

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РФ
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«ВОРОНЕЖСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ»
(ФГБОУ ВО «ВГТУ», ВГТУ)

Кафедра самолётостроения

С.К. Кириакиди

КОНСТРУКЦИЯ ВОЗДУХОЗАБОРНИКОВ САМОЛЕТОВ

Утверждено Редакционно-издательским советом
университета в качестве учебного пособия

Воронеж 2013

УДК629.78

Кириакиди С.К. Конструкция воздухозаборника самолета: учебное пособие / С.К. Кириакиди. Воронеж: ФГБОУ ВО «Воронежский государственный технический университет», 2013. с

В учебном пособии рассматриваются вопросы назначения, применения конструкции воздухозаборника для различных типов летательных аппаратов, как дозвуковых, так и сверхзвуковых. Включены вопросы оценки оптимальных аэродинамических форм внутреннего и внешнего обводов.

Издание соответствует требованиям Государственного образовательного стандарта высшего профессионального образования по направлению 25.04.07 "Самолёто- и вертолётостроение", дисциплине «Конструкция самолетов». Пособие предназначено для студентов 4-го курса очной формы обучения.

Табл. 18 Ил. 23 Библиогр: 9

Научный редактор д-р техн. наук, проф. В.И. Корольков

Рецензенты: отдел главного конструктора ОАО «Воронежское акционерное самолётостроительное общество», зам. главного конструктора Назаров В.П.

Кириакиди С.К., 2013

Оформление. ФГБОУ ВО «Воронежский государственный технический университет», 2013

Оглавление

Введение	5
1 Воздухозаборник современного самолета	9
1.1 Назначение и конструктивные особенности воздухозаборников	9
1.1.1 Описание конструкции мотогондолы Ту-334	20
1.1.2 Описание конструкции мотогондолы Ил-96-300	24
1.2 Технологический процесс изготовления конструкции воздухозаборника на примере самолета Ту-334	29
1.3 Материалы и оборудование для изготовления воздухозаборников Ту-334	34
1.4 Использование в конструкции воздухозаборников полимерных композиционных материалов	38
2 Силовой расчет воздухозаборника самолета Ту-334	42
2.1 Исходные данные для силового расчета	42
2.2 Распределение расчетных аэродинамических нагрузок по длине воздухозаборника	44
2.3 Распределение нагрузок по длине и сечениям воздухозаборника	45
2.4 Распределение аэродинамических нагрузок по внутренней поверхности воздухозаборника	53
2.5 Определение равнодействующих нагрузок по сечениям воздухозаборника от внешних и внутренних аэродинамических нагрузок	56
2.6 Нагрузки на болты крепления воздухозаборника	58
2.7 Проверка прочности воздухозаборника самолета	63
3 Примеры конструктивного исполнения воздухозаборников	79
3.1 Конструкция воздухозаборника сверхзвукового самолета Ту-144	79
3.2 Конструкция воздухозаборника Ил-86	94

3.3 Конструкция воздухозаборника Ту-154	95
Заключение	99
Библиографический список	100

ВВЕДЕНИЕ

На летательном аппарате с воздушно-реактивными двигателями применяются различные входные устройства.

Они служат для торможения потока воздуха перед поступлением его в двигатель. Основными требованиями, предъявляемыми к входным устройствам, являются:

- обеспечение высоких значений коэффициента сохранения полного давления;
- создание равномерного потока на входе в двигатель или желаемой (допустимой) неравномерности;
- минимальное аэродинамическое сопротивление;
- обеспечение устойчивой и эффективной работы во всем требуемом диапазоне режимов полета и режимов работы двигателя.

Выбор входного устройства во многом зависит от расчетного числа M полета летательного аппарата, требуемого диапазона отклонения чисел M от расчетного, места расположения силовой установки на летательном аппарате, типа применяемых двигателей и ряда других факторов.

В зависимости от расчетной скорости полета входные устройства можно разделить на два типа:

- 1) дозвуковые – для дозвуковых летательных аппаратов;
- 2) сверхзвуковые – для сверхзвуковых летательных аппаратов.

К дозвуковому диффузору ТРД относится не только сам внутренний канал, по которому воздух поступает к двигателю, но и примыкающая к нему входная часть – заборник воздуха. Заборник должен иметь плавное очертание входных кромок, что необходимо для предотвращения срыва потока на входе.

Внутренний канал у таких диффузоров является расширяющимся. При движении дозвукового потока воздуха по расширяющемуся каналу происходит уменьшение его скорости и увеличения давления. Интенсивность процесса

торможения определяется степенью изменения площади канала. Чем больше увеличивается площадь канала, тем интенсивнее должен быть процесс торможения.

Одной из актуальных задач создания современных самолетов является снижение шума двигателя. В том время, как самолеты с большой дальностью полета являются наиболее шумными из-за большой мощности установленных на них двигателей, самолеты со средней и малой дальностью полета более многочисленны и любое мероприятие по снижению шума этих самолетов также имеет большое значение.

Существует три основных способа достижения этой цели: применение малощумных двигателей, более совершенные приемы эксплуатации самолетов и двигателей и рациональная установка двигателей на самолете.

В авиационных двигателях шум порождается вентилятором ДТРД (компрессором ТРД), реактивной струей и внутренними источниками (прежде всего турбиной). Основным источником шума ДТРД с малой и особенно с большой степенью двухконтурности является вентилятор, причем общий уровень шума ДТРД ниже, чем ТРД.

Наибольшее влияние на уровень шума оказывает скорость истечение газа, поэтому действенным способом снижения шума является переход в пассажирской авиации от ТРД к двухконтурным двигателям, шум реактивной струи которых меньше из-за существенно меньшей ее скорости. Однако главным источником шума у ДТРД стал вентилятор. В настоящее время разработаны следующие основные способы снижения шума одноступенчатого вентилятора: отказ от ВНА вентилятора, пониженная окружная скорость рабочего колеса, оптимальное соотношение чисел лопаток выходного направляющего аппарата и рабочего колеса, увеличенное расстояние между этими рядами лопаток.

Применение турбовентиляторов с высокой частотой вращения позволяет снизить массу двигателя, а требование

по уровню шума заставляет ограничивать частоту вращения значениями, соответствующими окружным скоростям вентиляторов 400–450 м/с. Кроме того, рассматриваются другие предложения по снижению шума вентилятора одним из которых является способ снижения шума в процессе распространения его из воздухозаборника и выходного устройства. Этот способ включает облицовку стенок проточной части звукопоглощающими конструкциями (ЗПК), рисунок 1.

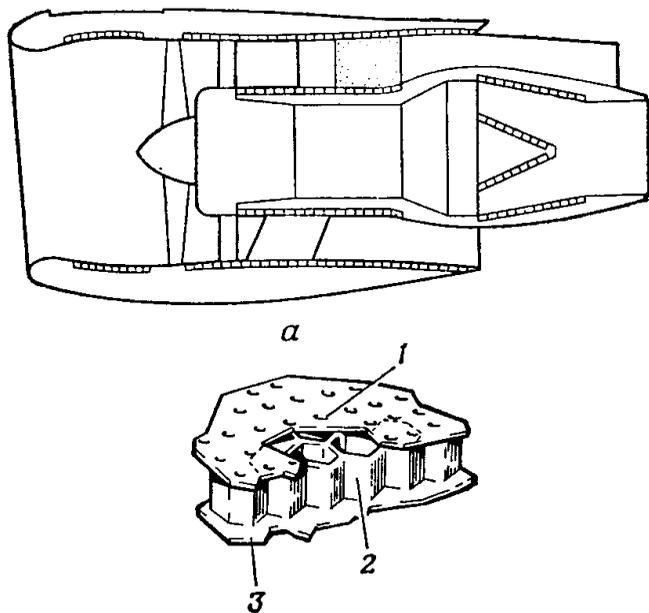


Рисунок 1 – Мотогондола двигателя пассажирского самолета с звукопоглощающими панелями

а – мотогондола с ЗПК;

- б – многослойная звукопоглощающая конструкция;
- 1 – перфорированная обечайка;
- 2 – сотовый наполнитель;
- 3 – опорная поверхность.

1 Воздухозаборник современного самолета

1.1 Назначение и конструктивные особенности воздухозаборников

Функциональный элемент, необходимый для организации потока на входе в двигатель и обеспечения необходимых режимов работы двигателя конструктивно выполнен в виде воздухозаборника.

Воздухозаборник (ВЗ) — элемент летательного аппарата, предназначенный для подвода из атмосферы к двигателю воздуха с параметрами, обеспечивающими высокую эффективность силовой установки по тяге и расходу топлива при её минимальном сопротивлении аэродинамическом и надёжной (без помпажей двигателей и ВЗ) работе. ВЗ подразделяют в зависимости от диапазона скоростей полёта летательного аппарата на дозвуковые и сверхзвуковые, а в зависимости от конфигурации — на осесимметричные, плоские (с прямоугольным поперечным сечением) и другие.

Дозвуковой ВЗ включает коллектор и диффузор. Коллектор иногда выполняют с автоматически открывающимися окнами для впуска воздуха, он предназначен для обеспечения безотрывного втекания воздуха в канал при взлёте и маневрировании летательного аппарата. Диффузор с малым углом раствора позволяет улучшить сопряжение коллектора с гондолой двигателя для уменьшения аэродинамического сопротивления. За диффузором ВЗ до воздушно-реактивного двигателя может быть канал почти постоянного поперечного сечения по длине и нередко криволинейный. ВЗ вертолётов выполняются часто с пылезащитным устройством. Очистка воздуха осуществляется на криволинейном участке канала за счёт центробежного эффекта.

Сверхзвуковой ВЗ включает сверхзвуковой диффузор — участок для торможения и сжатия сверхзвукового потока и дозвуковой диффузор, расположенный за «горлом» (наиболее узкое сечение канала). Обечайка выполняется тонкой для уменьшения волнового сопротивления гондолы. Сжатие потока в сверхзвуковом диффузоре осуществляется в системе скачков уплотнения, образованной специально профилированной обечайкой и клиновидным телом у плоских ВЗ или конусообразным центральным телом у осесимметричных ВЗ.

Воздухозаборник (ВЗ) и воздушный канал, обычно составляющие часть планера, более других элементов влияют на силу тяги, создаваемой двигательной установкой. Они обеспечивают подвод воздуха, необходимого для нормальной работы двигателя, в требуемом количестве и с определенными скоростью и давлением. При малых скоростях полета сжатие воздуха перед камерой сгорания происходит главным образом в компрессоре. С ростом же скорости полета, а особенно после достижения сверхзвуковых скоростей, появилась возможность использования кинетической энергии потока для повышения давления воздуха, подводимого к двигателю. При таких скоростях роль воздухозаборника существенно возрастает, поскольку использование кинетической энергии набегающего потока воздуха приводит к уменьшению расхода энергии на привод компрессора. Такое входное устройство является фактически предварительным бестурбинным компрессором. В околосзвуковых самолетах достаточно хорошо выполняет свою функцию воздухозаборник постоянной геометрии с закругленной передней кромкой.

Тщательное профилирование воздухозаборника обеспечивает малые потери, а также однородное поле скоростей потока перед компрессором. Однако при сверхзвуковой скорости перед таким воздухозаборником на расстоянии толщины ударного слоя образуется

неприсоединенный прямой скачок уплотнения, за которым скорость уменьшается до дозвукового значения. Такому скачку сопутствует большое волновое сопротивление. Для сверхзвуковых самолетов потребовалось разработать воздухозаборники иной формы и иного принципа действия. Ввиду широкого диапазона эксплуатационных скоростей этих самолетов их воздухозаборники и воздушные каналы должны одинаково хорошо работать в разных условиях, обеспечивая как простой подвод воздуха при взлете, так и создание оптимальной системы скачков уплотнения в полете с максимальной скоростью. Таким образом, конструкция воздухозаборника зависит от скорости полета и расположения двигателя на планере, а также от формы и принципа действия входного устройства двигателя. В построенных до настоящего времени сверхзвуковых самолетах нашли применение воздухозаборники:

1) центральные (лобовые), т.е. размещенные по оси симметрии самолета (или оси гондолы), либо боковые (по бокам фюзеляжа);

2) нерегулируемые либо регулируемые, т.е. воздухозаборники, внутренняя геометрия которых постоянна или может изменяться в зависимости от условий полета;

3) с внешней, внутренней или комбинированной компрессией, т.е. воздухозаборники, в которых сжатие воздуха путем преобразования кинетической энергии потока в статическое давление происходит соответственно перед воздухозаборником либо в воздушном канале;

4) плоские либо трехмерные, т.е. воздухозаборники, форма поперечных сечений которых близка к прямоугольной либо круглой (полукруглой, эллиптической и т.п.),

На многих самолетах применен лобовой воздухозаборник (в том числе - нерегулируемый), на других используются боковые воздухозаборники. Боковые же воздухозаборники обычно размещаются перед передней

кромкой крыла в его плоскости, над крылом, либо под ним в зависимости от принятой аэродинамической схемы самолета. Центральные воздухозаборники в фюзеляже или в индивидуальных гондолах выполняют почти исключительно круглыми по форме поперечного сечения, и только в редких случаях использована овальная форма (F-100 и др.).

Преимуществом воздухозаборников двигателей, размещенных в гондолах, является их непосредственное соединение с компрессором, благодаря чему они имеют малую массу, малые потери давления и равномерное поле скоростей потока. В крейсерском полете со сверхзвуковыми скоростями для круглых воздухозаборников характерна, кроме того, постоянная система скачков уплотнения, соответствующая расчетным условиям работы.

К недостаткам круглых воздухозаборников относится снижение их эффективности с увеличением угла атаки, обусловленное изменением системы скачков уплотнения. В случае центральных фюзеляжных воздухозаборников воздушный канал оказывается длинным и сложным по форме, что требует значительного объема фюзеляжа и затрудняет размещение топлива, оборудования и т.п. Кроме того, такой воздухозаборник исключает возможность применения радиолокационной антенны большого диаметра, величина которого ограничена габаритами центрального тела, размещенного внутри входного устройства. Недостаток надфюзеляжного и подфюзеляжного воздухозаборников состоит в снижении их эффективности при больших углах атаки (соответственно положительных или отрицательных) ввиду того, что воздухозаборник заслоняется фюзеляжем и крылом.

Боковым воздухозаборникам свойственно значительно большее разнообразие форм поперечного сечения. В начальный период развития сверхзвуковых самолетов обычно применялись воздухозаборники полуэллиптические, полукруглые или составляющие четверть круга. В последнее

время почти повсеместно применяются плоские боковые сверхзвуковые воздухозаборники прямоугольной формы с закругленными углами. Отказ от полукруглых воздухозаборников объясняется стремлением не исказить профиль корневых частей крыла и плоскую форму несущего фюзеляжа. Размещение воздухозаборников по бокам фюзеляжа позволяет не только значительно укоротить воздушные каналы, но и занять всю носовую часть фюзеляжа оборудованием, в том числе оборудованием радиолокационной станции.

Плоские боковые воздухозаборники работают очень эффективно во всем диапазоне эксплуатационных скоростей и углов атаки. Основными недостатками боковых воздухозаборников являются затенение одного из них фюзеляжем во время выполнения маневров со скольжением при сверхзвуковой скорости полета и влияние на их работу пограничного слоя, который является основным источником неравномерности поля скоростей в воздухозаборнике и воздушном канале. В диапазоне малых сверхзвуковых скоростей еще применимы нерегулируемые воздухозаборники, выполняемые с заостренными входными кромками, на которых возникает локальный присоединенный прямой скачок уплотнения. Скорость потока за таким скачком уменьшается до дозвуковой, но она еще так велика, что необходимо дальнейшее замедление потока до значения скорости, требуемого для компрессора. Происходит это в расширяющемся диффузоре.

Использование входных острых кромок препятствует возникновению в воздухозаборнике толстого пограничного слоя и последующему отрыву этого слоя, ухудшающему работу двигателя. За локальным присоединенным скачком уплотнения скорость воздуха уменьшается до дозвукового значения так же резко, как и за не присоединенным головным скачком, однако вследствие его локальности большая часть кинетической энергии переходит в статическое давление

(остальная преобразуется в тепловую энергию). Тем не менее, с увеличением скорости полета интенсивность скачка и, соответственно, потери в процессе динамического сжатия возрастают, вследствие чего снижается тяга двигательной установки. Поэтому воздухозаборники такого типа применяются в самолетах с максимальной скоростью, не превосходящей $M = 1,5$. При более высоких скоростях хорошая эффективность динамического сжатия на бегающего потока может быть достигнута только в системе косых скачков уплотнения, для которых характерна меньшая интенсивность, не, меньшее падение скорости и меньшие потери давления.

Скорость потока за косым скачком еще остается сверхзвуковой, и если она соответствует числу Маха, не превышающему 1,5-1,7, то дальнейшее торможение потока может происходить в прямом скачке. Потери в таком слабом скачке невелики, а дозвуковая скорость за ним уже приемлема для воздушного канала. Двухскачковый воздухозаборник работает эффективно до скорости полета $M = 2,2$. При дальнейшем увеличении скорости набегающего потока возрастает также число Маха за косым скачком.

