотниковой головкой гидравлического механизма поворота колес. Амортизация шасси пневмогидравлическая. Выпуск и уборка шасси производится от гидросистемы.

 Для защиты воздухозаборников от попадания в них посторонних предметов при взлете, посадке и рулении самолета по взлетно-посадочной полосе на переднюю опору шасси установлен грязезащитный щиток.

 Еще одним штатным средством торможения, предназначенным для сокращения длины пробега самолета при посадке и прерванном взлете является парашютно-тормозная установка.

 Контейнер ПТУ является законцовкой хвостовой балки фюзеляжа, в котором размещен вытяжной парашют с пружинным механизмом, второй вытяжной парашют. двухкупольный тормозной парашют типа ПТК-25 с куполами крестообразной формы с площадью по 25 квадратных метра каждый и соединительное звено.

 Контейнер парашютно-тормозной установки крепится по периметру к силовому шпангоуту хвостовой балки и имеет внешне конусообразную формы, образованную наружной обшивкой. Внутренняя обшивка образует цилиндр, в котором установлена ПТУ. Створка ПТУ представляет собой шаровой сегмент, который перед выпуском парашютов отклоняется вверх.

**СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ**

 В систему управления самолетом входит управление рулем направления ( ножное управление), управление элеронами и рулями высоты, управление триммерами, управление стабилизатором (ручное управление).

 Для уменьшения усилий на ручке управления самолетом в поперечном канале установлен бустер. Для снятия усилий с ручки управления в системе управления рулем высоты и элеронами установлены механизмы триммерного эффекта с дистанционным электрическим управлением.

 Нагрузки от элеронов на ручку управления не передаются; гидроусилители, включенные в систему управления по необратимой схеме, полностью воспринимают шарнирные моменты, возникающие от аэродинамических нагрузок на ручке управления в системе управления элеронами установлен пружинный загрузочный механизм, который изменяет усилия на ручке управления в зависимости от углов отклонения элеронов.

 Триммер установлен также и на руле направления.

**СИЛОВАЯ УСТАНОВКА**

 На самолете установлены два взаимозаменяемых бесфорсажных турбореактивных двигателя Р-95Ш, с нерегулируемым соплом с нижерасположенной коробкой приводов, с автономным электрическим запуском.

 Двигатели размещены в мотоотсеках по обеим сторонам хвостовой балки самолета.

 Воздух в двигатели подается по двум цилиндрическим воздушным каналам с овальными дозвуковыми нерегулируемыми воздухозаборниками.

 Передний торец двигателя стыкуется с воздушным каналом через резиновый уплотнительный жгут.

 Двигатель самолета имеет нерегулируемое сужающееся сопло, расположенное в хвостовой части мотогондолы так, что его срез совпадает со срезом мотогондолы. Между внешней поверхностью сопла и внутренней поверхностью мотогондолы имеется кольцевой зазор для выхода воздуха, продуваемого через мотоотсек. Вследствие отрицательного влияния струи двигателя Р-95Ш на горизонтальное оперение угол излома сопла был отклонен вниз на 2 градуса.

 Двигатели крепятся к силовым шпангоутам мотогондолы в двух поясях: переднем и заднем. Передний пояс крепления состоит из трех узлов - двух боковых, регулируемых по длине тяг, и верхней цапфы-штыря. Тяги воспринимают вертикальные усилия, а штырь - тягу двигателя и боковые нагрузки. Задний пояс крепления состоит из трех узлов: двух регулируемых по длине боковых тяг, воспринимающих вертикальные усилия, и верхней горизонтальной тяги, воспринимающей боковые нагрузки.

 К системам, обеспечивающим работу силовой установки самолета, относятся:

- топливная система;

- система управления двигателями;

- приборы контроля работы двигателей;

- система запуска двигателей;

- система охлаждения двигателей;

- система противопожарной защиты;

- система дренажа и суфлирования.

 Для обеспечения нормальной работы двигателей и его систем система дренажа обеспечивает выведение остатков топлива, масла и гидросмеси за борт самолета после остановки двигателей или в случае неудавшегося запуска.

 Система управления двигателями предназначена для изменения режимов работы двигателей и обеспечивается автономное управление каждым двигателем. Система состоит из пульта управления двигателями на левом борту кабины летчика и тросовой проводки с роликами, поддерживающими трос, тандерами, регулирующими натяжение тросов, и блоков редукторов перед двигателями.

