

Цена 25 коп.



ИСТИСЛАХИНИ ОРДНА ЛЕНИНА
ИСТИСЛАХИНИ ОРДНА БУХАРСКОМ РЕВОЛЮЦИИ
ИСТИСЛАХИНИНИ ИСТИТУТИ
ИСТИСЛАХИНИНИ ОРДУЖОНИКИДЗИ

И.С. ПОИЛ
А 18 (015)
В 654

КОНСТРУИРОВАНИЕ
АГРЕГАТОВ
ПЛАНЕРА

Колганов А.Ф.

МОСКВА-1984

КОНСТРУИРОВАНИЕ АГРЕГАТОВ ПЛАНЕРА
МИНИСТЕРСТВО
ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО СПЕЦИАЛЬНОГО
ОБРАЗОВАНИЯ СССР

МОСКОВСКИЙ ОРДЕНА ЛЕНИНА
И ОРДЕНА ОКТЯБРЬСКОЙ РЕВОЛЮЦИИ
АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
имени СЕРГО ОРДЖОНИКИДЗЕ

Е.С. ВОЙТ

КОНСТРУИРОВАНИЕ АГРЕГАТОВ ПЛАНЕРА

Учебное пособие
Для дневной и вечерней форм обучения

Утверждено
на заседании редсовета
8 июня 1983 г.

МОСКВА 1984

А 18(0750

В 654

УДК:629.735.33.01+629.735.33.025.47] (075,8)

Войт Е.С. Конструирование агрегатов планера: Учебное пособие. - М.: МАИ, 1984. - 64 с., ил.

В учебном пособии рассмотрены вопросы конструирования крыла, вертикального и горизонтального оперения. Анализируются возможные конструктивно-силовые схемы этих агрегатов. Приведены проектировочные расчеты агрегатов и их элементов. Даны рекомендации по конструированию.

Рецензенты: В.А. Андреев, М.Я. Гофрин

© Московский авиационный институт, 1984 г.

ВВЕДЕНИЕ. ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ ДЛЯ КОНСТРУИРОВАНИЯ АГРЕГАТОВ ПЛАНЕРА

Созданный на базе технического задания эскизный проект самолета является основой при конструировании планера и его агрегатов. При этом требования к будущей конструкции в значительной степени определяются назначением проектируемого самолета. Например, для пассажирского самолета определяющими факторами будут требования надежности, живучести и ресурса. При компоновке стремятся максимально обеспечить комфорт и удобство пассажиров. В свою очередь, компоновка налагает ряд ограничений на конструкцию агрегатов, так как в процессе проектирования проводится силовая увязка всех агрегатов самолета в комплексе. Ряд ограничений налагают и требования технологии производства - возможность сборки и изготовления элементов агрегатов, простота сборки, минимальная стоимость и др. Конструктор должен предусмотреть удобство эксплуатации и ремонтпригодность всех элементов самолета. В процессе проектирования должна быть обеспечена прочность и жесткость конструкции в соответствии с требованиями норм прочности и норм летной годности.

Все это требует от конструктора-проектанта широкой эрудиции, а также умения свободно пользоваться электронно-вычислительной техникой.

Глава 1. ОБЕСПЕЧЕНИЕ ФОРМЫ И КАЧЕСТВА ВНЕШНЕЙ ПОВЕРХНОСТИ АГРЕГАТОВ САМОЛЕТА

§ 1. Конструирование агрегатов планера с точным выдерживанием внешнего контура

Повышение аэродинамических характеристик самолета обеспечивается высоким качеством внешней поверхности агрегатов и точностью выполнения контура обтекаемого обвода. Особенно

важно это для современных скоростных самолетов. Главной причиной искажения формы обводов в процессе производства агрегатов является соединение обладающих большой жесткостью элементов каркаса со значительно менее жесткой обшивкой. В результате притягивания обшивки к жесткому каркасу в конструкции агрегата, при ее сборке в стапеле, возникают внутренние напряжения, которые, складываясь с напряжениями от внешних нагрузок, могут привести к преждевременному разрушению конструкции, т.е. к резкому снижению ее долговечности. При наличии кинетического нагрева появление дополнительных температурных напряжений может привести к полному искажению обвода агрегата.