Если оно превышает 1,5-1,7, то поток воздуха следует дополнительно сжать в еще одном косом скачке, чтобы его скорость перед замыкающим прямым скачком имела приемлемое значение. Воздухозаборник с такой системой скачков называется трехскачковым и может применяться до $M \sim 3$. Требуемую систему скачков можно создать путем выдвижения из воздухозаборника вперед элемента с острой вершиной (независимо от использованного принципа компрессии) либо путем использования воздухозаборника с острыми входными кромками и соответствующим образом спрофилированного диффузора (во входных устройствах с внутренней или комбинированной компрессией).

Конструктивные элементы внутри воздухозаборника, используемые для создания косых скачков уплотнения,

называются генераторами скачков. На практике нашли применение генераторы в форме конусов, полуконусов, четвертьконусов и клиньев. На их вершинах при сверхзвуковом полете образуется присоединенный скачок с углом наклона, зависящим как от угла при вершине тела, так и от числа Маха.

Поскольку в косом скачке изменение параметров потока, как уже упоминалось выше, происходит менее резко, чем в прямом, значительно меньше и потери, а тем самым выше создаваемое статическое давление. Статическое давление заторможенного потока тем больше, чем выше скорость полета и число косых скачков уплотнения, в которых происходит преобразование энергии. На практике используются двух-, трех и даже четырехскачковые системы, Второй и последующие косые скачки могут создаваться генератором с ломаной образующей или в результате отражения волн возмущения от внутренних стенок диффузора. Первый способ создания скачков характерен для воздухозаборников с внешней компрессией, а второй-с комбинированной.

В воздухозаборниках с внутренней компрессией скачки индуцируются внутри неосесимметричного воздушного канала благодаря соответствующему профилю поперечных сечений диффузора. Описанные выше способы создания скачков уплотнения различаются между собой местом образования скачков относительно плоскости входа в воздухозаборник. Общей чертой их является многоступенчатость процесса торможения потока, благодаря чему обеспечиваются максимальное использование динамического сжатия, минимальные потери и равномерное распределение скорости.

На первых сверхзвуковых самолетах с воздухозаборниками, оснащенными генераторами косых скачков уплотнения, использованы входные устройства с внешней компрессией. По сравнению с другими они

довольно просты в регулировке и имеют малую массу. Генератор размещается относительно входа в воздухозаборник таким образом, чтобы генерируемый им первичный скачок касался входной кромки воздухозаборника в расчетных условиях полета, что позволяет получить максимальный захват воздуха, минимальные потери в процессе сжатия и минимальное внутреннее сопротивление входного устройства. Однако существенными недостатками входных устройств этого типа по сравнению с другими являются большое (наибольшее) внешнее сопротивление, связанное с изменением направления движения потока, а также наименьший прирост статического давления и большая лобовая площадь из-за того, что внутри воздухозаборника необходимо разместить генератор скачков.

Теоретически наиболее рационально использование входных устройств с внутренней компрессией, которые наиболее эффективны и обладают минимальным внешним сопротивлением. Однако такие входные устройства пока не нашли практического применения ввиду сложности конструкции профилированного воздушного канала и необходимости плавного изменения его внутренней геометрии в соответствии с изменяющимися условиями полета и работы двигателя. В настоящее время все шире применяются входные устройства с комбинированной компрессией, которые при относительно простой конструкции отличаются довольно высокой эффективностью.

Разница в деталях сверхзвуковых воздухозаборников обычно связана с принятыми теоретическими предпосылками, результатами экспериментов и вкусами конструкторов. Например, британский экспериментальный самолет F.D.2, на котором в 1956 г. был установлен мировой рекорд скорости (1322 км/ч), имел весьма специфичный воздухозаборник. Его верхняя входная кромка заострена и выдвинута вперед относительно закругленной нижней.

С одной стороны, это приводит к возникновению в верхней кромке присоединенного косо́го скачка, который проходит на определенном расстоянии перед нижней кромкой, не позволяя возникнуть около нее неприсоединенному прямому скачку. С другой же стороны, выдвигание верхней кромки вперед позволяет увеличить лобовое сечение воздухозаборника в полетах на больших углах атаки, когда скорость полета мала, а требуемый расход воздуха в двигателе велик. Кроме того, получили распространение устройства дополнительного подвода или отвода воздуха, входящие в систему воздухозаборника. К таким устройствам относят впускные (взлетные) и перепускные створки, которые обычно располагаются либо вблизи регулирующего элемента (конуса, ramпы, клина), либо по длине воздушного канала и открываются или закрываются в зависимости от требуемого для двигателя расхода воздуха. При взлете и полете с небольшими скоростями передняя и задняя части подвижной ramпы воздухозаборника подняты, взлетно-перепускная створка открыта, благодаря чему обеспечивается поступление к двигателю требуемого количества воздуха, несмотря на малую скорость набегающего потока.

С увеличением скорости полета и давления воздуха на входе в компрессор направление воздушного потока, протекающего через взлетную створку, меняется на противоположное, и излишний воздух из воздушного канала перепускается в атмосферу. При полете с околосвуковой скоростью пропускная способность створки оказывается недостаточной, и для ограничения поступления воздуха в компрессор задняя часть ramпы отклоняется вниз, вследствие чего уменьшается проходное сечение воздухозаборника, а размеры канала для отвода воздуха увеличиваются.

При полете с большими сверхзвуковыми скоростями передняя и задняя части ramпы еще больше отклоняются вниз, обеспечивая поступление в двигатель оптимального

количества воздуха. Щель между передней и задней частями рампы используется для отвода пограничного слоя.

Следовательно, сверхзвуковые воздухозаборники с генератором косых скачков должны профилироваться таким образом, чтобы при расчетной скорости полета первичный скачок касался входной кромки. Такое положение скачка обеспечивает наибольшую эффективность работы входного устройства, поскольку при этом расход воздуха максимален, потери в процессе сжатия и входное сопротивление минимальны, а двигатель работает наиболее устойчиво. Очевидно, что такие условия существуют лишь при определенном числе Маха. Это означает, что данному числу Маха соответствует определенное положение генератора скачков относительно входной кромки воздухозаборника, а на других режимах работы характеристики воздухозаборника ухудшаются.

Таким образом, в широком диапазоне сверхзвуковых скоростей набегающего потока удовлетворительные характеристики работы двигателя с нерегулируемым воздухозаборником обеспечить не удастся. Этот недостаток является следствием несоответствия постоянной геометрии воздухозаборника, рассчитанной для определенных условий течения, оптимальным параметрам внутреннего и внешнего потоков при нерасчетных условиях.

Этот недостаток может быть устранен частично или полностью путем изменения геометрии воздухозаборника (входного, критического и/или выходного сечения) в соответствии с изменяющейся скоростью и высотой полета. Обычно это осуществляется посредством плавного автоматического перемещения регулирующего элемента, что обеспечивает требуемый расход воздуха при малом внешнем сопротивлении в широком диапазоне скоростей полета, соответствие пропускной способности входного устройства производительности компрессора и соответствие системы скачков конфигурации воздухозаборника. Это исключает

также возможность возникновения неприсоединенного прямого головного скачка основной причины неудовлетворительной работы воздухозаборника и воздушного канала в целом.

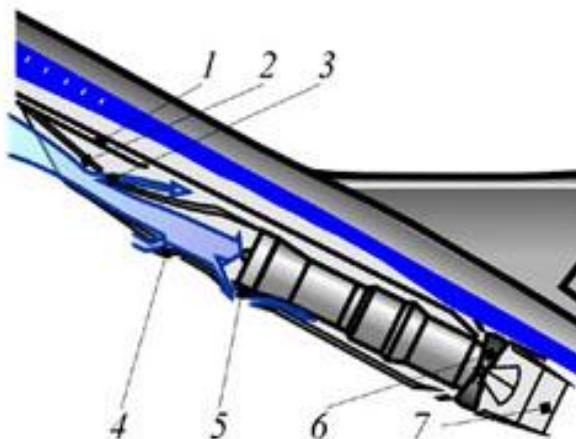


Рисунок 1.1.1 – Схема гондолы двигателя сверхзвукового самолета

На рисунке 1.1.1 показана схема двигательной гондолы сверхзвукового самолета.

Щель 1 между фюзеляжем и гондолой служит для слива пограничного слоя. Накопившийся по длине фюзеляжа турбулентный пограничный слой не попадает, таким образом, в тракт двигателя, что улучшает режим работы лопаток компрессора.

Обеспечение на всех режимах полета оптимальных параметров воздушного потока, подходящего к двигателю, осуществляется за счет автоматического регулирования геометрии воздухозаборника подвижной рампой 2 (с щелями

3 для слива пограничного слоя с плоскости ramпы) и створками перепуска воздуха 4 и 5.

При изменении положения ramпы изменяется не только площадь входа воздушного потока в тракт двигателя, но и система скачков уплотнения, возникающих при сверхзвуковых скоростях на передних кромках воздухозаборника и на отдельных участках подвижной ramпы.

1.1.1 Описание конструкции мотогондолы Ту-334

На самолете Ту-334 двигатели размещены на хвостовой части фюзеляжа, что позволяет:

а) обеспечить аэродинамически "чистое" крыло с максимально возможным использованием его размаха для размещения средств механизации (закрылков, предкрылков и т.п.) с целью получения высокого аэродинамического качества крыла и высоких значений C_y при взлете и при посадке;

б) создать необходимые условия для работы воздухозаборников, с обеспечением слива пограничного слоя с поверхности фюзеляжа, при достаточном удалении ВЗ от фюзеляжа. Изменение угла подхода воздушного потока к воздухозаборнику двигателя, расположенного на хвостовой части фюзеляжа, примерно вдвое меньше изменения углов атаки крыла (или изменения угла тангажа самолета), в то время как у заборников, поставленных под крылом или у передней кромки крыла, это изменение угла подхода воздушного потока больше, чем изменение угла атаки крыла;

в) улучшить характеристики продольной путевой и поперечной устойчивости за счет:

– работы гондол двигателей и их пилонов как дополнительного горизонтального оперения;

– малого разворачивающего момента двигателей при остановке одного из них;

г) улучшить комфорт и повысить безопасность пассажиров за счет уменьшения шума в кабине (низкочастотного от выхлопной реактивной струи и высокочастотного от воздухозаборников и воздушных каналов) и за счет размещения двигателей позади герметической кабины;

е) повысить пожарную безопасность, вследствие того что:

– двигатели удалены от пассажирской кабины и от топливных баков;

ж) повысить эксплуатационные характеристики силовой установки и всего самолета в целом за счет:

– обеспечения возможности замены целиком всей гондолы вместе с двигателем;

– создания достаточно хороших условий для подхода к двигателям;

з) предохранить двигатели от попадания в них воды и посторонних предметов при работе двигателей на земле благодаря достаточно высокому расположению заборников от земли и от попадания камней из под шасси за счет прикрытия заборников крылом и закрылками;

и) обеспечить возможность установки двигателей с большей тягой (при сохранении или при небольшом увеличении их веса) вследствие малого плеча тяги относительно центра тяжести самолета;

к) улучшить работу устройств для реверсирования тяги двигателей по сравнению с двигателями, размещенными в корне крыла.

На самолете Ту-334 установлены мотогондолы с использованием в конструкции композиционных материалов (звукопоглощающие панели воздухозаборника).

Мотогондола состоит из:

- передней части воздухозаборника;
- задней части (створки мотогондолы);
- панелей крепления створок мотогондолы.

Передняя часть мотогондолы состоит из носка, канала и обечайки. Носок крепится по внутреннему контуру к каналу воздухозаборника, а по внешнему – к обечайке.

Канал – трехслойная оболочка. Внутренняя обшивка (перфорированная) выполнена из алюминиевого сплава Д19чАТВ толщиной 1,8 мм, нагруженная обшивка – из сплава Д19чАТ = 1,2 мм.

Заполнитель: ТССП-Ф-10П, сотовый, с шестигранной ячейкой, $a = 10$ мм.

Толщина панели – 20 мм.

Внешняя поверхность воздухозаборника – обечайка представляет собой клепаную оболочку с обшивкой из материала Д16-АТВ (травленая) с толщиной обшивки 1,8 мм.

Обшивка в обечайке в передней плоскости крепится к стеночному шпангоуту передней губы воздухозаборника, а по задней – к торцевому стеночному шпангоуту в районе фланца двигателя.

Воздухозаборник закреплен на переднем фланце двигателя двенадцатью быстросъемными соединителями (накидными болтами М10), воспринимающими осевые усилия, а также моменты вертикальных и горизонтальных осей.

Силовое воздействие в плоскости, определяемой указанными осями, воспринимается цилиндрическим пояском на фланце двигателя, по которому осуществляется и центровка воздухозаборника.

В конструкцию воздухозаборника встроена противообледенительная система (ПОС) с отбором горячего воздуха от третьей ступени компрессора высокого давления двигателя.

Внешняя обшивка и панели объединены первым и четвертым силовыми шпангоутами. Четвертый шпангоут воздухозаборника выполняет функции поперечной противопожарной перегородки.

Носок воздухозаборника отштампованный из нержавеющей стали состоит из четырех частей, сваренных между собой встык.

Носок воздухозаборника состоит из обшивки, поперечной диафрагмы, на которой крепится коллектор с частью трубы ПОС и шпангоута № 1. Шпангоут № 1 сборной конструкции имеет кольцевую форму и состоит из стенки, усиленной поясами и диафрагмами.

Коллектор входит в конструкцию противообледенительной системы воздухозаборника (ПОС). Звукопоглощающая канальная панель (ЗПК) конструктивно

выполнена в виде двух дюралюминиевых обшивок, между которыми вклеен сотовый наполнитель. Со стороны проточной части обшивка перфорирована. По торцам панели приклеены профили для стыковки с носком по шпангоуту № 1 и со шпангоутом № 4 воздухозаборника.

1.1.2 Описание конструкции мотогондолы самолета Ил-96-300

На самолете Ил-96-300 установлено четыре двигателя расположенных под крылом на двух внутренних и двух внешних пилонах. Для обеспечения нормальной аэродинамики обтекания каждый двигатель заключен в гондолу, которая состоит из носовой части – воздухозаборника и капота, закрывающего переднюю часть двигателя. Гондолы всех четырех двигателей одной конструкции и они взаимозаменяемые. Составные части гондолы имеют створки, эксплуатационные лючки и крышки обеспечивают доступ к двигателю и его агрегатам.

Для снижения уровня шума на местности оболочка воздухозаборника и капот выполнены из композиционных материалов с шумопоглощающим сотовым наполнителем. Воздуховодный канал - трехслойная сотовая конструкция с перфорированной металлической внутренней обшивкой (рисунок 1.1.2.1). Для обеспечения ремонтной технологичности воздухозаборник двигателя и капот разборные.

Носок воздухозаборника защищен от обледенения кольцевым каналом, по которому циркулирует горячий воздух, отбираемый от двигателя. Предусмотрена система

сигнализации перегрева и пожара, а также тушения пожара в подкапотном пространстве.

Несущей конструкцией капота является основной каркас, который воспринимает и передает на корпус двигателя аэродинамические нагрузки, возникающие на элементах капота в полете.

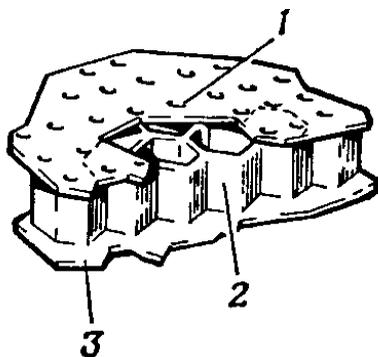


Рисунок 1.1.2.1 - Многослойная звукопоглощающая конструкция;

1 – перфорированная обечайка; 2 – сотовый наполнитель; 3 – опорная поверхность.

Обшивка капота изготовлена из композиционного углеродистого материала КМУ с сотовым наполнителем из сплошной стеклоткани ССП. Такая обшивка не допускает в эксплуатации ударов и выворачивающих нагрузок. При ударе на композиционном материале возникают трещины и пробоины. В месте пробоины происходит выкраивание материала. Глубокие царапины являются концентраторами напряжения в обшивке, которые могут привести к возникновению глубоких трещин или разрушению створки. Вырезы под люки усилены металлическими накладками и окантовками. Металлические детали на обшивке из композиционных материалов крепятся только при помощи

болтовых соединений. Крышки люков и жалюзи для сброса воздуха выполнены из алюминиевых сплавов.