 В конструкцию каждого двигателя входят следующие узлы:

- осевой двухроторный восьмиступенчатый компрессор;

- прямоточная трубчато-кольцевая камера сгорания с десятью жаровыми трубами;

- осевая двухступенчатая реактивная газовая турбина с охлажденными сопловыми лопатками первой ступени, корпусом и диском;

- нерегулируемое реактивное сопло.

 На двигателе устанавливаются следующие агрегаты:

- стартер-генератор;

- генератор переменного тока;

- гидронасос;

- топливный насос-регулятор.

 Каждый двигатель оборудован следующими системами:

- топливной системой;

- масляной системой;

- системой отбора воздуха;

- системой запуска.

 Масляная система двигателя - замкнутого типа, автономная, предназначена для поддержания нормального температурного состояния трущихся деталей, мсеньшения их износа и уменьшения потерь на трение.

 Система запуска обеспечивает автономный и автоматический запуск двигателей и выход их на устойчивую частоту вращения. Запуск двигателей на земле можно производить от бортового аккумулятора или от аэродромного источника питания.

 Охлаждение двигателей, агрегатов и конструкции фюзеляжа от перегрева обеспечивается набегающим потоком воздуха, поступающим через воздухозаборники охлаждения за счет скоростного напора. Воздухозаборники охлаждения двигательных отсеков расположены на верхней поверхности мотогондол. Попавший в них воздух под действием скоростного напора растекается по двигательным отсекам, охлаждая двигатель, его агрегаты и конструкции. Отработанный охлаждающий воздух выходит наружу через кольцевой зазор, образованный мотогондолой и соплами двигателей.

 Охлаждение электрических генераторов, установленных на двигателях, также производится набегающим потоком воздуха за счет скоростного напора. Воздухозаборники охлаждения генераторов установлены на верхней поверхности хвостовой балки фюзеляжа перед килем, в хвостовой балке патрубки делятся на левый и правый трубопроводы. Пройдя генераторы и охладив их, воздух выходит в двигательный отсек, смешиваясь с основным охлаждающим воздухом.

 Система противопожарного оборудования предназначена для обнаружения, сигнализации и тушения пожара в отсеках двигателей (мотоотсеках).

 На самолете установлено противопожарное оборудование с двумя системами сигнализации и двумя огнетушителями.

 Противопожарное оборудование включает:

- средства предупреждения пожара;

-средства сигнализации о пожаре;

- средства тушения пожара.

 Средствами предупреждения пожара являются конструктивные мероприятия по ограничению распространения пожара, организация охлаждения пожароопасных отсеков, которыми на самолете являются отсеки двигателей, разделенные между собой конструкцией хвостовой балки фюзеляжа.

 На самолете установлено две системы сигнализации о пожаре, по одной на каждый двигательный отсек. Система сигнализации о пожаре состоит из исполнительного блока и соединенных с ним двух групп датчиков.

 Средства тушения пожара включают в себя два огнетушителя и распределительные коллекторы. Огнетушители расположены в мотоотсеке двигателей, коллекторы с подходящими к ним трубопроводами от огнетушителей установлены по обводам шпангоутов.

**ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА**

 Топливная система двигателя предназначена для питания двигателя топливом в процессе запуска и на всех режимах работы. Топливная система двигателя состоит из системы основного топлива и системы пускового топлива.

 Топливо на самолете размещено в сообщающихся между собой топливных баках под избыточным давлением 0,1 кг. на см.кв.

 Топливная система самолета обеспечивает подачу топлива из баков к двигателям в заданной последовательности на всех режимах работы самолета и при любом положении его в воздухе. Топливная система включает в себе баки, в которых размещается топливо; агрегаты, устройства и топливопроводы для заправки топливом баков на земле; агрегаты, устройства и трубопроводы, обеспечивающие подачу топлива из баков к двигателям; систему питания двигателей при действии нулевых и отрицательных перегрузок; приборы и устройства для контроля работы топливной системы на земле и в воздухе; агрегаты, устройства и трубопроводы наддува и дренажа топливных баков.

 топливо размещается в двух фюзеляжных баках-отсеках - баке №1 (переднем) и баке №2 (заднем), в баке в центроплане, расположенным над баком №2, в крыльевых баках ( по одному в каждой консоли). всего в самолете Су-25 5 топливных баков. Под консоли крыла самолета можно установить 4 подвесных топливных бака, по два под каждую консоль. Суммарная эксплуатационная емкость топливных баков составляет 3660 литров, в том числе емкость фюзеляжных топливных баков составляет 2386 литра, емкость бака-отсека каждой консоли составляет 637 литров. Топливо из подвесных топливных баков выдавливается в бак №1 воздухом с избыточным давлением 0,65 кг. на см.кв. Каждый бак имеет емкость 80 литров.