Во избежание искажения формы обводов после сборки конструктор должен проектировать агрегаты так, чтобы заранее разобщить жесткость каркаса и обшивки. Эти методы подробно рассматриваются в курсе "Производство самолетов". Одним из примеров является сборка с базированием по внешнему контуру (по обшивке) с использованием компенсаторов, дающих возможность убрать допуски каркаса внутрь обвода (рис. 1.1). Роль компенсатора в данном случае выполняет разрезанная стенка нервюры, соединяемая внахлестку после установки обшивки с приклепанной частью нервюры по теоретическому контуру.

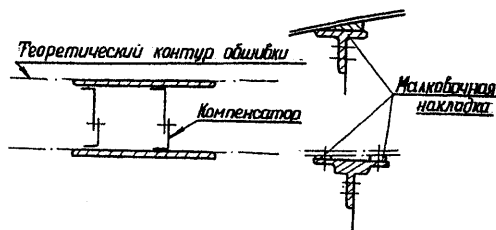


Рис. 1.1

Рис. 1.2

Другой причиной искажения формы контура являются внутренние напряжения, возникающие от закручивания поясов и продольных элементов каркаса, подходящих к сечениям под разными углами - с переменной малкой. Это происходит во всех случаях, когда продольные элементы проходят в отсеках не по постоянному проценту хорд, что особенно характерно для стреловидных и треугольных в плане отсеков. Чтобы избежать закручивания лонжеронов, их, как правило, или заранее малкуют в соответствии с теоретическим чертежом, или применяют специальные малковочные прокладки (рис. 1.2).

§ 2. Применение монолитных панелей

Рост скоростей современных самолетов накладывает свой отпечаток на их аэродинамическую схему и конструкцию. Снижа-

ются относительные толщины крыла и оперения. Уменьшение работающих на кручение контуров приводит к увеличению потребных толщин обшивки. Необходимость их увеличения диктуется также ростом скоростных напоров, действующих на поверхность, и потребными из условия аэроупругости жесткостями. Снижение строительных высот агрегатов требует повышения несущих сечений элементов, участвующих в восприятии изгиба. В наиболее трудных условиях в данном случае оказываются сжатые панели, выполненные в виде обшивок, подкрепленных продольным набором. При работе на сжатие панели могут терять как общую, так и местную устойчивость. При этом, как правило, определяющими являются напряжения местной потери устойчивости

$$\sigma_{кр м} = \frac{0,9 k E}{\left(\frac{b}{\delta}\right)^2},$$

где b - расстояние между продольными элементами; δ - толщина обшивки.

Очевидно, что наибольшие критические напряжения могут быть получены при минимальном соотношении $\frac{b}{\delta}$. Уменьшить эту величину за счет дальнейшего увеличения толщины обшивки нерационально из соображений увеличения массы. Значительно выгоднее максимальное уменьшение расстояния между продольными элементами.

В клепаной конструкции уменьшение шага между стрингерами затруднено и с точки зрения технологии, и, главное, из-за ослабления обшивки при большом числе отверстий под заклепки. Наилучшим конструктивным и технологическим решением является применение монолитных панелей обшивок. В этих панелях обшивка изготавливается совместно с продольным, а иногда и с поперечным набором. Применение монолитных панелей дает следующие дополнительные преимущества:

- уменьшение количества деталей на сборке;
- снижение трудоемкости изготовления панелей обшивки;
- улучшение внешней поверхности из-за отсутствия заклепочных швов поперек потока (клепка стрингеров);
- упрощение панельной сборки с базировкой по обшивке;
- высокие местные критические напряжения как из-за частого расположения ребер, так и за счет сплошного защемления обшивки, повышающего критические напряжения на 10...15% по сравнению с клепаной панелью (коэффициент заделки $\approx 1,5$).