От задней стенки воздухозаборника до реверсивного устройства с боков и снизу двигатель закрыт двумя легкосъёмными створками – правой и левой. Створки обеспечивают аэродинамическое обтекание двигателя, защищают коммуникации двигателя от случайных повреждений и обеспечивают доступ к двигателю при техническом обслуживании. Створки крепятся на двигатель при помощи быстроразъёмных соединений. На створках имеются воздухозаборники и жалюзи для продува подкапотного пространства, а также люки для сброса отработанного горячего воздуха из агрегатов, установленных на двигателе. Обрезы створок по всему периметру укреплены металлическими профилями. В верхней части створки закреплены четыре кронштейна навески ее на каркас капота. Створки в передней и задней плоскости крепятся при помощи легкосъёмных фиксаторов с подпружиненной ручкой-замком.

Герметизация по переднему обрезу створки обеспечивается резиновым профилем, установленным на задней стенке воздухозаборника, по заднему обрезу створки – фторопластовой прокладкой, закрепленной на опорной поверхности передней стенки реверсивного устройства двигателя. Герметизация верхних и нижних створок предназначена для предупреждения попадания в подкапотное пространство атмосферных осадков и осуществляется при помощи полых резиновых профилей. Для доступа к агрегатам и коммуникациям силовой установки на гондоле имеются эксплуатационные лючки. Люки закрывают легкосъёмные крышками и открывают вручную. Вырезы под люки на обшивке из композиционного материала усилены металлической рамой, которая крепится на обшивке гондолы при помощи болтовых соединений.

Носовая часть гондолы устанавливается на передний фланец двигателя. Носок имеет воздушно-тепловую противообледенительную систему. Воздухозаборник двигателя состоит из следующих основных частей: обогреваемый носок, шпангоут 1 (задняя стенка воздухозаборника), обшивка с обтекателем, воздухозаборный канал.

Обогреваемый носок клепальной и сварной конструкции. Он состоит из обшивки носка, подкрепленной приваренным гофром и диафрагмы. По внешнему обрезу диафрагмы имеется профиль для крепления носка к обшивке воздухозаборника.

Диафрагма и обшивка носка образуют кольцевой канал, в который через патрубок поступает горячий воздух. Из кольцевого канала горячий воздух попадает в полость между обшивкой носка и гофром, обогревая обшивку носка. Отработанный воздух выбрасывается в щель по заднему обрезу обшивки носка.

Обшивка носка представляет собой тороидальной формы профиль, изготовленный из материала 12Х18Н10Т толщиной 1,5 мм. Подкрепляющий гофр также изготовлен из этого материала толщиной 0,3 мм.

Внешний вид носка в сечении представлен на рисунке

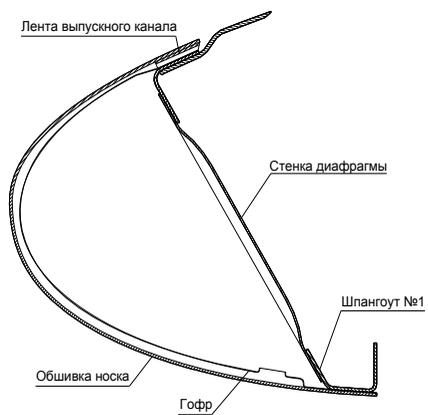


Рисунок 1.1.2.2. - Носок мотогондолы

1.2 Технологический процесс изготовления конструкции воздухозаборника на примере самолета Ту-334

Ниже, при рассмотрении технологического процесса сборки ВЗ не рассмотрен вопрос формообразования наружной и перфорированной обшивок, формообразование профилей.

Они считаются готовыми изделиями для дальнейшего техпроцесса изготовления канала воздухозаборника.

Предварительная сборка обшивок и элементов каркаса

Наименование операции	Оборудование	Инструмент
1.2.1 Подогнать и провести окончательную обрезку перфорированных обшивок.	Приспособление для сборки перфорированной обшивки	ручные ножницы, резной валик
1.2.2 Собрать на контрольных балках 3 секции перфориров. обшивок. Допуск прилегания перфориров. обшивок – по приспособлению после затяжки контрольных бол-тов $\pm 0,1$ мм .		Щуп
1.2.3 Засверлить отверстия под заклепки в перфорированной обшивке по направляющим отверстиям накладок.		
1.2.4 Зенковать отверстия со стороны перфорированных обшивок под потайные головки заклепок.		
1.2.5 Подогнать и провести обрезку перфорированной обшивки под потайные головки заклепок. Наружный контур приспособления для сборки	Приспособление для сборки неперфорированных	ручные ножницы, резной валик

<p>неперфорированных обшивок должен соответствовать наружному контуру воздухозаборника с учетом толщины неперфорированной обшивки.</p>	<p>обшивок</p>	
<p>1.2.6. Собрать на контрольных болтах неперфорированную обшивку</p>		
<p>1.2.7. Провести примерку и присверливание сборки по следующим технологиям:</p> <p>а) зафиксировать на приспособлении для сборки воздухозаборника – клепать через тех. профиль перфориров. обшивку</p> <p>б) установить упор для фиксации сотового заполнителя и неперфорированной обшивки;</p> <p>в) выставить сотовый заполнитель и секции неперфорированной обшивки;</p> <p>г) стянуть сборку резиновым жгутом и демонтировать упор;</p> <p>д) установить и зафиксировать на контрольных болтах профиль и технический профиль, обеспечивающий сохранность геометрических размеров при склеивании (рис. 29). Допуска неприлегания профиля к обшивке после затяжки контрольными болтами $\pm 0,1$ мм ;</p> <p>е) провести проверку качества подгонки обшивок до их анодирования к сотовому заполнителю по отпечаткам сот на полиэтиленовой пленке, полученным путем прессовки изделия в автоклаве с избыточным давлением $0,6 \text{ ? } 0,7$ атм. при $t = 165 \pm 5$</p>	<p>Приспособл. для сборки и склеивания воздухозаборн. канала – плита</p>	

°С в течение 15 - 20 мин.		
ж) демонтировать сборку		
1.2.8. Провести хромово-кислотное анодирование обшивок профиля (дет. 015, 027, 017, 029, 023, 025).	ванна хромовокислотного анодирования	
1.2.9. Нанести грунтовку ЭП-0234 на поверхность свежее анодированных сухих деталей. Допускается разрыв между операциями анодирования и нанесения грунта не более двух часов. Пропустить грунт при $t=125 \pm 5$ °С в течение 1 часа.	марка материала: грунтовка ЭП-0234; термопечь	пульт-ризатор НРУ
1.2.10. Собрать 3 секции перфорированных обшивок через накладки на контрольных болтах	приспособление для сборки перфорированных обшивок	
1.2.11. Провести клепку продольных швов перфорированной обшивки	пресс типа КПК-406	

Подготовка сотового заполнителя к склеиванию

Наименование и эскиз операции	Оборудование
1. Разрезать (при необходимости) блоки сотового заполнителя по высоте в размер чертежа с допуском $\pm 0,1$ мм	Марка материала: сотовый заполнитель ТССП-Ф-10П; пила мелкозубая ленточная
2. Провести стыковку панелей сотового заполнителя по продольным и поперечным стыкам и их формообразование по следующим технологиям	
а) нанести клеевую пленку ВК-31 на одну из склеиваемых граней сотового заполнителя;	марка: клеевая пленка ВК-31
б) уложить панели сотового заполнителя на оправку через фторопластовую пленку и откликать стеклолентой;	оправка для формообразующих сот
в) установить две термодулы на сотовый	

заполнитель вблизи клеевого шва;	
г) выложить дренажные слои 2–3 слоя мешковины и стеклоткани через фторопластовую пленку;	мешковина, стеклоткань Т-13
д) установить штуцеры на вакуумные мешок: один – для создания вакуума из расчета – 1 штуцер на 1 мм ² ; один – в центре для контроля давления под мешком;	
е) обклеить сборку вакуумным мешком;	марка: пленка ППИ-Т уплотнительный жгут 51Г-27
ж) подключить вакуумную линию и создать разрежение 0,1 кгс/см ² . Перекрыть вакуумную линию и провести контроль геометрии вакуумного мешка. Допускается спад давления под мешком до 0 не менее, чем через 10 мин. Обнаруженные течи устранить.	Вакуумные насос
з) загрузить оснастку со сборкой в автоклав. Соединить вакуумный мешок с вакуумной системой контроля давления. Соединить ШР термопар; Создать разрежение под мешком 0,1 кгс/см ² . Перекрыть вакуумную линию автоклава и провести контроль геометрии мешка. Допускается спад давления под мешком до 0 не менее, чем через 10 мин;	автоклав типа "Шольц"
и) поддерживая разрежение под мешком 0,1 кгс/см ² создать давление 0,8 кгс/см ² , после чего отключить вакуумный насос и плавно соединить мешок с атмосферой;	
к) включить нагрев и довести давление в автоклаве до 1,3–1,5 кгс/см ² . Скорость нагрева клеевого соединения не должна превышать 1 °С/мин	
л) при достижении температуры в клеевом соединении 175±5 °С выдержать сборку при	

давлении 1,3–1,5 кгс/см ² в течение 1,5 часа;	
м) охладить сборку под давлением 1,3–1,5 кгс/см ² до температуры 40 °С;	
н) снять давление в автоклаве и выгрузить сборку. Зачистить сотовый наполнитель от затеков клея;	
3. Прорезать дренажные пазы в сотовом наполнителе согласно чертежу.	Установка для прорезки дренажных пазов
4. Провести раскрой клеевой пленки ВК-31 не снимая защитных слоев.	Клеевая пленка ВК-31
5. Снять защитный бумажный слой и прикатать клеевую пленку ВК-31 незащищенной стороной на торцы сотового наполнителя.	
6. Отперфорировать клеевую пленку ВК-31, не снимая полиэтиленовую пленку, из расчета: одно отверстие в центре каждой ячейки с отклонением $\pm 1-2$ мм.	
7. Снять второй защитный слой (полиэтиленовую пленку) с клеевой пленки ВК-31.	
8. Провести термоусадку клеевой пленки ВК-31 с применением инфракрасного нагрева по режиму: – температура 75 ± 5 °С; – выдержать 40–50 сек.	Лампы инфракрасного нагрева
9. Защитить полиэтиленовой пленкой торцы сотового наполнителя с термоусаженой клеевой пленкой.	
10. Провести выкладку клеевой пленки ВК-31, ее перфорацию и термоусадку со второй стороны сотового наполнителя, повторив операции п.п. 5–10 настоящего ДТП.	

1.3 Материалы и оборудование для изготовления воздухозаборников Ту-334

Номенклатура основных и вспомогательных материалов, оборудование, оснастка и инструмент, необходимые при изготовлении воздухозаборника Ту-334 приведены ниже.

Основные материалы, применяемые при изготовлении конструкции воздухозаборника

Основные материалы	Артикул
1.3.1 Стеклопласт ТССП-Ф-10П	ТУ1-596-259-87
1.3.2 Лист из сплава Д19чАМВ-1,8	ОСТ I 90070-72
1.3.3 Лист из сплава Д19чАМ-1,2	ОСТ I 90246-77
1.3.4 I -й шпангоут - профиль Д16чТ	ОСТ I 90113-86
II шпангоут - Д19чАМ- 1,5 Д19чАМ-1,2	ОСТ I 90246-77
1.3.5 Грунтовка ЭП-0234	ПИ1.2.265-88
1.3.6 Пленка клеевая ВКВ-3	ПИ1.2.264-84
1.3.7 Пленка клеевая ВК-31	ТУ6-17-1179-82

Вспомогательные материалы, применяемые при изготовлении конструкции воздухозаборника

Вспомогательные материалы	Артикул
1.3.8 Обезжиривающий состав: – нефрас; – антистатическая присадка "Селбол"	ГОСТ 443-76 ТУ38-105462-72
1.3.9 Ацетон	ГОСТ-2603-71
1.3.10 Пленка полиамидная высшей категории качества ППН-Т и уплотнительный жгут 51Г-27	ТУ6-19-255-84
1.3.11 Стеклоткань Т-13	ГОСТ 19170-73
1.3.12 Мешковина	арт. 352
1.3.13 Пленка фторопластовая	ТУП-223-69
1.3.14 Марля	ГОСТ 9412-77
1.3.15 Технические салфетки	ГОСТ 124-010-75
1.3.16 Лента лавсановая ЛЛТ-25-100	ТУ17-РСФСР-44-8401-76

**1.3а Оборудование, оснастка, инструмент
применяемые при изготовлении конструкции
воздухозаборника Ту-334**

Вспомогательные материалы	Оборудование
1.3.а.1 Автоклав	типа "Шольц"
1.3.а.2 Термопечь	типа ПАП
1.3.а.3 Станок электро-эрозионной прошивки	типа СЭП-200
1.3.а.4 Пресс	типа КПК-406
1.3.а.5 Пресс	FEKD -550/1100-45000 или FEKD 0550/1100-6500
1.3.а.6 Ножницы роликовые или вибрационные	
1.3.а.7 Гибочный пресс	
1.3.а.8 Профилегибочный станок	типа "Пельс", "Цинцинатти"
1.3.а.9 Печь	ПГ-4
1.3.а.10 Ванна для обезжиривания	типа ЭТА (ЭТА-6)
1.3.а.11 Лампы инфракрасные	
1.3.а.12 Станок	типа 4К3-220-550
1.3.а.13 Приспособление для формообразования и склеивания сотового наполнителя между собой	
1.3.а.14 Приспособление для перфорации клеевой пленки	
1.3.а.15 Приспособление для сборки	

внутренней обшивки	
1.3.а.16 Приспособление для сборки наружной обшивки	
1.3.а.17 Приспособление для сборки и склеивания воздухозаборного канала	
1.3.а.18 Установка для прорезки дренажных пазов в сотовом заполнителе	
1.3.а.19 Приборы для контроля перфоклеев	дефектоскоп 4АД-3
1.3.а.20 Промышленный холодильник	типа ВС-045-3

1.4 Использование в конструкции воздухозаборника композиционных материалов

Большие возможности для создания эффективных конструкций мотоустановки позволяют обеспечить композиционные материалы (КМ), обладающие многообразием и уникальностью свойств.

КМ – это искусственно созданный материал, состоящий из двух или более разнородных и нерастворимых друг в друге компонентов (фаз), соединенных между собой физико-химическими связями, и обладающий характеристиками, превосходящими средние показатели составляющих его компонентов.

Принципиальное значение замены металлов как традиционных конструкционных материалов на КМ состоит в том, что вместо ограниченного числа материалов с постоянными и практически равными во всех направлениях свойствами появляется возможность применять большое число новых материалов со свойствами, различающимися в различных направлениях в зависимости от направления ориентации наполнителя в материале (анизотропия свойств КМ). Более того, это различие свойств КМ является регулируемым и у конструктора появляется возможность направленно создавать КМ под конкретную конструкцию в соответствии с действующими нагрузками и особенностями ее эксплуатации. Поэтому правильно спроектированная и хорошо изготовленная конструкция из КМ может быть более совершенной, чем выполненная из металлов. Само создание изделий из КМ является примером единства конструкции и технологии, поскольку материал, спроектированный конструктором, образуется одновременно с изделием при его изготовлении и свойства КМ в значительной степени зависят от параметров технологического процесса.

Вместе с тем специфика КМ, в частности их низкая прочность и жесткость при сдвиге, требует внимательного отношения к конструктивно-технологической обработке конструкции: расчету сложных многослойных систем, сохранению в изделии высоких прочностных свойств армирующих волокон, получению стабильных характеристик КМ.

1.4.1 Методы получения ПКМ

Отличительная особенность изготовления деталей из ПКМ состоит в том, что материал и изделие в большинстве случаев создаются одновременно. При этом изделию сразу придаются заданные геометрические размеры и форма, что позволяет существенно снизить его стоимость и сделать конкурентоспособным с изделиями из традиционных материалов, несмотря на сравнительно высокую стоимость полимерных связующих и волокнистых наполнителей.

Технология изготовления деталей из ПКМ включает следующие основные операции. 1 – подготовка армирующего наполнителя и приготовление связующего, 2 – совмещение арматуры и матрицы, 3 – формообразование детали, 4 – отверждение связующего в КМ, 5 – механическая доработка детали, 6 – контроль качества детали. Подготовка исходных компонентов заключается в проверке их свойств на соответствие техническим условиям, а также в обработке поверхности волокон для улучшения их смачиваемости увеличения прочности сцепления между наполнителем и матрицей в готовом ПКМ (удаление замасливателя,

аппретирование, активирование поверхности, химическая очистка поверхности, удаление влаги и т. п.).

Совмещение армирующих волокон и связующего может осуществляться прямыми или непрямыми способами.

К прямым способам относятся такие, при которых изделие формируется непосредственно из исходных компонентов КМ, минуя операцию изготовления из них полуфабрикатов.

Непрямыми способами изготовления называются такие, в которых элементы конструкции образуются из полуфабрикатов. В этом случае пропитка армирующих волокон связующим представляет самостоятельную операцию, в результате которой получают предварительно пропитанные материалы (препреги) – нити, жгуты, ленты и ткани, которые затем подсушиваются и частично отверждаются.

Препреги готовят в специальных установках вертикального или горизонтального типа.