 Расходным баком является бак № 2 , расположенный в центре тяжести самолета.

 Фюзеляжные и крыльевые баки представляют собой герметичные баки-отсеки, являющиеся элементами конструкции фюзеляжа и крыла самолета.

 На боковых поверхностях баков №1 и №2, отделенных от воздушного канала компоновочным зазором и на нижних поверхностях бака в центроплане и бака №1 установлен протектор, который существенно снижает потери топлива при пробоях стенок баков и уменьшает возможность возникновения пожара. Двухслойные протектирующие элементы имеют толщину до 20 мм.

 Для обеспечения взрывобезопасности топливных баков фюзеляжа, крыла, центроплана и подвесных баков их внутренние объемы заполнены пористым заполнителем - пенополиуретаном. Для обеспечения защиты от пожара смежных отсеков, расположенных рядом с первым и вторым топливными каналами и баками также заполнено пенополиуретаном.

 Закладка в баки пенополиуретановых вкладышей производится через монтажные люки.

 В подвесные топливные баки пенополиуретановые вкладыши закалываются при разобранном по стыковым шпангоутам баке. Крепление вкладышей в баке осуществляется путем их натяга при помощи лент, а также вследствие того, что вкладыши вырезаются по внешнему контуру баков с припуском.

 Система дренажа и наддува обеспечивает в крыльевых и фюзеляжных баках избыточное давление на всех режимах полета, с этой целью все баки соединены дренажными трубопроводами, в которые подается воздух от заборника скоростного напора и системы наддува.

 Заправка баков топливом осуществляется двумя способами: - открытым централизованным; - открытым через заливные горловины каждой емкости. При открытом централизованном способе заправка фюзеляжных и крыльевых баков выполняется через заправочную горловину бака №1.

 Последовательность выработки топлива из баков обусславлена требованием сохранения центровки самолета в заданных пределах на всех режимах полета. Так как бак №2 - расходный, от вырабатывается в в последнюю очередь и поддерживается заполненным на всех режимах работы двигателя за счет перекачки топлива из баков фюзеляжа и крыла. Подача топлива к двигателям обеспечивается тремя способами:

- подкачивающим насосом из бака №2 на всех режимах полета при отсутствии нулевых и отрицательных перегрузок;

- вытеснением из бачка-аккумулятора при действии нулевых и отрицательных перегрузок;

- самотеком через обратные клапаны при отказе насоса. Топливо к насосам, установленным по одному на каждом двигателе, подается из расходного бака насосом подкачки.

 Емкость бачка-аккумулятора обеспечивает работу двигателей на нулевых или отрицательных перегнузках в течении 15-ти секунд. При нормальной работе топливной системы бачок-аккумулятор полностью заполнен топливом.

 Топливо из крыльевых баков в расходный перекачивается струйными насосами.

 Выработка топлива из подвесных топливных баков производится под действием давления наддува. Подвесные топливные баки вырабатываются в первую очередь. Конструктивно подвесной топливный бак выполнен в виде цилиндрической оболочки, подкрепленной шпангоутами, приваренными к ней электросваркой. Для улучшения транспортабельности и условий хранения подвесной бак выполнен разъемным, из трех частей: носовой, средней и хвостовой, соединенных по стыку болтами. Герметичность обеспечивается установкой по разъемам стыковых колец. На хвостовой части подвесного топливного бака установлен стабилизатор, состоящий из двух горизонтально расположенных консолей. Средняя часть подвесного топливного бака - силовая, на ней расположены узлы подвески бака к балочному держателю.; в средней части подвесного бака установлена труба, служащая для отбора топлива из бака.

**СИСТЕМА СПАСЕНИЯ ЛЕТЧИКА САМОЛЕТА**

 Для спасения летчика на самолете Су-25 установлено катапультное кресло К-36Л, которое служит рабочим местом летчика и обеспечивает его спасение до скоростей 1000 км. в час во всем диапазоне высот полета, включая взлет и посадку, оно является облегченным вариантом кресла К-36Д, и не имеет ограничителей разброса рук, дефлектора и системы подтяга ног.