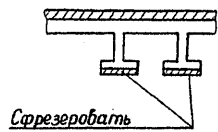
Методами изготовления монолитных панелей могут быть фрезерование, прессование, травление, штамповка и литье.

Прессованные панели получили в настоящее время широкое применение в конструкциях современных самолетов. Они могут быть изготовлены двумя способами:

а) прессованием из плоской заготовки в плоском виде — ширина панели при этом 1100 ... 1200 мм;

б) протяжкой из круглой трубы. После прессования трубу разрезают и ширина получаемой панели может быть равна 3500 мм, длина 12 ... 1,5 м.

Минимальная толщина обшивки панели 3 мм, при этом довольно большая неточность — разностенность составляет 0,8 ...

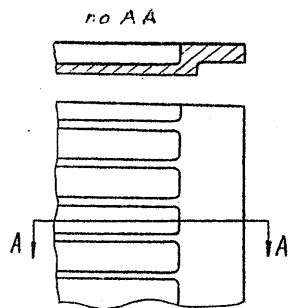


... 1,5 мм. В связи с этим приходится прессовать более толстые панели и подвергать их последующему фрезерованию до нужной толщины и большей точности набора. Для изменения несущей способности панели по размаху крыла или оперения часть материала сфрезеровывают (рис. 1.3). Задиры и бугорки, остающиеся после фрезерования

и снижающие усталостную прочность конструкции, удаляются путем последующей обработки панели неглубоким травлением на 1–2 мм. После этого она подвергается операции упрочнения типа дробеструйки, вызывающей наклеп, способствующий повышению ресурса панели.

Значительные трудности возникают при последующем формировании панелей для получения заданной кривизны контура. Как правило, не формируют панели с кривизной в двух направлениях. Сложность гибки панелей связана с тем, что они пружинят, поэтому возможно появление внутренних напряжений и коробления. Трудно гнутся места с большей толщиной.

Необходимо отметить анизотропность прессованных панелей. Прочность поперек панели соответствует 85 ... 90% прочности вдоль ребер. Но для самолетных конструкций это не так опасно, поскольку наибольшее нагружение происходит в основном в продольном направлении.



Для обеспечения стыка с другими элементами на панелях могут быть предусмотрены утолщения на концах (рис. 1.4). Из этих утолщений механической обработкой образуют концевые фитинги с плавным переходом от стыка к основному сечению.

Фрезерованные панели, получаемые фрезерованием из плит, в на-

Рис. 1.4

стоящее время также широко применяются. Очевидно, что выигрыш в массе панели по сравнению с клепаными экономически оправдывает применение дорогостоящей механической обработки. Эти панели помимо продольного набора могут иметь поперечный (ребра для крепления нервюр), а также местные усиления любой формы. Обычно изготовление панелей из плит более трудоемко, чем из прессованных панелей, но иногда оно целесообразнее, так как при обработке прессованных панелей требуется два установка: для обработки внешней и внутренней поверхностей. Последующая обработка панелей проходит так же, как для прессованных.

Травление, или химическое фрезерование, является одним из дешевых и производительных методов при обработке больших поверхностей на незначительную глубину. Травлением можно получить очень точно требуемую толщину листа, а также достигнуть плавного перехода от одной толщины к другой. Как правило, травление применяется для местной доработки панелей обшивки, например, для выполнения обшивок с утолщениями в местах подхода нервюр и продольного набора. При его применении можно получить значительно меньшие толщины обшивок, чем при механической обработке. Можно получить обшивку толщиной 0,5–0,6 мм с утолщениями в местах крепления набора до 1 ... 1,5 мм. Для повышения усталостной прочности травленные панели подвергают последующей обработке дробью.

Штампованные панели могли бы найти широкое применение в авиаконструкциях из-за высоких прочностных качеств и возможности любого расположения набора. Но для изготовления панелей больших площадей требуются прессы колоссальной мощности, которые пока не производятся.