Формообразование деталей современной техники из ПКМ осуществляется многими технологическими методами, из которых наиболее широкое применение находят методы намотки, прессования, вакуумное и автоклавное формование, пултрузия.

Метод намотки.

Намоткой называют процесс формообразования конструкций из КМ, при котором заготовки получают автоматизированной укладкой по заданным траекториям армирующего наполнителя (нитей, лент, тканей), обычно пропитанного полимерным связующим, на вращающиеся конструктивные формы или технологические оправки.

Оправки или формы имеют конфигурацию и размеры, соответствующие внутренним размерам изготавливаемой детали. Формование детали намоткой завершается отверждением намотанной заготовки .

В настоящее время намотка осуществляется на автоматизированных намоточных станках с программным управлением, позволяющих получить изделия различных форм и размеров. Наиболее широко метод намотки применяется для изготовления конструкций, имеющих форму тел вращения или близкую к ней. Намоткой изготавливаются трубы, баки, емкости давления различной формы, конические оболочки, стержни, короба и т. п.

2 Силовой расчет воздухозаборника самолета Ту-334

В конструкциях современных самолетов можно наблюдать большое разнообразие типов, форм и расположений воздухозаборников. Это связано с тем, что они должны обеспечивать наиболее эффективное использование кинетической энергии набегающего потока и вместе с тем иметь минимальное лобовое сопротивление. Форма внутреннего канала должна обеспечивать возможно малые потери энергии на трение, но одновременно отвечать условиям лучшей компоновки самолета.

В случае отсутствия аэродинамических продувок по воздухозаборникам нагрузки на них можно приближенно определить, исходя из двух режимов полета самолета. Получаемые нагрузки будут несколько завышены по сравнению с действительными и пойдут в запас прочности.

Поскольку профили гондол и капотов подобны профилю крыла и обтекаются воздушным потоком на режимах, соответствующих большим углам атаки крыла, на них возникают значительные аэродинамические нагрузки.

В эксплуатации встречаются различные случаи нагружения гондол. Наибольший интерес представляют два случая, учитывающие полет при максимальных скоростях и маневрах самолета.

2.1 Исходные данные для силового расчета

Нагрузки распределяются по внешней поверхности следующим образом:

– избыточное давление по поверхности определяется по формуле

$$\Delta P^3 = pq ,$$

где ΔP^3 – избыточное давление на поверхности;

q – скоростной напор;

p – рассчитывается по формуле:

$$p = p_1 + p_y + p_z$$

Величина p_1 определяется по графику на рис. 4

Величина p_y для случая Д' дается на прилагаемом графике (рис. 5). Для других режимов величина p_y пересчитывается пропорционально $Y_{мг}$.

Значение p_z определяется по формуле:

$$p_z = p_{z\alpha} + p_{z\beta} .$$

Распределение $p_{z\alpha}$ по контуру и длине воздухозаборника дается на графике (рис. 6). При этом $p_{z\alpha}$ определяется по выражению:

$$p_{z\alpha} = (z(\alpha)_{мг}/q)K_{z\alpha}$$

В случаях А' и Д' $z(\alpha)_{\text{МГ}} = z_{\text{МГ}}$, в других расчетных случаях следует принимать $z(\alpha)_{\text{МГ}} = \pm 180$ кг. Распределение $p_{z\beta}$ по контуру принимается таким же как и для $p_{z\alpha}$. При этом:

$$p_{z\beta} = ((z_{\text{МГ}} - 180)/q)K_{z\beta}$$

где $z_{\text{МГ}}$ – берется из таблиц;

2.2. Распределение расчетных аэродинамических нагрузок по длине воздухозаборника

Нагрузки на внутреннюю поверхность воздухозаборника представлены ниже.

Расчетные значения нагрузок в случае А'

x	0°	60°	120°	180°	240°	300°
0	-1105	-545 -804	564 305	+1105	545 804	-564 -305
0,05	-940	-464 -679	476 261	+940	464 679	-476 -261
0,1	-774	-383 -553	391 221	+774	383 553	-391 -221
0,153	-597	-296 -431	302 167	+597	296 431	-302 -167

Расчетные значения нагрузок в случае Д'

x	0°	60°	120°	180°	240°	300°
0	+442	207 -12	-235 -454	-442	-207 12	235 454
0,05	+376	177 -3	-199 -379	-376	-177 3	199 379
0,1	+310	146 2	-164 -308	-310	-146 -2	164 308
0,153	+239	113 -1	-127 -241	-239	-113 1	127 241

2.3. Распределение нагрузок по длине и сечениям воздухозаборника

2.3.1. Несимметричное распределение нагрузки

Изменение максимальных нагрузок по сечению воздухозаборника

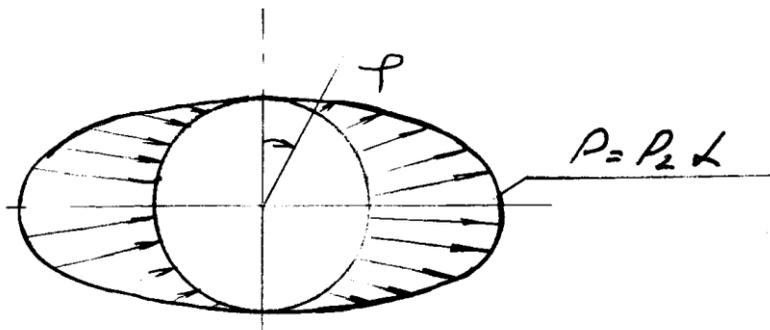


Рисунок 2.3.1.1 - Изменение максимальных нагрузок по сечению воздухозаборника

Расчетные нагрузки в случае А' и Д' определяются по формуле:

$$p = f \cdot q \cdot (z/q) \cdot K_{z\alpha}$$

Нагрузки по длине мотогондолы определим,
подставляя значения для случая А':

$$p = 2 \cdot 2000 \cdot (\pm 190/2000) \cdot K_{z\alpha} = \pm 380 K_{z\alpha} .$$

В случае Д':

$$p = 2 \cdot 2000 \cdot (\pm 160/2000) \cdot K_{z\alpha} = \pm 320 K_{z\alpha} .$$

Нагрузки по контуру мотогондолы определим,
подставляя значения для случая А':

$$p = ((\pm 190 - 180)/2000) \cdot 2 \cdot 2000 \cdot K_{z\beta} = (20; -740) K_{z\beta} .$$

В случае Д':

$$p = ((\pm 160 - 180)/2000) \cdot 2 \cdot 2000 \cdot K_{z\beta} = (-40; -680) K_{z\beta} .$$

Суммарные нагрузки:

В случае А':

$$p = \pm 380 K_{z\alpha} K_{z\beta} \cdot (+20; -740) .$$

В случае Д':

$$p = \pm 320 K_{z\alpha} K_{z\beta} \cdot (-40; -680) .$$

2.3.2. Равномерное распределение нагрузки

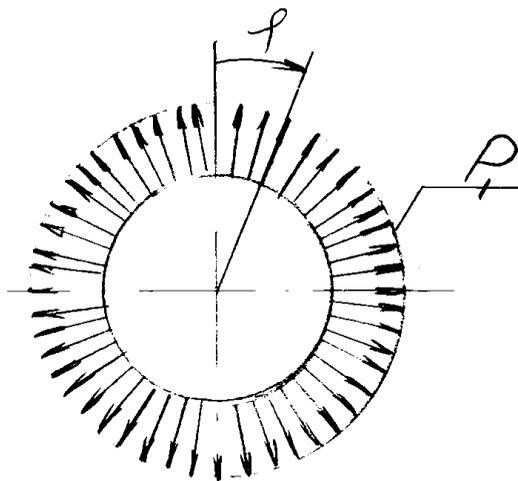


Рисунок 2.3.2.1 - Характер распределения нагрузки p_1 по сечениям воздухозаборника

	Угол	Для всех углов			
		Расчетный случай			
		A'	Д'		
		скоростной напор – q, кг/м ²			
x	Д'	2000	2000	680	2000
0	1,66	-6640	-6140		
0,05	1,02	-4080	-4080		
0,1	0,86	-3440	-3440		
0,153	0,76	-3040	-3040		

2.3.3. Распределение p_y по воздухозаборнику

Величина нагрузки p_y по воздухозаборнику:

$$p_y = (1600/2210) \cdot 2 \cdot 2000 = 2895,93 p_y^* .$$

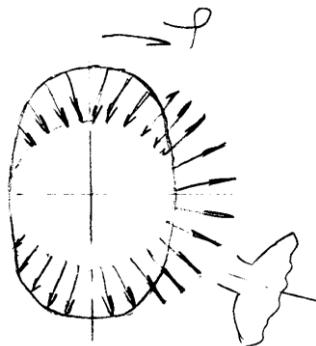


Рисунок 2.3.3.1 - Характер распределения нагрузки p_y

Значения p_y^* приведены ниже в таблице

Значение нагрузки p_y^*

Сечение x	p_y^*	φ					
		0					
0	0,435	-1259	-630	630	1260	630	-630
0,05	0,370	-1072	-536	536	1072	536	-536
0,1	0,305	-883	-442	442	883	442	-442
		-883	-883	883	883		
0,153	0,235	-681	-681	681	681	341	-341
0,1716	0,210	-608	-608	608	608	304	-304

Коэффициент пересчета для случая Д':

$$L = -1,3812 \text{ и } p_y = -4000p_y^*$$

2.3.4. Распределение нагрузки по воздухозаборнику от силы p_z

$$p_z = \pm 380 K_{z\alpha} \cdot (+20; -740) K_{z\beta}$$

Распределение нагрузки по длине и по контуру от силы p_z

x	$K_{z\alpha}$	$K_{z\beta}$	φ					
			0°	60°	120°	180°	240°	300°
0	0,55	0,39 5	0	-174 -72	-174 -72	0	174 72	174 72
0,0 5	0,51	0,32 5	0	-162 -40	-162 -40	0	162 40	162 40
0,1	-0,42	0,26 0	0	-134 -28	-134 -28	0	134 28	134 28
0,1 53	-0,27	0,20 5	0	-85 -42	-85 -42	0	85 42	85 42

Суммарные аэродинамические нагрузки на воздухозаборник приведены в таблицах ниже.

Суммарные аэродинамические нагрузки на воздухозаборник в случае A' и $L = 3,8$ м (P^p , кг/м²)

x	φ , град					
	0°	60°	120°	180°	240°	300°
0	-7900	-7444 -7342	-6184 -6082	-5380	-5836 -5938	-7096 -7198
0,05	-5752	-4778 -4656	-3706 -3584	-3008	-3382 -3504	-4454 -4576
0,1	-4323	-4016 -4457 -3910 -4351	-3132 -2691 -3026 -2585	-2557	-2864 -2970	-3748 -3854
0,15 3	-3721	-3806 -3763	-2444 -2401	-2353	-2614 -2657	-3296 -3339
0,17 16	-3528	-3581 -3591	-2315 -2375	-2312	-2563 -2553	-3171 -3161

Суммарные аэродинамические нагрузки на воздухозаборник
в случае Д'

$$(K = -1,3812, p_y = -4000 \cdot p_y^* \text{ (кг/м}^2\text{)})$$

x	φ					
	0°	60°	120°	180°	240°	300°
0	1740	870	-870	-1740	-870	870
0,05	1486	740	-740	-1486	-740	740
0,1	1220	610	-610	-1220	-610	610
		1220	-1220			
0,153	941	941	-941	-941	-471	471
0,171	840	840	-840	-840	-420	420
б						

Таблица 9

Суммарные расчетные аэродинамические нагрузки на
воздухозаборник в случае Д'

x	φ					
	0°	60°	120°	180°	240°	300°
0	-4900	-5936	-7676	-8380	-7344	-5604
		-5850	-7590			
0,05	-2600	-3493	-4973	-5560	-4667	-3187
		-3390	-4870			
0,1	-2220	-2955	-4175	-4660	-3925	-2705
		-2345	-4785			
		-2867	-4087			
		-2257	-4697			
0,153	-2100	-2181	-4063	-3980	-3429	-2487
		-2145	-4027			
0,171	-2080	-2134	-3814	-3760	-3286	-2446
		-2142	-3822			
б						

2.4. Распределение аэродинамических нагрузок на внутренней поверхности воздухозаборника

Нагрузки в канале от p_y в случае А':

$$q = 2000 \text{ кг/м}^2, D_{\text{вх}} = 1,6 \text{ м}, f = 2,0, \alpha = -10^\circ;$$

$$S_{\text{вх}} = \pi r^2 = 2,01 \text{ м}^2, \alpha' = 0,1745;$$

$$Y = S_{\text{вх}} \cdot q \cdot \alpha = 2,01 \cdot 2 \cdot 2000 \cdot 0,1745 = 1403 \text{ кг} .$$

Нагрузки в канале от p_y в случае Д':

$$q = 2000 \text{ кг/м}^2, D_{\text{вх}} = 1,6 \text{ м}, f = 2,0, \alpha = -4^\circ;$$

$$S_{\text{вх}} = \pi r^2 = 2,01 \text{ м}^2, \alpha' = 0,0698;$$

$$Y = S_{\text{вх}} \cdot q \cdot \alpha = -2,01 \cdot 2 \cdot 2000 \cdot 0,0698 = -561 \text{ кг} .$$

В случае А':

$$p_z = (20; -740) K_{z\beta} ;$$

$$p_y = (1403/2210) \cdot 2 \cdot 2000 \cdot p_y^* = 2539,3 p_y^* \text{ (кг/м}^2)$$

В случае Д':

$$p_z = (-40; -680) K_{z\beta} ;$$

$$p_y = (-561/2210) \cdot 2 \cdot 2000 \cdot p_y^* = -1015 p_y^* \text{ (кг/м}^2\text{)}$$

Значения нагрузок в случае А' и Д' при $\varphi = 0^\circ$

х	K _{зф}	Расчетный случай	
		А'	Д'
		$p_z = (20; -740),$ кг/м ²	$p_z = (-40; -680),$ кг/м ²
0	0,395	8 -292	-16 -269
0,05	0,325	7 -241	-13 -221
0,1	0,260	5 -192	-10 -177
0,153	0,260	4 -152	-8 -140

Значения нагрузок в случае А' и Д' при $\varphi = 90^\circ$

х	p _y [*]	Расчетный случай	
		А'	Д'
		$p_y = 2539,2$ кг/м ²	$p_y = -1015,$ кг/м ²
0	-0,435	1105	-442
0,05	-0,370	940	-376
0,1	-0,307	774	-310
0,153	-0,235	594	-239

Нагрузки на внутреннюю поверхность воздухозаборника в случае А'

x	$\Sigma p = p_y \cos \varphi + p_z \sin \varphi$					
	φ					
	0°	60°	120°	180°	240°	300°
0	-1105	-552	557	1105	557	-552
		7	7	0	-7	-7
Σ		-252	-252		252	252
	-1105	-545	564	1105	545	-564
0,05	-940	-470	470	940	470	-470
		6	6	0	-6	-6
Σ		-209	-209		209	209
	-940	-464	476	940	464	-476
0,1	-774	-387	387	774	387	-387
		6	4	0	-4	-4
Σ		-166	-166		166	166
	-774	-383	391	774	383	-391
0,153	-597	-299	299	597	299	-299
		3	3	0	-3	-3
Σ		-132	-132		132	122
	-597	-296	302	597	296	-302
		-431	167		431	-167

2.5. Определение равнодействующих нагрузок по сечениям воздухозаборника от внешних и внутренних аэродинамических нагрузок

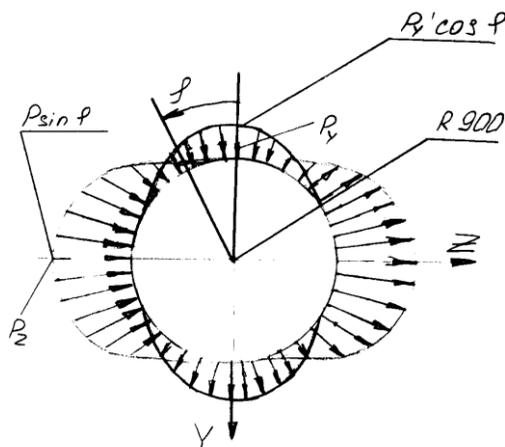


Рисунок 2.5.1 – Суммарное распределение нагрузки в поперечном сечении воздухозаборника

Расчет нагрузок от внешних аэродинамических сил

(для нижних значений p_z производится по формулам:

$$q_y = \int_0^{2\pi} p_y \cos \varphi \cos \varphi r ds = -p_y \pi r \quad ,$$

$$q_z = \int_0^{2\pi} p_z \cos \varphi \cos \varphi r ds = -p_z \pi r \quad .$$

Принимаем значение $\pi r = 2,826$ м;

Рассчитанные значения нагрузок представлены ниже.