 В полете летчик удерживается в кресле индивидуальной подвесной и привязной системой. а бесступенчатое регулирование сиденья по росту обеспечивает летчику удобное для работы и обзора положение в кабине.

 Защита летчика от возникающих при катапультации перегрузки и воздействия скоростного напора обеспечивается высотным снаряжением, принудительной фиксацией в кресле и устойчивой стабилизацией катапультного кресла. катапультирование производится при вытягивании ручек катапультирования, после чего все системы кресла и бортовая система аварийного сброса фонаря срабатывают автоматически вплоть до ввода спасательного парашюта и отделения летчика от кресла. После отделения от кресла купол спасательного парашюта наполняется и обеспечивает спасение летчика, а поддержание жизнедеятельности летчика после приземления или приводнения обеспечивается средствами носимого аварийного запаса, отделяющегося от кресла вместе с летчиком.

 Сброс откидной части фонаря возможен от ручки катапультирования на кресле к- 36Л и от ручки автономного сброса. Управление откидной частью фонаря осуществляется от двух систем - эксплуатационной и аварийной.

**СИСТЕМА КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА**

 Система кондиционирования воздуха обеспечивает:

- необходимые условия для работы летчика в кабине, поддерживает избыточное давление в кабине в пределах (0,03 - 0,05) кгс. на см.кв.

- обогрев и вентиляцию кабины;

- предохранение стекол фонаря от запотевания;

- необходимую температуру в блоках радиоэлектронного оборудования.

 Для улучшения теплового режима летчика установлена система вентиляции снаряжения, обеспечивающая подачу на всех режимах полета, разбеге и рулежке, необходимого расхода кондиционированного воздуха в пространство под одеждой.

 Для системы кондиционирования используется воздух, отбираемый за восьмой ступенью компрессора каждого двигателя, который затем последовательно охлаждается в двух воздуховоздушных радиаторах и в турбохолодильнике. Система кондиционирования начинает работать одновременно с запуском двигателей.

 Регулирование подачи воздуха в кабину, а также включение и отключение вентиляции костюма осуществляется летчиком вручную.

**КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ**

 Кислородное оборудование совместно со специальным снаряжением предназначено для обеспечения необходимых условий жизнедеятельности летчика и обеспечивает полеты в следующих условиях: длительно на всех высотах полета самолета и кратковременно при катапультировании.

 При проведении полетов летчик должен быть одет в следующее специальное снаряжение:

- защитный шлем с кислородной маской;

- вентилируемый костюм;

- противоперегрузочный костюм.

 Полеты над водной поверхностью выполняются в морском спасательном снаряжении.

 Кислородное оборудование состоит из двух кислородных систем: основной и кресельной.

 Основная кислородная система состоит из бортового комплекта кислородного прибора и кислородных баллонов. Бортовой запас кислорода основной системы заключен в четырех пятилитровых баллонах в газообразном состоянии при давлении 150 атмосфер.

 Подача кислорода в маску при нормальной работе оборудования производится легочным автоматом кислородного прибора, начиная с высоты 2 км.

 Кресельная кислородная система состоит из блока кислородного оборудования, объединенного разъема коммуникаций, механизмов автоматического и ручного включения системы.

 Система предназначена для питания кислородом при катапультировании в кресле и последующем спуске, при отказе основной системы, для обеспечения всплытия из-под воды после катапультирования и пребывания на плаву в течении 3 минут с момента включения системы.

**ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ СИСТЕМА**

 Гидравлическая система самолета состоит из двух независимых друг от друга гидросистем.

 Каждая гидросистема состоит из блока питания, магистралей нагнетания и слива и отдельных систем, состоящих из распределительных устройств, органов и исполнительных магистралей.

 Первая гидросистема обеспечивает управление колесом передней опоры шасси. уборку и выпуск тормозных щитков, уборку и выпуск предкрылков и закрылков. перестановку стабилизатора, управление элеронами, аварийный выпуск шасси, автоматическое торможение колес основных опор при уборке шасси, аварийное торможение колес основных опор шасси.

 Вторая гидросистема обеспечивает уборку и выпуск шасси. основное торможение колес основных опор шасси, управление элеронами, управление колесом передней опоры шасси.

 Каждая гидравлическая система имеет свой источник давления (насос), свои распределительные устройства, исполнительные органы, трубопроводы и емкости с рабочей жидкостью. Давление в гидросистемах 210 килограммов на квадратный сантиметр. Обе гидросистемы являются системами закрытого типа с поддавливанием от гидроаккумулятора.