Литые панели могут быть выполнены с набором любой конфигурации. Методом выжимания из материала АЛ–9 можно получить панели размерами 1000 мм х 2000 мм с толщиной обшивки 2 ... 4 мм. Ребра панели могут располагаться в любых направлениях. Высота ребер не более 60 мм.

Несмотря на ряд экономических преимуществ этого метода производства, в самолетных конструкциях литые панели пока распространения не получили. Это объясняется низкими механическими качествами литейных материалов.

§ 3. Применение панелей с наполнителем

Наряду с широким использованием монолитных панелей, все большее применение в конструкциях агрегатов современных самолетов находят слоистые панели — панели с наполнителем.

Конструкции с наполнителем можно разделить на два типа: конструкции, в которых вся толщина или весь объем занят наполнителем, и конструкции панельные, имеющие слоистые оболочки на облегченном металлическом каркасе. По первому типу изготавливаются обычно агрегаты с малыми строительными высотами, а именно: рули, закрылки, концевые части стабилизатора, кия и т.д. (рис. 1.5,а). По второму типу изготавливаются панели крыла, фюзеляжа, оперения (рис. 1.5,б). Выгодность применения панелей с наполнителем объясняется возможностью значительно повысить критические напряжения и жесткость конструкции без увеличения ее массы. Причиной этого является резкое увеличение момента инерции такой панели по сравнению с изолированными листами обшивки той же толщины. Наполнитель, связанный с разнесенными листами обшивки, не дает им возможности изолированно терять устойчивость – выпучиваться. При работе такой конструкции на сжатие теряет устойчивость сразу вся панель при критическом напряжении, значительно превосходящем напряжения составляющих листов обшивки. В качестве примера рассмотрим работу на устойчивость двух конструкций (рис. 1.6,а,б). Конструкция "а" состоит из двух листов обшивки толщиной δ и шириной b . Вторая конструкция состоит из таких же листов обшивки, но связанных между собой наполнителем.

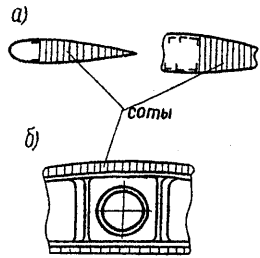


Рис. 1.5

Определим моменты инерции конструкций:
для конструкции, приведенной на рис. 1.6,а ,

$$J_a = 2 \frac{b \delta^3}{12};$$

для конструкции, приведенной на рис. 1.6,б,

$$J_b = 2 \frac{b \delta^3}{12} + 2 b \delta \left(\frac{h}{2} \right)^2.$$

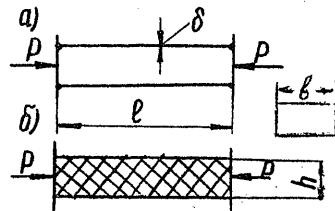


Рис. 1.6

В последнем выражении первое слагаемое характеризует работу изолированной обшивки, второе слагаемое – результат совместной работы двух обшивок (переносный момент инерции). Так как толщина обшивки значительно меньше высоты панели (соотношение примерно такое: $\delta \approx 0,5$ мм, $h = 10 \dots 15$ мм), то момент инерции конструкции "б" намного превосходит момент инерции конструкции "а".

Так как критическая сила, воспринимаемая панелями, определяется выражением

$$P_{кр} = \frac{c \pi^2 E J}{l^2},$$

то, поскольку $J_a \ll J_b$, значит, и $P_{кр_b} \gg P_{кр_a}$. Из приведенного примера видна вся выгода применения наполнителя для работающих на сжатие панелей.

В качестве наполнителя можно применять пенопласт, соты и гофр.

Пенопласт соединяется с листами обшивки склейкой и препятствует выпучиванию обшивки за счет своего сопротивления сдвигу, характеризуемого модулем сдвига G . Применение пенопласта в панелях обшивки ограничено рядом существенных недостатков, к которым, в частности, относится трудность проверки проклея листов с пенопластом и чрезмерно большая жесткость панелей, препятствующая допустимым деформациям конструкции, что приводит в отдельных случаях к выкрашиванию пенопласта. Если в настоящее время пенопласт иногда и находит применение, то только в конструкциях рулей и закрылков при сплошном заполнении им всего объема хвостовой части руля. Применение пенопласта в данном случае дает также дополнительные преимущества весового балансирования руля.