Суммарные значения нагрузок в случае А'

x	$p_y \cos \varphi$	$p_z \sin \varphi$	q_y	q_z	q_{Σ} , кг/м	α , град
0	$-1260 \cos \varphi$	$-83 \sin \varphi$	-3561	-235	-3569	3,8
0,05	$-1072 \cos \varphi$	$-47 \sin \varphi$	-3029	-133	-3032	2,5
0,1	$-883 \cos \varphi$	$-33 \sin \varphi$	-2495	-93	-2497	2,13
			-2838		-2840	1,88
0,15	$-681 \cos \varphi$	$-49 \sin \varphi$	-1925	-138	-2143	3,7
3			-2138			

$$x = 0,1; -1589,4 - 2495 \cdot 0,5 = -2838 \text{ кг/м};$$

$$x = 0,153; -1226 - 1925 \cdot 0,5 = -2139 \text{ кг/м}.$$

Суммарные значения нагрузок в случае Д'

x	$p_y \cos \varphi$	$p_z \sin \varphi$	q_y	q_z	q_{Σ} , кг/м	α , град
0	$1740 \cos \varphi$	$-93 \sin \varphi$	4917	-263	4924	3,06
0,05	$1481 \cos \varphi$	$-58 \sin \varphi$	4185	-164	4188	2,25
0,1	$1220 \cos \varphi$	$-42 \sin \varphi$	3448	-119	3450	1,98
			3893		3895	1,75
0,153	$941 \cos \varphi$	$-53 \sin \varphi$	2659	-150	3028	2,84
			3024			

$$x = 0,1; 0,5 \cdot 3448 + 2169 = 3893 \text{ кг/м};$$

$$x = 0,153; 0,5 \cdot 2659 + 1694 = 3024 \text{ кг/м}.$$

2.6. Нагрузки на болты крепления воздухозаборника к проставке

Воздухозаборник, соединенный болтами со средней частью гондолы двигателя самолета Ту-334, работает на изгиб по схеме консольной балки.

2.6.1. Определение нагрузок на болты крепления в случае А'

Для определения нагрузок на болты крепления воздухозаборника к проставке примем:

– число болтов $n = 12$;

– $D_{\text{окр. болтов}} = 1440 \text{ мм}$;

Распределение суммарной погонной нагрузки в точках Д, С, В, А определяем как:

$$q_D = 3835 + 3777 = 7607 \text{ кг/м};$$

$$q_C = 3157 + 3046 = 6203 \text{ кг/м};$$

$$q_B = 2526 + 2425 = 4951 \text{ кг/м};$$

$$q_A = 2000 + 1977 = 3977 \text{ кг/м}.$$

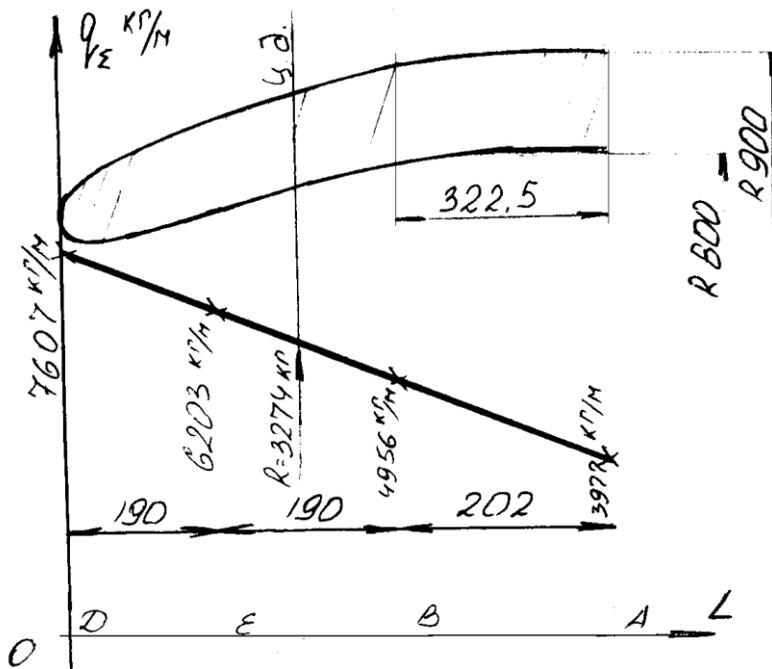


Рисунок 2.6.1.1 - Распределение суммарной погонной нагрузки по длине

Величина суммарной приведенной нагрузки R в центре давления определяется как:

$$R = ((7607 + 6703)/2 + (6203 + 4956)/2) \cdot 0,19 + ((4956 + 3977)/2) \cdot 0,202 = 3274 \text{ (кг)}.$$

Для определения координаты центра давления определим суммарный изгибающий момент M_A :

$$M_A = 6203 \cdot 0,19 \cdot 0,487 + 4956 \cdot 0,19 \cdot 0,297 + 3977 \cdot 0,202 \cdot 0,101 + 1404 \cdot 0,19 \cdot 0,5 \cdot 0,518 + 1247 \cdot 0,19 \cdot 0,5 \cdot 0,329 + 979 \cdot 0,202 \cdot 0,5 \cdot 0,135 = 1056 \text{ кг} \cdot \text{м}.$$

Координата центра давления $x_{ц.д.} = 1056/3274 = 0,3225 \text{ м}$.

Расчетные нагрузки на болты определяем по формулам

$$P_{\max} = 4M/nD_{\text{окр.б.}},$$

$$P_{\max} = (4 \cdot 0,3235 \cdot 3274)/(12 \cdot 1,44) = 245 \text{ кг}.$$

Срезающая нагрузка буртика (зуба) проставки:

$$P_{\text{ср}}^P = 3274 \text{ кг}.$$

Вес воздухозаборника $G_{\text{в-ка}} = 93 \text{ кг}$, $x_{ц.т.} = 350 \text{ мм}$ вперед от плоскости крепления к проставке.

Нагрузки на болты крепления воздухозаборника от инерционных нагрузок представлены на рисунке 2.6.1.2.

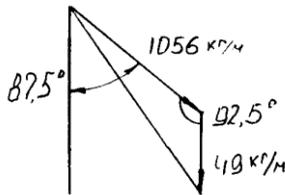
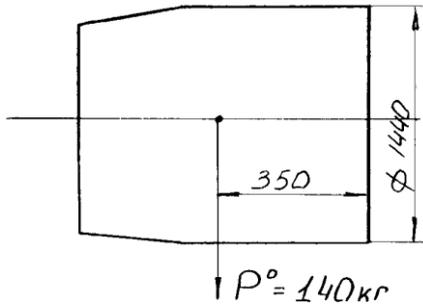


Рисунок 2.6.1.2 - Нагрузки на болты крепления воздухозаборника от инерционных нагрузок

Задаемся коэффициентом перегрузки $n = 1,5$, тогда

$$P_{\text{инрц}} = G_{\text{в-ка}} \cdot n = 93 \cdot 1,5 = 140 \text{ (кг)} .$$

$$M = 0,35 \cdot 140 = 49 \text{ (кг} \cdot \text{м)} .$$

$$P_{\sigma} = (4 \cdot 43) / (12 \cdot 1,44) = 11,34 \text{ (кг)} .$$

$$\text{Суммарный } M_{\text{изг}} = \sqrt{1056^2 + 49^2 - 2 \cdot 1056 \cdot 49 \cdot \cos 92,50} = 1059,271 \text{ (кг} \cdot \text{м)} .$$

Максимальная растягивающая нагрузка на болт

$$P_{\text{болт}} = 245,2 \text{ кг.}$$

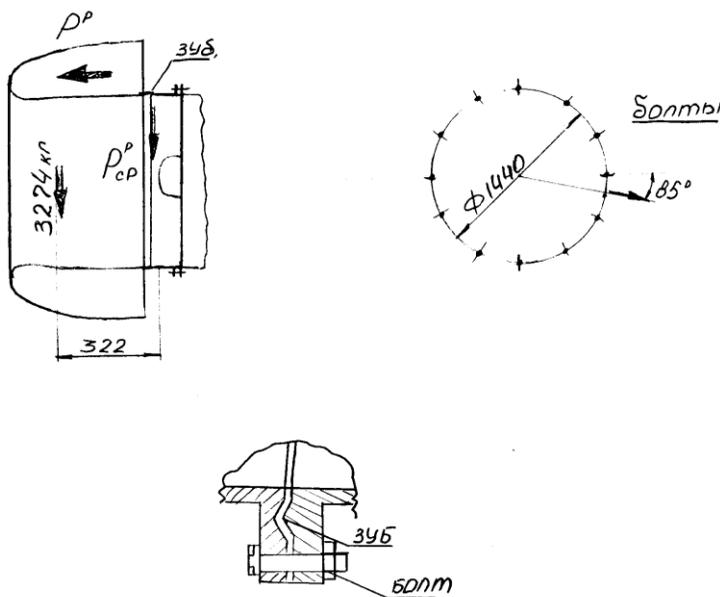


Рисунок 2.6.1.3 - Схема расположения крепежных болтов по контуру и суммарные действующие нагрузки

2.6.2. Определение нагрузок на болты крепления в случае Д'

Расчетные нагрузки на воздухозаборник по сечениям и по длине, точки приложения равнодействующих, рассчитанные значения моментов и перерезывающих сил приведены на

Максимальное растягивающее усилие на болт:

$$P_{\max}^P = 4M/4d = (4 \cdot 0,392 \cdot 2400)/(12 \cdot 1,440) = 218 \text{ кг.}$$

Срезающая нагрузка воспринимается буртиком проставки –

$$P_{\text{ср}}^P = 2400 \text{ кг.}$$

2.7 Проверка прочности воздухозаборника самолета

2.7.1 Исходные данные для расчета

Внутренняя обшивка: $\Delta = 1,8$ мм, материал: сплав Д19, перфорация – диаметром 2 мм.

Заполнитель: ТССП-Ф-10П (ТУ-596-258-87), удельный весь заполнителя – $\gamma = 35 \pm 5$ кг/м³; $\sigma_{\text{сж}} = 15$ кг/см².

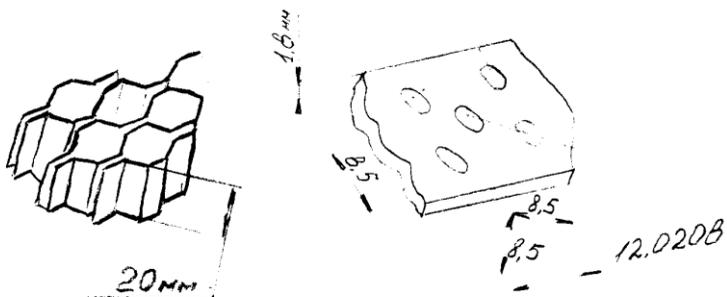


Рисунок 2.7.1.1 - Параметры заполнителя и перфорированной обшивки

Внешняя обшивка: $\Delta = 1,2$ мм, материал: сплав Д19.

Обечайка изготовлена из Д16Т, $\Delta = 1,8$ мм, травленная с $\Delta = 1,8$ мм до $\Delta = 1,2$ мм. Максимальный размер клетки 101 на 120 мм.

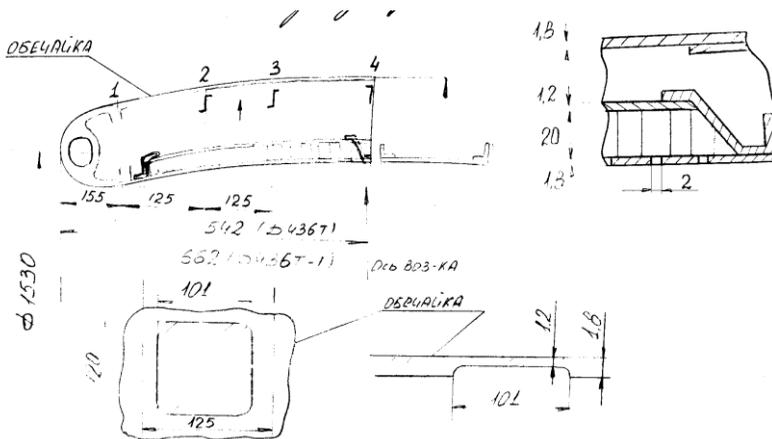


Рисунок 2.7.1.2 - Типовое сечение обечайки

2.7.2. Расчет сечения в районе проставки в расчетном случае А'

Находим момент инерции сечения:

$$\begin{aligned}
 I &= \sum(0,4D^3\delta) = 0,4 \cdot 142,5^3 \cdot 0,12 + 0,4 \cdot 192^3 \cdot 0,12 + 0,4 \cdot 138,5^3 \cdot \delta_{пр} \\
 &= 638037,84 \text{ см}^4 .
 \end{aligned}$$

Приведенная толщина внутренней обшивки:

$$\delta_{\text{пр. внутр. обш.}} = [((\pi \cdot 138,5)/12,0208) \cdot 0,2 \cdot 0,18 - \pi \cdot 138,5 \cdot 0,18] / (\pi \cdot 138,5) .$$

Нормальные напряжения от изгиба воздухозаборника:

$$\sigma = (M \cdot d) / J \cdot 2 = (3948 \cdot 192 \cdot 38,2) / (638037,84 \cdot 2) = 22,69 \text{ (кг/см}^2\text{)},$$

Избыток прочности

$$\eta = 2750 / 22,69 - 1 \gg 1 .$$

$$M = P \cdot l ; P = 3948 \text{ кг; } l = 38,2 \text{ см.}$$

$$q = 22,69 \cdot 0,12 = 2,72 \text{ кг/см}$$

Проверяем ячейку травления на устойчивость от $q = 2,72$ кг/см. Принимаем, что длинные края ячейки обшивки оперты

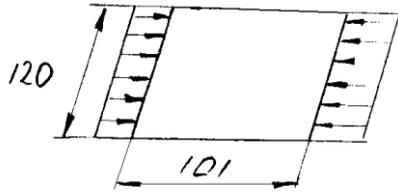


Рисунок 2.7.2.1 - Схема нагружения ячейки обшивки

Величина $a/b = 101/120 = 0,841$; $K = 3,6$.

$$\sigma_{кр} = 2750 \text{ кг/см}^2,$$

$$\eta = 2750/355 - 1 = 6,746,$$

$$\eta \gg 1$$

2.7.3. Проверка прочности внутреннего канала на осевое сжатие

Проведем проверку прочности внутреннего канала на осевое сжатие:

$$T_{\text{действ.}} = [P \cdot l \cdot (d + d_1)(\delta_b + \delta_n)\pi(d + d_1)]/2J = [3948 \cdot 38,2^2(138,5 + 142,5)^2(0,12 + 0,15) \cdot 3,14]/(638037,94 \cdot 4) = 3958 \text{ (кг)}$$

Действующая сжимающая нагрузка от q^p равна $2000 \cdot 1,5 = 3000$ (кг/м²).

$$T = (\pi/4)(192^2 - 138^2) \cdot 0,3 = 4198,74 \text{ (кг)}.$$

Суммарная нагрузка: $\Sigma T = 8157$ кг.