**СИСТЕМА ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ**

 Система электроснабжения самолета состоит из источников электроэнергии и электрической сети, в которую входят: аппаратура управления, регулирования и защиты, коммутационная аппаратура, электропроводка и электроразъемы.

 Генераторы переменного и постоянного тока и преобразования в полете обеспечивают каждый свою группу потребителей. Основными источниками однофазного тока являются два комбинированных преобразователя.

 Аварийным и резервным источником постоянного тока являются две аккумуляторные батареи.

 Для подключения бортовой электросети самолета к наземным источникам электроэнергии на борту самолета установлены два штепсельных разъема аэродромного питания (один - постоянного тока. второй трехфазного переменного тока).

**ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА**

 Противообледенительной системы входных кромок воздухозаборников и передних кромок несущих поверхностей нет.

 На самолете стоит противообледенительная система фонаря, которая обеспечивает обогрев лобового бронеблока козырька фонаря.

 На экспериментальном самолете Т8 - 1 противообледенительная система фонаря включила систему обдува лобового бронеблока горячим воздухом от системы кондиционирования.

 Уже на модификации Су-25Т дополнительно установлена спиртовая система противообледенения стекла лазерной станции прицеливания “Причал” комплекса “Шквал”, включающая спиртовой бачок емкостью 6 литров и систему распыления.

**РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ**

 Радиоэлектронное оборудование включает в себя:

- прицельное оборудование;

- пилотажно-навигационное оборудование;

- радиотехническое оборудование;

- средства обороны самолета;

- аппаратуру регистрации и контроля.

 Прицельное оборудование.

 Прицельное оборудование самолета обеспечивает решение задач применения вооружения по наземным и воздушным целям в условиях их визуальной видимости.

 В состав прицельного оборудования входят:

- авиационный стрелково-бомбардировочный прицел АСП-17БЦ, обеспечивающий прицеливание при стрельбе, бомбометании и пуске ракет днем и ночью по визуально видимым наземным и воздушным целям;

- лазерная станция подсвета и дальнометрирования “Клен-ПС” (9,17), которая обеспечивает измерение наклонной дальности до цели при решении задач прицеливания и выдачи ее в прицел, а также для наведения УР с лазерной головкой наведения;

- блок согласующих устройств;

- аппаратура формирования сигналов управления, обеспечивающая формирование электрических сигналов для отклонения зеркала станции подсвета и дальнометрирования и подвижной марки прицела, пропорциональных управляющим воздействиям летчика.

 Пилотажно-навигационное оборудование.

 Основой пилотажно-навигационного оборудования является навигационный комплекс КН-23-1, который предназначен для определения и выдачи в прицельно-вычислительные устройства и на индикаторные приборы навигационно-пилотажных параметров, необходимых для выполнения полета и решения боевых задач.

 Навигационный комплекс обеспечивает:

-непрерывное автоматическое счисление координат самолета по данным автономных средств;

-выполнение маршрутного полета, выход в район заданной цели, возврат на аэродром посадки, снижение на высоту предпосадочного маневра, повторный заход на посадку;

- определение и выдачу основных навигационных и пилотажных параметров.

 Навигационный комплекс состоит из:

- инерциальной курсовертикали ИКВ-1;

-радиотехнической системы ближней навигации и посадки (РСБН);

- доплеровского измерителя путевой скорости и угла скоса. Кроме навигационного комплекса в состав пилотажно-навигационного оборудования самолета входят:

-автоматический радиокомпас, обеспечивающий вождение самолета по приводным и широковещательным радиостанциям, а также заход на посадку в условиях отсутствия наземной системы РСБН или при отказе бортовой системы;

- система воздушных сигналов, обеспечивающая выдачу потребителям и на индикаторы истинной воздушной скорости, абсолютной и относительной барометрической высоты и числа М полета;

- радиовысотомер малых высот;

-маркерное радиоприемное устройство. обеспечивающее определение момента пролета самолета над марекрным радиомаяком;

- датчики углов и скольжения ДУА-3;

-приемники воздушного давления: основной - ВД-18Г-3М и резервный - ПВД - 7;

- автономные пилотажно-навигационные приборы в кабине летчика.

 Радиотехническое оборудование.

 Радиотехническое оборудование самолета обеспечивает радиосвязь с наземными объектами и с самолетами во всем диапазоне высот и радиусов самолета.