Металлические соты (рис. 1.7,а):

а) Дюралевые:
обшивка Д16Т или Д19 толщиной $\delta = 0,3 \dots 1,2$ мм;

соты шестигранные, фольга из АМГ-2Н; $\delta_{ф} = 0,03 \dots 0,08$ мм;
высота сот $5 \dots 400$ мм;
сторона шестигранника $r = 2,5$;

3; 5; 6 мм;
соединение на клее ВК-32-200;
ВК-24; ВК-31; ВК-36;

допускаемая рабочая температура до 160°C ;

2
масса 1 м² панели 2,5...6 кг;

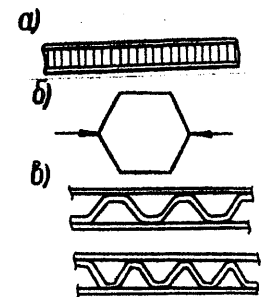


Рис. 1.7

максимальные габариты 3 x 8 м;
соединение с силовыми элементами на клее ВКВ-3.

б) Паяные титановые:

обшивка ВТ16; ВТ23; $\delta = 0,2 \dots 1,5$ мм;
соты ВТ15; ВТ6; $\delta_{\varphi} = 0,05 \dots 0,08$ мм;
припой ВПр-15; ВПр-16; высота 7...100 мм;
 $r = 3$; 6 мм; допускаемая рабочая температура до 400°C;
соединение силовых элементов с наполнителем и обшивкой

ТЭС и пайкой.

в) Диффузионно-сварная титановая:

обшивка ОТ-4; ВТ-6; $\delta = 0,2 \dots 1,5$ мм;
соты ВТ-15; ВТ-6; $\delta_{\varphi} = 0,08$ мм;
диффузионное сращивание;
допускаемая температура до 500°C; $r = 3$; 6 мм; $h = 7 \dots$

... 100 мм;

соединение с силовыми элементами - приварка;
после изготовления панели габариты 2 x 3 м; масса 1 м²
2,5...15 кг.

г) Паяные стальные:

обшивка СН-4; $\delta = 0,2 \dots 1,5$ мм; $\sigma_B = 120$ даН/мм²;
соты шестигранные; фольга СН-4; $\delta_{\varphi} = 0,03 \dots 0,08$ мм;

$r = 3$; 5; 6 мм;

припой ВПр-13; габариты 2 x 3 м; $h = 5 \dots 120$ мм;
масса 1 м² 3...5 кг;

соединение с силовыми элементами - ТЭС и пайкой; рабо-
чая температура до 700°C.

д) Титановые и стальные сварные:

"стресскин" (соты с отбортовкой для сварки с обшивкой);
обшивка - стали и титановые сплавы, свариваемые одно-
сторонней ТЭС; $\delta = 0,3 \dots 0,8$ мм;

соты, фольга из хорошо штампуемых материалов, согласо-
ванных с обшивкой; $\delta_{\varphi} = 0,04 \dots 0,08$ мм; $r = 6$; 10 мм;
 $h = 10$; 15; 20; 30; 40; 50 мм;

соединение - ТЭС по отбортовке наполнителя с обшивкой;
габариты 1,2...3 м; масса 1 м² 12 кг.

е) Неметаллические соты:

обшивка КМУ-1; КМУ-3; $\sigma_B = 80 \dots 100$ даН/мм²; $\delta = 0,4 \dots$
... 1,5 мм;

соты, фольга ПСП-1-3,5 (типа номекс);

$\delta_{\varphi} = 0,04 \dots 0,1$ мм; $h = 5 \dots 400$ мм; $r = 3$; 5;
6 мм;

соединение на клее ВК-31; ВК-36; габариты 3 x 8 м;
масса 1 м² 1,8...4 кг; рабочая температура до 160°C.