Заполнитель маложесткий. Расчетные формулы для трехслойных панелей:

$$\sigma_{\text{зап}} < 1,21qE_{\text{пр}} ,$$

$$L_i = E_1H/E_1B = 1,$$

$$\alpha = \sqrt{C + 1/[2,6(1 + 50)]},$$

$$q = \frac{n(1 - C_1)\sqrt{B_2\bar{D}_1}}{R(n + H)^2}$$

$$b = 1,21qE_{\text{пр}}/G_{\text{зап}}$$

$$C_1 = D_{\text{рас}}/D_1$$

$$D_1 = 4(z_0 - h - \delta_H)^3 + 4(H - z_0)^3 + 4I_i[z_0^3 - (z_0 - \delta_H)^3] ,$$

$$z_0 = [\delta_b^2 + 2\delta_b(\delta_n + h) + l_i\delta_n^2]/[2(\delta_b + l_i\delta_n)] .$$

Расчет по приведенным выше формулам дает:

$$z_0 = [0,15^2 + 2 \cdot 0,15(0,12 + 2,8) + 1 \cdot 0,12^2]/[2(0,15 + 1 \cdot 0,12)] = 1,246 ,$$

$$D_1 = 4(1,246 - 2,8 - 0,12)^3 + 4(2,27 - 1,246)^3 + 4 \cdot 1(1,246^3 - (1,246 - 1,12^3)) = 3,652 ,$$

$$B_2 = 0,15 + 0,12 = 0,27 \text{ (мм)} .$$

$E_{пр} = 6,8 \cdot 10^5 \text{ кг/см}^2$. Принимаем для маложесткого заполнителя $K = 0,2$.

$$D_{рас} = \delta_b^3 + l_i\delta_n^3 = 0,15^3 + 0,12^3 = 0,00513 .$$

$$C_1 = 0,005103/3,652 = 0,001397 .$$

$$q = [2,0(1 - 0,001397) \cdot \sqrt{0,27 \cdot 3,652}]/[70,25(2,0 + 2,27)^2] = 0,001548 .$$

Приведенный модуль сдвига:

$$G_{\text{зап}} = G_{xz} = 1,5 \cdot (\delta_c/t) \cdot G_M,$$

$$G_{\text{зап}} = G_{yz} = (\delta_c/t) \cdot G_M,$$

Модуль сдвига заполнителя: $G_M = E_M/[2(1 + \nu)]$,

$$G_M = 6000/[2(1 + 0,25)] = 2400 \text{ (кг/см}^2\text{)} .$$

$$G_{\text{зап}} = G_{xz} = 1,5 \cdot (0,025/1,732) \cdot 2400 = 52 \text{ (кг/см}^2\text{)} ,$$

$$G_{\text{зап}} = G_{yz} = (0,025/1,732) \cdot 2400 = 35 \text{ (кг/см}^2\text{)},$$

$$G_{\text{зап}} = \sqrt{52 \cdot 35} = 42,7 \text{ (кг/см}^2\text{)}$$

$$42,7 < 1,21 \cdot 0,001548 \cdot 6,8 \cdot 10^5;$$

$$42,7 < 1273,7$$

т.е. заполнитель мало жесткий.

$$b = 1273,7/42,7 = 29,83$$

$$\alpha = \sqrt{0,001397 + [1/2 \cdot 29,83 \cdot (1 + 5 - 0,001397)]} = 0,054025$$

Критическая осевая сила $T_{кр}$:

$$T_{кр} = 2 \cdot \pi \cdot K \cdot E_{пр} \sqrt{B_2 D_1} \cdot \alpha = 2 \cdot \pi \cdot 0,2 \cdot 6,8 \cdot 10^5 \sqrt{0,27 \cdot 3,652} \cdot 0,054025 = 45842 \text{ кг.}$$

Избыток прочности

$$\eta = 45842/8157 - 1 = 4,62 .$$

Проведем расчет напряжений во внутренних и наружных слоях трехслойной панели:

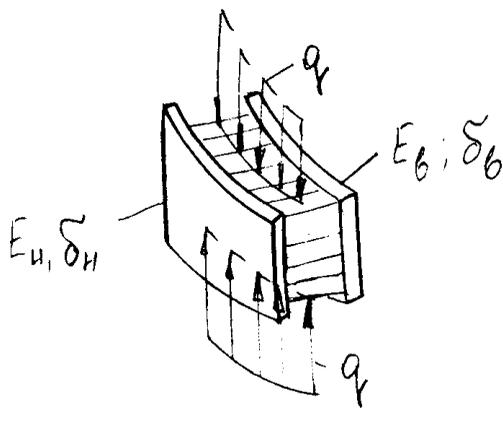


Рисунок 2.7.3.1 - Схема нагружения трехслойной панели

$$q_b = q/(1 + \delta);$$

$$q_n = q/(1 + \delta);$$

$$\delta = l \cdot (\delta_n/\delta_b) ,$$

$$l = E_{1н}/E_{1в} = 6,8 \cdot 10^5/6,8 \cdot 10^5 = 1 ,$$

$$q = 8157/(\pi \cdot 140,5) = 18,48 \text{ (кг/см}^2\text{)},$$

$$\delta = 1 \cdot (1,2/1,5) = 0,8 ,$$

$$q_B = 18,48(1/(1 + 0,8)) = 10,27 \text{ (кг/см)}$$

$$[\sigma_{02}] = 27,5 \text{ (кг/мм}^2\text{)}.$$

$$q_H = 18,48(0,8/1,8) = 8,21 \text{ (кг/см)},$$

$$\sigma_{BH} = 1027/0,15 = 68,5 \text{ (кг/см}^2\text{)},$$

$$\sigma_H = 8,21/0,12 = 68,42 \text{ (кг/см}^2\text{)} .$$

Избыток прочности:

$$\eta = 27,5/0,685 - 1 = \gg 39,14 .$$

2.7.4. Проверка прочности внутреннего канала на внешнее давление

Расчетные нагрузки:

1. Установившийся режим $H = 0$; $M = 0$;

Разрежение на входе в заборник распространяется на всю длину канала:

$$\Delta p^A = -0,645 \text{ кг/см}^2 ; \delta_{ст.соты} = 0,04 ;$$

$$\sigma_M = 2400 \text{ кг/см}^2 ; \sigma_{xz} = 83 \text{ кг/см}^2 ;$$

$$G_{yz} = 55,42 \text{ кг/см}^2 ;$$

$$G_{зап} = \sqrt{35,4 \cdot 83} = 67,8 \text{ кг/см}^2 .$$

Определяем $P_{кр}$ для несимметричной трехслойной оболочки с мягким средним слоем

$$P_{кр} = 0,92K \frac{E_{np}}{\ell R^{1,5}} \sqrt[4]{\frac{\overline{B}_1}{D_2}} \alpha$$

$$l_1 = 1 = E_H/E_B ; K = 0,8 .$$

Заполнитель мало жесткий:

$$g = h \cdot B_1 / l \cdot R^{0,5} ,$$

$$\frac{E_{1п}}{E_{2п}} \sqrt[4]{\frac{\overline{B}_1}{D_2}}$$

$$a = 5g \cdot E_{np} / G_{зап} ,$$

$$c_1 = D_{2pac} / D_2 ,$$

$$D_{2pac} = \delta_B^3 + l_1 \delta_H^3 = 0,15^3 + 0,12^3 = 0,00513 \text{ (см}^3\text{)} .$$

$$D_2 = 4(z_0 - h - \delta_H)^3 + 4(H - z_1)^3 + 4l_1[z_0^3 - (z_0 - \delta_H)^3] ,$$

$$z_0 = [\delta_B^2 + 2\delta_B(\delta_H + h) + l_1\delta_H^2] / [2(\delta_B + l_1\delta_H)] .$$

$$z_0 = [0,15^2 + 2 \cdot 0,15(0,12 + 2,8) + 0,12^2] / [2(0,15 + 0,12)] = 1,2461$$

$$D_2 = 4(1,246 - 2,8 - 0,12)^3 + 4(2,27 - 1,246)^3 + 4 \cdot 1(1,246^3 - (1,246 - 1,12^3)) = 3,6515 ,$$

$$c_1 = 0,005103 / 3,6515 = 0,0013975 .$$

$$g = \frac{2 \cdot 0,27}{50,7 \cdot 70,25^{0,5}} \sqrt[4]{\frac{0,27}{3,6515}} = 6,627 \cdot 10^{-4} .$$

$$G_{\text{зап}} = 67,8 \text{ кг/см}^2 .$$

$$a = 5 \cdot 6,627 \cdot 10^{-4} \cdot 6,8 \cdot 10^5 / 67,8 = 33,22 .$$

Заполнитель малоожесткий:

$$G_{\text{зап}} \ll 5g \cdot E_{\text{пр}} .$$

$$67,8 \ll 5 \cdot 6,627 \cdot 10^{-4} \cdot 6,8 \cdot 10^5 ,$$

$$67,8 \ll 2233,18$$

$$\lg a = \lg 33,22 = 1,52$$

При $l_1 = 0,0013975$ определяем $\alpha = 0,027$.

$$P_{\text{кр}} = 0,92 \cdot 0,8 \frac{6,8 \cdot 10^5}{50,7 \cdot 70,25^{1,5}} \sqrt[4]{0,27 \cdot 3,6515^3 \cdot 0,027} = 0,864 \text{ кг/см}^2$$

$$\eta = 0,864/0,645 - 1 \approx 0,34$$

Усилия действующие во внутренних и внешних слоях:

$$S_B = \frac{PR_B}{1 + \delta + \xi}$$

$$\xi = \frac{4E_H \delta_H}{E_Z R_H^2}$$

$$E_Z = 6000 \text{ кг/см}^2,$$

$$\xi = \frac{6,8 \cdot 10^5 \cdot 0,12 \cdot 2,0}{6000 \cdot 71,29^2} = 0,005358,$$

$$S_H = \frac{0,645 \cdot 71,25(0,8 + 0,005358)}{1 + 0,8 + 0,005358} = 20,5 \text{ (кг/см)},$$

$$S_B = 0,645 \cdot 69,25/1,805358 = 24,741 \text{ (кг/см)}.$$

$$\sigma_H = 20,5/0,12 = 170,8 \text{ (кг/см}^2\text{)},$$

Избыток прочности:

$$\eta = 2750/170,8 - 1 = 15,1 .$$

$$\sigma_B = 24,74/0,15 = 165 \text{ (кг/см}^2\text{)} .$$

Избыток прочности:

$$\eta = 2750/165 - 1 = 15,7 .$$

Давление передаваемое на наполнитель:

$$P_{\text{зап}} = P/(1 + \delta + \xi) = 0,357 \text{ (кг/см}^2\text{)} .$$

Проверяем систему ячейки наполнителя на устойчивость.

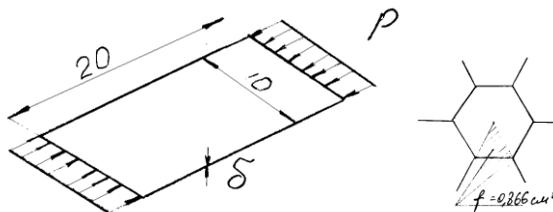


Рисунок 2.7.4.1 - Схема нагружения грани ячейки наполнителя и ее параметры

$$P = 0,357 \text{ кг/см.}$$

$$a/b = 20/10 = 2,0, K = 3,6$$

$$\sigma_{кр} = K \frac{E\delta^2}{b^2} = 3,6 \frac{6000 \cdot 0,04^2}{1^2} = 34,56 \text{ кг/см}^2,$$

$$f = 0,866 \cdot 1 = 0,866 \text{ см}^2.$$

$$\sigma_{см} = (0,357 \cdot 0,866)/(1 \cdot 0,04) = 8,12 \text{ (кг/см}^2\text{)},$$

$$\eta = 34,56/8,11 - 1 = 3,26$$

Проверяем стенку ячейки на устойчивость от номинального давления в канале при $M = 0,52$ ($H = 0$, $\Delta p^\Delta = 1,009 \text{ кг/см}^2$).

Давление передаваемое на наполнитель:

$$P_{зап} = P/(1 + \delta + \xi) = 1,009/1,80536 = 0,559 \text{ (кг/см}^2\text{)}.$$

$$\sigma_{см} = (0,559 \cdot 0,866)/(1 \cdot 0,04) = 12,1 \text{ (кг/см}^2\text{)},$$

$$\eta = 34,56/12,1 - 1 = 1,856.$$

Определяем допустимый диаметр пятна непрочности по наружной обшивке.

Рассмотрим работу квадратной пластинки на устойчивость (кромки оперты).

$$a/b = 1, K = 3,6.$$

$$D = \sqrt{\frac{KE\delta^2}{\sigma_n}} = \sqrt{\frac{3,6 \cdot 6,8 \cdot 10^5 \cdot 0,12^2}{170,8}} = 14,366 \text{ см.}$$

$$F_{\text{непр}} = 162,1 \text{ см}^2.$$

Принимаем коэффициент запаса по радиусу $f = 2,5$, тогда

$$\alpha_{\text{непр}} = 5,746 \text{ см.}$$

$$F_{\text{непр}} = 25,93 \text{ см}^2.$$

3 Примеры конструктивного исполнения воздухозаборников

3.1 Конструкция воздухозаборника сверхзвукового самолета Ту-144

3.1.1 Передняя часть воздухозаборника ТУ-144

Передняя часть воздухозаборника состоит из двух спаренных каналов с набором шпангоутов, внешние пояса которых выходят на наружную обшивку, а внутренние пояса поддерживают обшивку канала с гофром.

Шаг шпангоутов до 8в шпангоута - 175 мм, а от 8в до 16в шпангоута - 250 мм. Длина отсека около 5,4м.

Передняя часть воздухозаборника изготовлена из титановых и высокотемпературных алюминиевых сплавов. Обшивка канала изготовлена из тонколистового титанового материала ОТ4-1 и подкреплена гофрами. Профили прилегающие к каналу - прессованные, титановые. Конструкция каналов сварная (на точечной сварке). Профили шпангоутов, прилегающие к наружному обводу, и обшивка наружного контура изготовлены из сплава ВТ5-Л.

Все алюминиевые детали соединяются заклепочными и болтовыми соединениями. Литейные титановые детали выполнены из В15-Л.

Регулирование воздухозаборника осуществляется тремя подвижными панелями (передней, средней и задней), управление которыми производится агрегатом СЦ.02-2 через качалки и тяги кинематики управления панелями.

Передняя часть воздухозаборника крепится к крылу, стыки ее с крылом по обтекателям и со средней частью воздухозаборника загерметизированы резиновыми профилями.

Канал выполнен из восьми панелей. Панели по длине стыкуются на 8в шпангоуте.

Обшивка канала толщиной 0,6 мм подкреплена гофром высотой 10мм и шагом 25 мм.

Форма канала на входе переходит в конце передней части, у 17в шпангоута, в углах на криволинейную, с некоторыми прямыми участками.

Наружняя обшивка изготовлена из высокотемпературного АК4-1 и в зоне полки шпангоута выполнена толщиной 4 мм. Обшивка травленая до толщины 1.2 мм с переходным участком толщиной 2,5 мм.

Входная часть воздухозаборника состоит из горизонтального клина, верхней горизонтальной панели, обечайки входа и трех вертикальных панелей: внешней, средней и внутренней. Вся входная часть крепится на шпангоуте № 1в болтами.

Конструктивно каркас панелей состоит из поперечных диафрагм (прессованные титановые профили) с приклепанной с обеих сторон обшивкой.

Исключение составляет средняя вертикальная панель, каркас которой представляет собой литую решетку. Эта решетка обшита титановыми листами толщиной 4,0 мм с травлением до 1,0 мм. Кромки входной части по всему периметру имеют обогривные элементы. На верхней поверхности входной части находятся обтекатели слива пограничного слоя.

Все шпангоуты - клепаные, состоят в основном из двух поясов: внутреннего-таврового сечения и наружного - уголкового.

Внутренний пояс - прессованные титановые профили, которые перестыковываются в верхних углах литыми фитингами.

Шпангоут № 1в является силовым шпангоутом передней части. На этом шпангоуте находятся узлы переднего пояса крепления воздухозаборника к крылу. На шпангоуте стыкуются входная часть воздухозаборника и панели канала. Он выполнен из литых деталей.

Между шпангоутами 1в и 4в в верхней горизонтальной панели имеются окна для слива пограничного слоя. У шпангоутов №2в и № 3в в районе окон, установлены коллектор обтекаемой формы.

Шпангоут №4-в. К верхней части шпангоута крепятся петли шторок, разделяющие подпанельное пространство средней и задней подвижных панелей. Между шпангоутами № 4в и 6в находится агрегат управления подвижными панелями. Шпангоут № 5в имеет не замкнутую форму, а опирается на балки, которые передают нагрузку на соседние 4в и 6в шпангоуты.

Шпангоуты № 6в и 7в. На шпангоутах № 6в и 7в крепятся агрегат и рычажный механизм управления подвижными панелями. Крепление осуществлено в верхней части шпангоута, которая представляет собой сваренную из нескольких частей монолитную деталь с площадками для узлов крепления агрегата управления подвижными панелями.

Шпангоут №9в. По своей конструкции является типовым для шпангоутов от № 9в до №15в. Внутренний пояс выполнен тавровым профилем и проклепан со стенкой уголка наружного пояса. Шпангоуты № 16в и 17в. Шпангоуты 16в и 17в являются задним поясом крепления воздухозаборника. На нем находятся кронштейны узлов крепления, воспринимающие вертикальные, боковые и продольные усилия. К верхней части шпангоута № 16в крепятся петли задней подвижной панели. На шпангоуте № 17в со стороны канала имеется желоб, для резиновой трубки, герметизирующей стык канала со средней, частью воздухозаборника.

Подвижными элементами воздухозаборника являются:

- три подвижные панели - передняя, средняя, и задняя;
- предохранительная шторка, которая является кинематической связью между средней и задней панелью;

- шторы, разделяющие подпанельное пространство средней и задней подвижных панелей.

а) Передняя подвижная панель:

Передняя подвижная панель конструктивно выполнена из продольных титановых балок и поперечных диафрагм; обшита с обеих сторон титановой травленной, обшивкой толщиной 1,2 мм. Продольные балки состоят из двух тавров. Крепится передняя панель петлями к 3д диафрагме и 2-мя тягами к средней подвижной панели.

По стенкам канала панель загерметизирована. Герметизация, представляет собой подпружиненный вкладыш из фторопласта.

б) Средняя подвижная панель

Средняя подвижная панель, конструктивно выполнена из продольных титановых балок и поперечной диафрагмы, обшитых со стороны канала титановой травленной обшивкой толщиной 1,2 мм. Продольные балки состоят из двух тавров.

По стенкам канала панель герметизирована. Герметизация: представляет собой фторопластовый вкладыш, подпружиненный к стенке, каналам X средней подвижной панели, на продольных балках, имеются: два кронштейна к которым крепятся регулируемые тягами передняя подвижная панель.