 В состав радиотехнического оборудования входят:

- связная радиостанция Р-862, предназначенная для телефонной радиосвязи в метровом и дециметровом диапазонах волн между самолетами и наземными объектами;

- радиостанция связи с сухопутными войсками Р-828, которая обеспечивает радиотелефонную связь с пунктами управления и отдельными подвижными объектами войск. Р-828 - малогабаритная многоканальная ультракоротковолновая радиостанция, позволяющая осуществлять безпоисковую и безподстроечную радиосвязь в пределах прямой видимости;

- самолетный радиолокационный ответчик системы госопознования;

- самолетный ответчик СО-69, предназначенный для решения задач управления воздушным движением на трассах и в зонах аэродромов и работающий с радиолокаторами систем посадки, обнаружения и наведения;

- антенно-фидерная система; - самолетное переговорное устройство СПУ-.

 Средства обороны самолета.

 Средства обороны самолета включают в себя:

- аппаратуру обнаружения работающих РЛС;

- станцию активных радиотехнических помех;

- автомат постановки пассивных инфракрасных помех и дипольных отражателей.

 Средства обороны самолета обеспечивают предупреждение летчика об облучении самолета наземными РЛС зенитно-ракетных комплексов и истребителей противника. пеленгование РЛС в различных режимах излучения, прогнозирование пусков ракет класса “воздух-воздух” и”воздух-поверхность”, создание активных помех РЛС управления оружием, создание инфракрасных помех ракетам с тепловыми головками самонаведения.

 Аппаратура регистрации и контроля.

 Аппаратура регистрации и контроля, установленная на самолете, включает в себя:

- систему записи режимов полета и параметров бортовых систем “Тестер-УЗ”;

- фотоконтрольный прибор СШ-45;

- авиационный киносъемочный аппарат АКС-5;

- самолетный магнитофон МС-61М.

 Бортовая система “Тестер-УЗ” предназначена для регистрации параметров полета и сохранения записанной информации полета и сохранения записанной информации в случае летного пришествия. Послеполетная дешифровка записанной информации позволяет оценить работу систем, траекторию и положение самолета в пространстве. действия экипажа в полете.

 Основу системы регистрации параметров составляет магнитный регистратор,производящий измерения.

 Для сохранения записанной информации в случае летного происшествия , летно-протяжный механизм с магнитным накопителем информации размещен в специальном контейнере.

 Фотоконтрольный прибор СШ-45 предназначен для проверки правильности прицеливания при работе с прицелом как при боевом применении вооружения, так и в учебных целях. Прибор установлен непосредственно на прицеле, что позволяет производить одновременно съемку цели и сетки прицела.

 Авиационный киносъемочный аппарат АКС-5 установлен в носовой части фюзеляжа и предназначен для контроля результатов стрельбы из пушек и при пуске ракет.

 Магнитофон МС-61М предназначен для документирования переговоров экипажа с другими абонентами, а также записи позывных радиомаяков и специальных сигналов.

**ВООРУЖЕНИЕ АРМЕЙСКОГО ШТУРМОВИКА**

 Вследствие возложенных на штурмовик обязанностей он несет на себе мощное наступательное вооружение.В процессе разработки машины,а также в ходе ее дальнейшей модернизации по желанию заказчика на самолет устанавливались все более новые системы вооружения,позволяющие расширять возможности применения СУ-25.В варианте аван проекта ЛСШ самолет имел 6 подкрыльевых точек подвески на которых подвешавались бомбы,неуправляемые ракеты,подвесные пушечные установки и топленные баки,а также один подфизюляжный узел подвески,на котором размещались или подвесная пушка ,или дополнительный топливный бак общей массой 2500 кг.В варианте проекта ЛВСШ самолет уже имел практически схожие с серийными машинами характеристики-10 узлов подвески ,мощное вооружение общей массой 300 кг.

 Вооружения серийного армейского самолета-штурмовика состоит из средств поражения наземных и воздушных целей и системы управления оружием (СУО),обеспечивающей надежное поражение различными способами в условиях их визуальной видемости.

 Самолет имеет 10 узлов,подвески расположенных под крылом,на восьми из них,рассчитанных на погрузку 500 кг,он несет различное вооружение следующих типов:

-бомбардированное;

-управляемое ракетное;

-неуправляемое ракетное;

-пушечное (артиллерийское),а на двух остальных-управляемые ракеты (УР) “воздух-воздух” для ближнего боя.Бомбардировачное вооружение размещается на балочных держателях БДЗ-25 или многозамковых балочных держателях МБД-2-67У.