Панель с одной стороны крепится к каркасу на петлях с помощью шомпола. Шомпол вставляется с наружной боковой поверхности, для чего в обшивке предусмотрен специальный, лючок. С другой стороны средняя панель крепится петлями к предохранительной шторке, являющейся кинематической связью с задней панелью.

При максимально опущенном положении подвижных панелей шомпол связи средней панели с предохранительной шторкой совпадает с лючком и заглушкой 13 внешней

вертикальной панели, что дает возможность расстыковки панелей без снятия их с воздухозаборника.

Шомполы и петли покрыты специальной твердой смазкой ВАП-2.

в) Задняя подвижная панель

Конструкция задней подвижной панели, представляет собой каркас из титановых продольных балок и поперечных диафрагм. Балки имеют двутавровое сечение, а диафрагмы швеллерное сечение, состоящее из 1-х уголков и листа. Со стороны канала каркас обшит титановой травленной обшивкой.

Панель крепится к средней подвижной панели через предохранительную шторку , а к шпангоуту №16в при помощи петли и шомполов.

Для монтажа шомпола по 16в шпангоуту имеются специальные лючки с крышками.

К двум кронштейнам, установленным на панели, присоединяются тяги (10), связывающие панель с механизмом кинематики управления подвижными панелями. Для монтажа этих тяг и для подхода к механизму кинематики управления подвижными панелями на задней подвижной панели предусмотрены со стороны канала лючки с крышками. Крышки (2) установлены на петлях и легкоъемных замках.

Для выравнивания давлений в канале и подпанельном пространстве обшивка панели между 5-й и 8-й диафрагмой выполнена с перфорацией. Диаметр перфорации 4 мм. Передняя кромка панели обогревается.

По стенкам канала панель имеет герметизацию, выполненную в виде подпружиненного фторопластового вкладыша.

В передней части задней панели имеются окна для слива пограничного слоя. В районе окон кронштейны имеют обтекаемую форму.

г) Шторки

Подпанельное пространство средней и задней подвижных панелей разделяются верхней (32), фиг. 3.8, и нижней (31) шторками, соединенными между собой шомполом.

Шторка представляет собой фрезерованную титановую панель и обшивку, проклепанную с петлями. Шторки крепятся к каркасу (4-в шпангоут) и к поперечной балке задней панели. Для монтажа и демонтажа шторок у 4в шпангоута имеется люк.

Шомпола и петли покрыты твердой специальной смазкой ВАП-2.

Герметизация шторок выполнена по стенкам канала и представляет собой

подпружиненный к стенке фторопластовый вкладыш.

3.1.2 Средняя часть воздухозаборника

Средняя часть воздухозаборника, состоит из двух каналов с набором шпангоутов, внешние пояса которых выходят на наружную обшивку.

Типовой шаг шпангоутов 108 мм; в некоторых случаях шаг доходит до 130 мм.

Между собой каналы связаны шпангоутами №66а и №70 , а также нижними панелями в зоне 66-70 и 80-82в шпангоутов. Длина отсека около 7,5 м.

В пространстве между каналами располагается нога главного шасси.

Подвеска средней части воздухозаборника к крылу и центральному телу осуществляется по шпангоутам N2 66а и 82в, что соответствует близко расположенным плоскостям фюзеляжных шпангоутов № 66 и 83. Подвеска выполнена

при помощи регулируемых тяг(подкосов) тандерного типа. В зоне шпангоута № 72а установлены два подкоса для передачи нагрузок, параллельных оси фюзеляжа.

Телескопические стыки каналов с соседними частями воздухозаборника загерметизированы трубчатыми резиновыми профилями.

Между шпангоутами № 66в-69а в каждом канале расположены четыре "плавающие" створки подпитки (три боковых и одна нижняя) для улучшения подсоса воздуха на старте, и одна управляемая створка перепуска для сброса избыточного воздуха в полете.

В каждом окне подпитки установлено две створки (одна по контуру канала, другая - герметизированная - по контуру внешнего обвода), связанные между собой тендерами. Внешняя створка снабжена демпферами, которые обеспечивают плавность хода, гасят колебания и служат упором, ограничивающим угол открытия створок величиной 37-40°. Открытие и закрытие створок осуществляется за счет перепада давлений между каналом и наружной атмосферой

Управление створкой, перепуска и запираение ее в закрытом положении осуществляется гидроагрегатом.

Материал обшивки, шпангоутов, большинства других элементов конструкции агрегата - алюминиевый сплав АК4-ИТ, створок подпитки - магниевый сплав МЛ—10; кронштейны подвески створок, подкосы для подвески воздухозаборника и детали механизма управления створками перепуска - стальные.

Канал состоит из семи секций, каждая их которых представляет собой замкнутый технологический отсек. Секции состыкованы на шпангоутах № 69в, 71, 73б, 76, 78б, и 80в.

В верхней части контура, где возникает сжатие от общего изгиба канала, предусмотрены местные утолщения в виде полос, по которым при необходимости (по результатам

стат. испытаний) могут быть проложены продольные элементы (стрингеры).

Продольные стыки листов соединены с помощью ленты толщиной 1,5 мм на двухрядном заклепочном шве. В шести задних секциях, где стыки обшивки совпадают со стыками поясов шпангоутов, лента расположена вне контура канала. В передней секции, где вследствие больших малок поясов и сложности формы канала стыки обшивки не совпадают со стыками поясов, стыковочная лента вынесена внутрь канала. Поперечные стыки листов выполнены на уширенных поясах шпангоутов таврового сечения.

Диаметр заклепок - как правило 4 мм.

Наружная обшивка имеет толщину 2 мм в Передней зоне и 1,8 мм - в остальной. Листы химически-травленные до толщины 1,1 мм между шпангоутами.

Обшивка крепится к наружным поясам шпангоутов при помощи заклепок. В местах, недоступных для обычной клепки, применена односторонняя клепка стержневыми заклепками 6044а.

В зоне расположения створок подпитки наружная обшивка крепится не- выпадающими болтами с анкерными гайками.

Для подхода к узлам подвески воздухозаборника в наружной обшивке имеются люки и люк в зоне слива пограничного слоя.

Все шпангоуты - клепаные, состоят, как правило, из двух поясов, непосредственно связанных между собой: внутреннего - таврового сечения и наружного - уголкового сечения. В зоне больших строительных высот пояса связаны между собой посредством стенки.

В связи с тем, что температура в канале достигает на марше 150 С, сечения поясов подобраны с учетом снижения прочности материала АК4--1Т1, при этой температуре.

Пояса всех шпангоутов, расположенный позади шпангоута №69в, имеют два стыка, положение которых

совпадает со стыками обшивки канала. Шпангоут № 66а по своей конструкции обличается от остальных вследствие больших нагрузок, приложенных к его узлам.

Шпангоут № 73а, по своей конструкции является типовым. Внутренний пояс, выполненный из таврового профиля толщиной 1,5 мм, связан заклепками с наружным поясом уголкового сечения переменной толщины. Переходы толщин на внешнем поясе ступенчатые, выполнены методом химического травления. В зоне зализа установлена диафрагма. На шпангоутах 70а, 71в, 73а, 73б, 74в, 75, 76в, по которым расположены узлы крепления шассийных створок, установлены фитинги для крепления узлов подвески створок.

Шпангоут № 66а, состоит из штампованных секций швеллерного сечения, состыкованных между собой болтами- (см. сеч. В-В). По верхнему поясу шпангоута расположены три узла для подвески средней части воздухозаборника к I лонжерону СЧК: центральный узел - накладной, а боковые узлы (I) выполнены за одно целое с секцией шпангоута. Все узлы поддерживаются контрфорсами.

Центральная часть шпангоута - клепаная. На передней плоскости шпангоута установлен опорный профиль для резиновой трубки, герметизирующей стык канала с передней частью воздухозаборника. Профиль поддержан кронштейнами и при необходимости может быть снят вместе с ними. Во избежание износа наружной поверхности шпангоута от трения ленты при взаимных перемещениях отсеков воздухозаборника, секции шпангоута облицованы лентой из нержавеющей стали толщиной 0,3 мм.

Шпангоут №70 имеет межканальную зашивку из листа и набора профилей, отделяющую шассийную нишу от передней зоны отсека. Шассийная ниша надувается холодным воздухом для охлаждения колес на марше, в связи с этим щель между шпангоутом № 70 и крылом герметизируется профилем. В нише на правом

воздухозаборнике установлен щиток централизованной заправки топливом, а на левом - щиток заправки азотом.

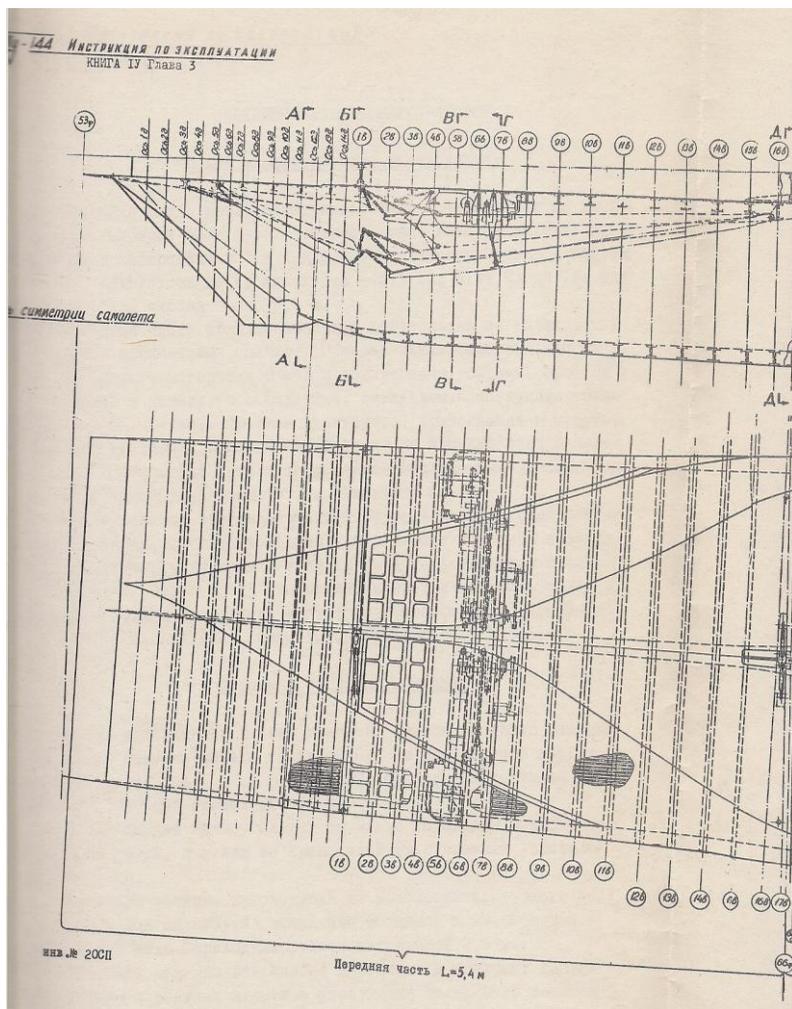


Рисунок 3.1.1 – Передняя часть воздухозаборника Ту-144

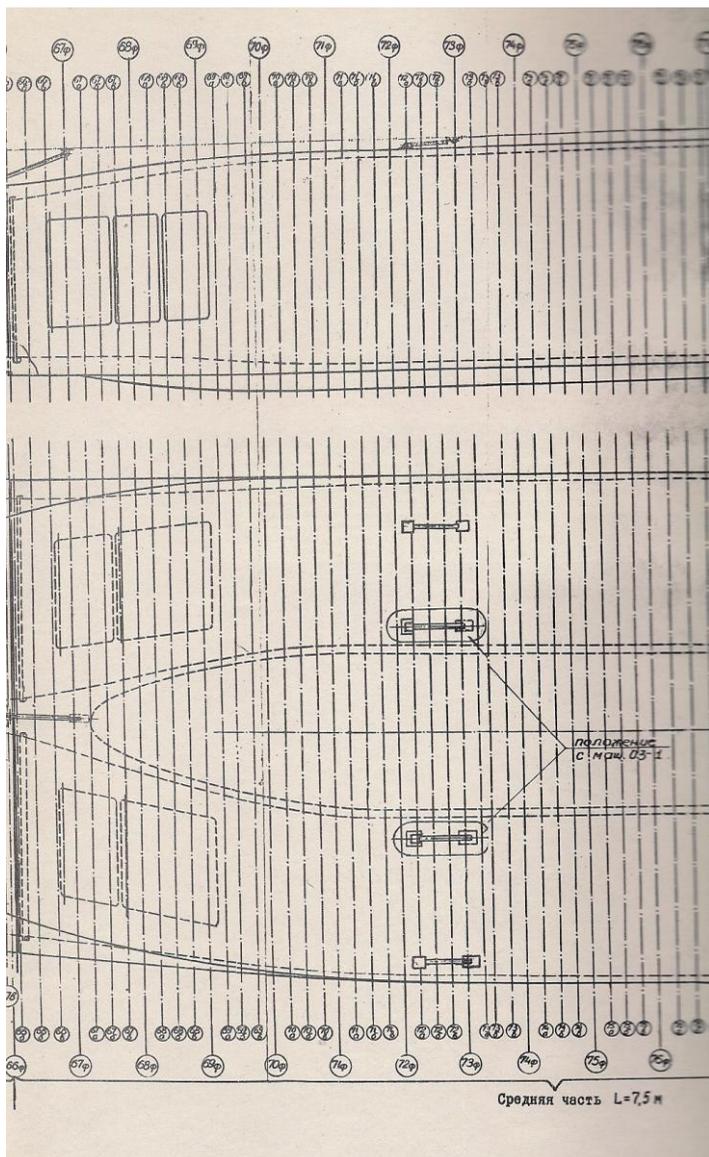


Рисунок 3.1.2. – Средняя часть воздухозаборника Ту-144

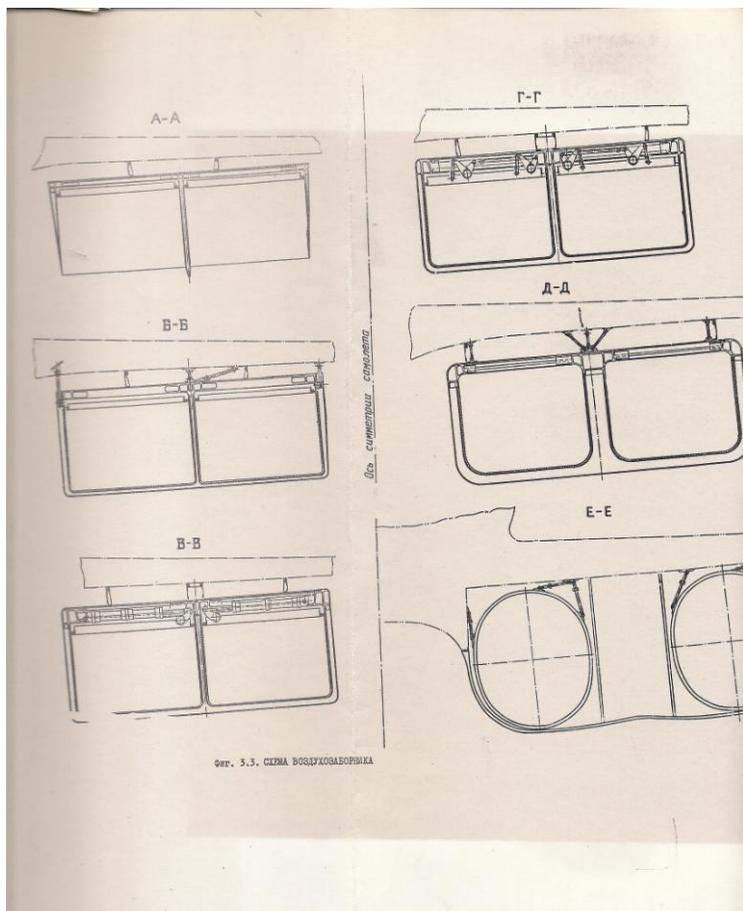


Рисунок 3.1.3. – Сечения передней части воздухозаборника

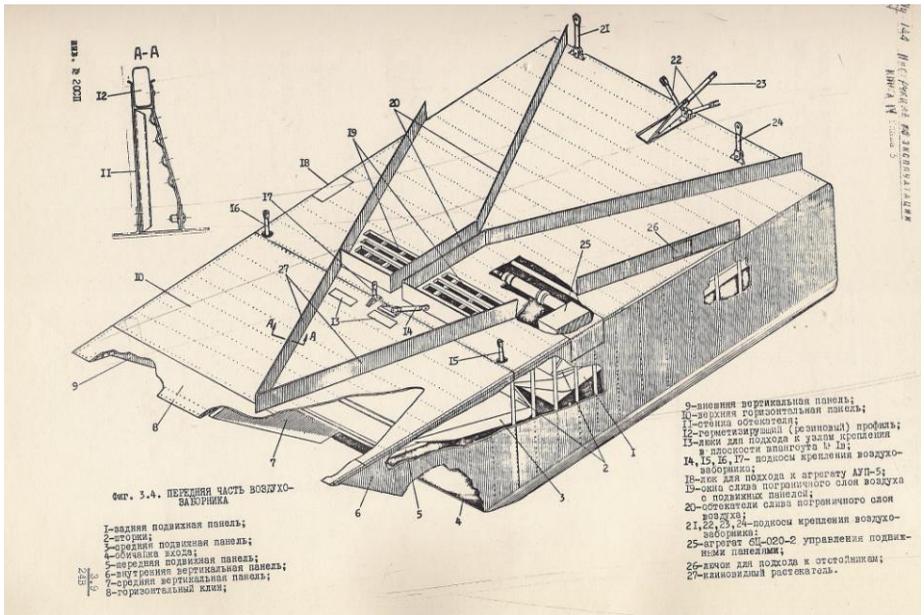


Рисунок 3.1.4. – Общий вид передней части воздухозаборника

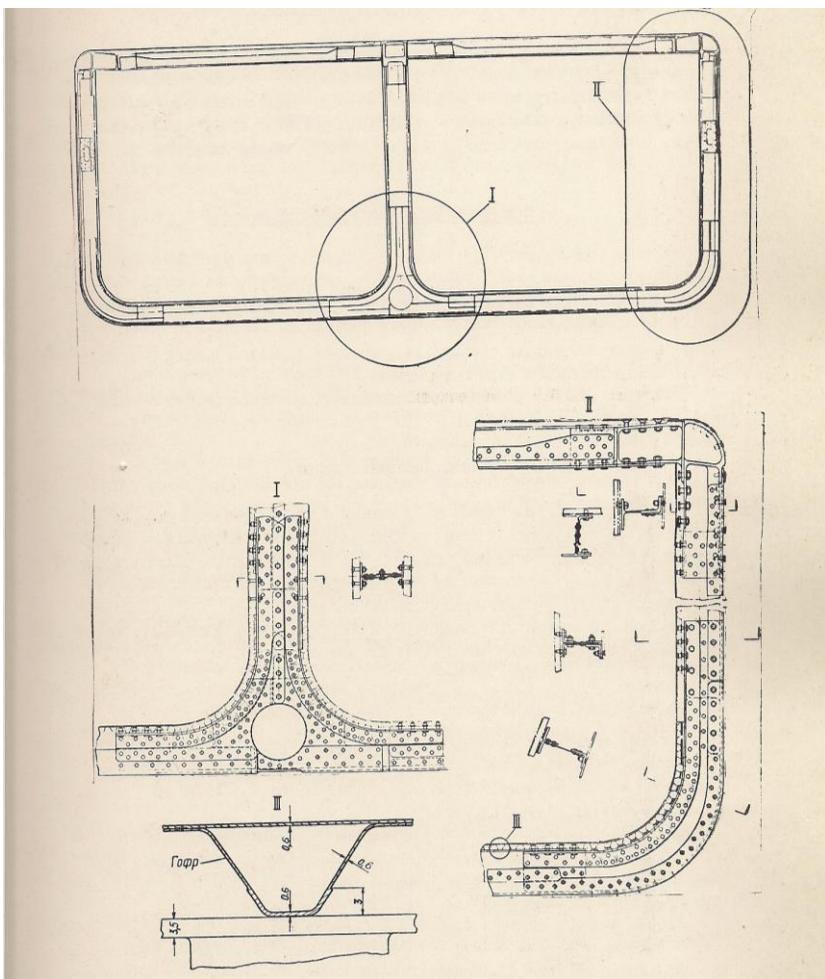


Рисунок 3.1.5. – Типовой шпангоут № 9в

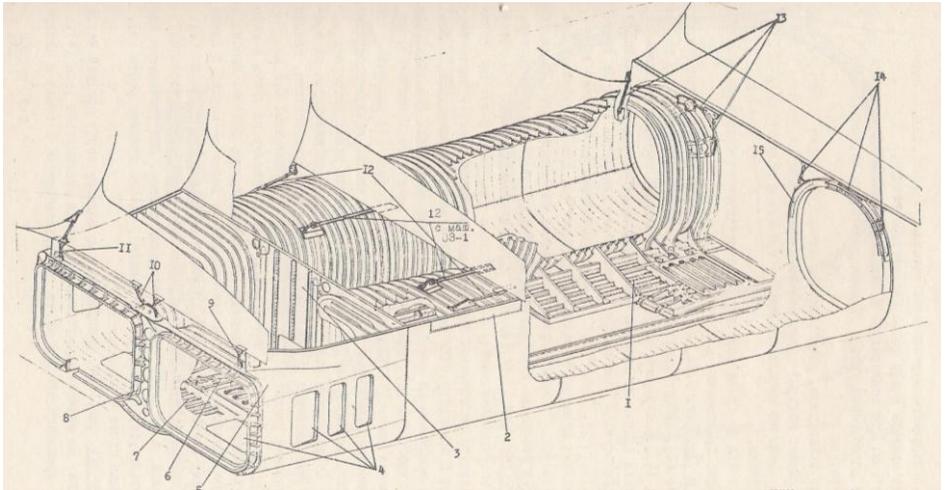


Рисунок 3.1.6. – Средняя часть воздухозаборника

- 1 – задняя панель;
- 2 – люк для доступа к подкосу крепления воздухозаборника;
- 3 – шпангоут №70;
- 4 – створки подпитки;
- 5 – зона слива пограничного слоя воздуха;
- 6 – гидроагрегат привода створки перепуска;
- 7 – передняя панель;
- 8 – шпангоут №66в;
- 9-14- подкосы крепления воздухозаборника;
- 15 – шпангоут №82в.

3.2 Конструкция воздухозаборника Ил-86

Воздухозаборник самолета Ил-86 содержит съемные панели, которые обеспечивают доступ к агрегатам самолетных систем и двигательным проводкам, проложенным в пилоне.

Обшивка гондолы двигателя и пилона изготовлена из алюминиевого сплава. Съемная часть обшивки гондолы состоит из створок и крышек. Обшивкой носовой части пилона и зализа служат съемные крышки, а хвостовой части пилона - съемные панели.

Съемные створки, крышки и панели имеют замки для крепления на гондоле и пилоне.

От переднего фланца ВНА до реверсивного устройства двигатель закрыт открывающимися легкосъемными створками и крышками, которые придают аэродинамическую форму двигателю и обеспечивают доступ к его различным частям. Створки и крышки крепятся на гондоле при помощи быстросъемных унифицированных замков и узлов подвески. Для их демонтажа используется бортовой инструмент.

Створки соединены со шпангоутами перемычками металлизации.

Для запираения створок гондолы в закрытом положении используются замки трех типов: стяжные, педальные и штыревые. Крепление крышек осуществляется стандартными замками под крестообразную отвертку.

Для доступа к агрегатам силовой установки на гондоле и пилоне имеются эксплуатационные люки.

Люки гондолы закрываются крышками, люки пилона - панелями. Крышки и панели люков легкосъемные. Они открываются вручную, для снятия крышек и панелей используется бортовой инструмент.

Конструкция узлов крепления позволяет производить демонтаж и монтаж двигателя с использованием бортового инструмента и стандартного наземного оборудования.

Амортизаторы подвески двигателя снижают уровень вибронрузок пилона и крыла. Узлы подвески двигателя имеют перемычки металлизации,

Носовая часть гондолы (воздухозаборник) установлена на переднем фланце двигателя. В полостях воздухозаборников внешних двигателей закреплены балластные противофлатерные грузы. Взаимозаменяемость воздухозаборников обеспечивается между двигателями I и 4, а также между двигателями 2 и 3.

Демонтаж и монтаж воздухозаборника может быть выполнен в условиях эксплуатации с помощью бортового инструмента и аэродромного грузоподъемного устройства.

Для обеспечения ремонтной технологичности воздухозаборник выполнен разборным. Носок воздухозаборника имеет воздушно-тепловую противообледенительную систему.

3.3 Конструкция воздухозаборника Ту-154

Гондола внешнего двигателя самолета Ту-154 служит для размещения двигателя, его агрегатов и элементов других систем. Конструкция гондолы образует плавные аэродинамические контуры, направляет воздух в компрессор, защищает двигатель и агрегаты от пыли, грязи, атмосферных осадков и механических повреждений. Гондолы внешних двигателей расположены симметрично относительно оси самолета.

Гондола имеет воздухозаборник, среднюю и хвостовую части. Воздухозаборник 1 состоит из каркаса 17, обшивки 19, носка воздухозаборника 23, створок подпитки 18, канала воздухозаборника 20, носка пилона 2. Шпангоуты, диафрагмы и балки образуют каркас воздухозаборника. К нему приклепаны наружная и внутренняя обшивки.

Воздухозаборник крепится к средней части по шпангоуту № 6. Чтобы скос потока воздуха от фюзеляжа и крыла не ухудшал работу воздухозаборника и не возникало дополнительного аэродинамического сопротивления, воздухозаборник развернут (относительно средней части гондолы) на 3° к борту фюзеляжа. Для локализации пламени в случае пожара в районе шпангоута № 6 установлена противопожарная перегородка из сплава титана, отделяющая воздухозаборник от средней части гондолы.

Носок воздухозаборника съемный, прикреплен с помощью винтов и анкерных гаек по наружному и внутреннему контурам к воздухозаборнику. Носок имеет противообледенительное устройство, состоящее из коллектора 22 с отверстиями 30. Створки подпитки предназначены для повышения эффективности работы воздухозаборника на старте и на взлете посредством увеличения подачи воздуха в канал. Гондолы двигателей НК-8-2 створок подпитки не имеют. Между носком и первым шпангоутом равномерно по диаметру шпангоута расположены 12 каналов подпитки. Каждый канал закрывается створкой подпитки. Створка вращается на стальной оси 26, установленной в двух кронштейнах 25 на створке и в двух ответных кронштейнах 29. Кронштейны 29 крепятся к диафрагмам каркаса воздухозаборника. Пружина 28 поджимает створку к каркасу.

Створки выполнены неуправляемыми (плавающими). Они открываются вовнутрь канала воздухозаборника под действием разрежения, возникающего в канале на взлетном режиме работы двигателя. По мере роста скорости самолета разрежение в канале воздухозаборника уменьшается, и створки подпитки под действием пружин постепенно закрываются.

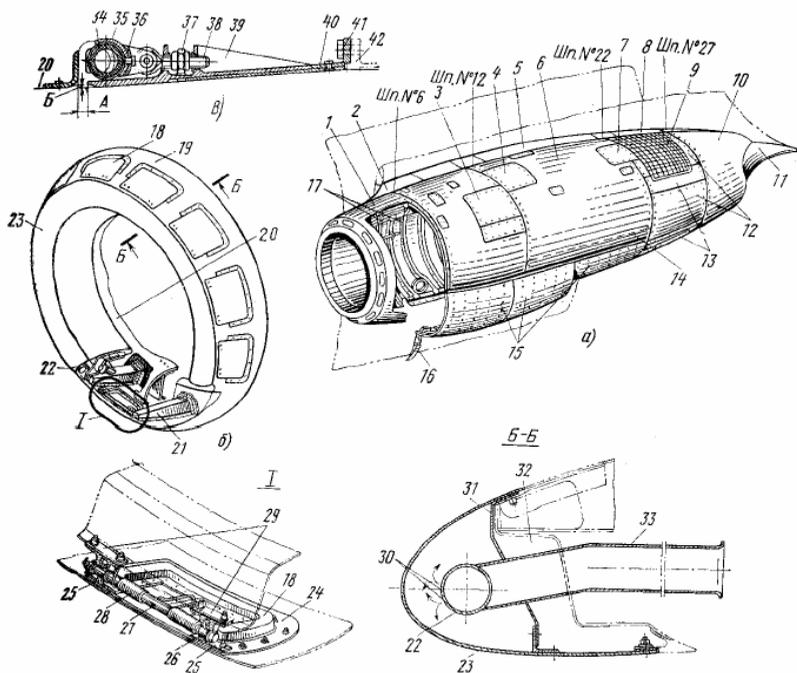


Рисунок 3.3.1 – Гондола двигателя самолета Ту-154

- | | |
|--|--|
| а — общий вид гондолы; | 12— крышка реверса; |
| б — носовая часть воздухозаборника; | 13, 14, 21 — балка; |
| в — переходное кольцо канала воздухозаборника; | 15 — откидные крышки; |
| 1 — воздухозаборник; | 16 — натяжной замок; |
| 2 — носок пилона; | 17 — каркас; |
| 3 — люк к масляному баку; | 18 — створка подпитки; |
| 4 — люк к агрегатам двигателя; | 19 — обшивка; |
| 5 — средняя часть пилона; | 20 — канал воздухозаборника; |
| 6 — средняя часть гондолы; | 22 — коллектор; |
| 7 — люк к заднему узлу крепления двигателя; | 23 — носок воздухозаборника; |
| 8 — хвостовая часть пилона; | 24 — окантовка; |
| 9 — решетка реверса; | 25, 29, 36, 39 — кронштейн; |
| 10 — кок; | 26 — ось; |
| 11 — стекатель; | 27 — втулка; |
| | 28 — пружина; |
| | 30 — отверстия для выхода воздуха из коллектор |

Канал воздухозаборника состоит из поперечного набора, профилей жесткости и обшивки, склепанных между собой. Канал крепится винтами и анкерными гайками к шпангоуту №1 и заклепками к шпангоуту № 5.

По стыку канала воздухозаборника с двигателем предусмотрен кольцевой зазор, который перекрыт резиновым уплотнительным кольцом 34, закрепленным на переходном кольце воздухозаборника.

Переходное кольцо с помощью болтов 41 крепится к фланцу 42 входного направляющего аппарата двигателя. Оно состоит из обечайки 40, кронштейнов 36 и 39, прижима 35, уплотнительного кольца 34 и ушковых болтов 38. С помощью ушковых болтов кольцо 34 может передвигаться поступательно, обеспечивая герметизацию стыка двигателя с каналом воздухозаборника.

Заключение

В заключение следует отметить, что расположение двигателей и воздухозаборников на самолете, как и выбор типа входного устройства, являются предметом комплексных исследований, учитывающих не только требования обеспечения наилучших условий работы двигательной установки, но и характеристики самолета в целом.

Конструктивное исполнение воздухозаборников зависит от принятой аэродинамической схемы самолета, скорости полета, режимов работы двигательной установки при обеспечении требований прочности, жесткости, минимальной массы.

Библиографический список

1. **Егер, С. М.** Проектирование самолетов [Текст]: Егер С. М., В. Ф. Мишин, Н. К. Лисейцев, А. А. Бадягин, В. Е. Ротин, Н. А. Кондратов, В. А. Киселев, Н. А. Фомин, кафедра конструкции самолетов Харьковского ордена Ленина авиационного института им. Н. Е. Жуковского - 3-е изд., перераб. и доп. — М.: Машиностроение, 1983г. - 596 с.
2. **Глаголев, А.Н.** Конструкция самолетов [Текст]: Глаголев, А.Н., Гольдинов М.Я., Григоренко С.М., 1975. - 480с.
3. **Зоншайн, С. И.** Аэродинамика и конструкция летательных аппаратов [Текст],1966. - ISBN 5-211-01624-6.
4. **Максимов, И.А., Секистов В.А.** Двигатели самолетов и вертолетов [Текст] - М. : Воениздат,1977 . – 343 с. - ISBN 5-283-01008-2.
5. Сборник трудов ‘Теория и практика проектирования пассажирских самолетов’ 1976г.
6. **Лизин, В. Т., Пяткин, В.А.** Проектирование тонкостенных конструкций [Текст] - М.: Машиностроение,1994. — 384 с. - ISBN 5-217-02379-1.
7. **Алямовский, А. А.** SolidWorks. Компьютерное моделирование в инженерной практике [Текст]: Собачкин А. А., Одинцов Е. В., Харитонович А. И., Пономарев Н. Б. – СПб.: БХВ – Петербург, 2005 – 800с.
8. **Алямовский, А. А.** SolidWorks/ COSMOSWorks. Инженерный анализ методом конечных элементов [Текст] – М.: ДМК Пресс,2004 – 472с. - ISBN: 5-94074-218-1.
9. Прочность, устойчивость, колебания: Справочник/ Под ред. Биргера М. Г. – М.: Машиностроение,1975 – 357с.

Учебное издание

Кириакиди Сергей Константинович

КОНСТРУКЦИЯ ВОЗДУХОЗАБОРНИКОВ САМОЛЕТОВ

Редактор

Компьютерный набор Е.Г. Анисимов

Подписано в печать _ .10.2013.

Формат 60x84/16. Бумага для множительных аппаратов.

Усл.печ.л.6,2. Уч.-изд.л.8,6. Тираж... экз.

Зак. №

ФБГОУ ВПО «Воронежский государственный технический
университет»

394026 Воронеж, Московский просп., 14