10

Достоинством сотовых конструкций является (при уменьше-
нии массы на 20...40%) повышение жесткости, акустической
стойкости, вибропрочности, хорошее качество поверхности и хо-
рошие звуко- и теплоизоляционные свойства.

Недостаток сотовых конструкций - трудность проверки про-
клея на клееных панелях.

Для повышения качества сот надо делать очень точную под-
гонку при сборке под склейку и пайку (заполнение парафином,
отходами сахарного производства и др. и фрезерование).

Как правило, форма сот, в основном, шестигранная; наи-
большая жесткость в направлении, показанном на рис. 1.7,б.
Сотовые конструкции нашли широкое применение в клиновых за-
концовках крыльев, оперения, рулей, элеронов. Из них изготов-
ляют стенки, люки, перегородки, полы, панели интерьера, пане-
ли воздухозаборников, из титановых и стальных - тепловые эк-
раны, кожухи двигателей, створки сопловых агрегатов и др.

Металлический гофр, соединяемый с листами обшивки свар-
кой (рис. 1.7,в). Панели с наполнителем в виде гофра выгодны
для теплонагруженных конструкций, так как гофр дает обшивке
возможность деформироваться в одном направлении, предотвра-
щая возникновение температурных напряжений.

§ 4. Соединения обшивок, обеспечивающие лучшую поверхность

Соединения листовых обшивок могут быть встык, внахлест-
ку и внахлестку с подсечкой (рис. 1.8). Стык внахлестку легче
по массе и дешевле (меньше рядов заклепок). С точки зрения
аэродинамики лучше соединение встык. Желательно все стыки
обшивки проводить на силовых элементах (как продольных, так
и поперечных). Это необходимо для получения опоры при клепке,
а главное, важно с точки зрения повышения усталостной прочно-
сти при многоциклическом нагружении. Проведенные эксперимен-
ты показали, что в свободном заклепочном шве встык и вна-
хлестку при растяжении листов обшивки возникает изгиб. Это
объясняется эксцентриситетом при передаче сил (рис. 1.9,а). К
плоскости среза заклепок сила, растягивающая обшивку, прихо-
дит с дополнительным моментом $M = P \cdot a$. Эта пара сил, изги-
бая нижний лист обшивки в месте стыка, через заклепки пере-
дается на верхний лист.

При абсолютно жесткой конструкции величина изгибных на-
пряжений в обшивке в шесть раз превышает напряжения от рас-
тяжения. За счет упругих деформаций величина изгибных на-
пряжений уменьшается до 30...50% общего суммарного напряжения

11

от растяжения и изгиба. В результате обшивка деформируется (рис. 1.9,б). Для уменьшения величины переменных напряжений (растягивающие + изгибные) и повышения усталостной прочности необходимо стык обшивок производить на силовых элементах (продольные стыки – на лонжеронах или стрингерах, поперечные – на нервюрах или шпангоутах). Применение в таком стыке тонкой (около 0,5 мм) титановой прокладки (рис. 1.10,а) повышает усталостную прочность соединения в 2–3 раза за счет того, что часть нагрузки берет титановая лента и уменьшается эксцентриситет при передаче сил. Хорошие результаты дает дополнительная склейка соединяемых листов обшивки с лентой или с профилем.

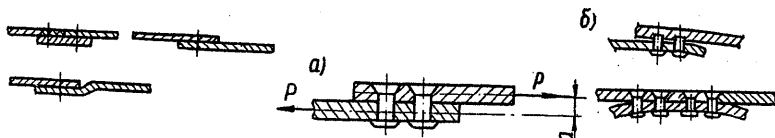


Рис. 1.9

Рис. 1.8

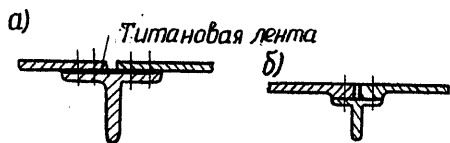


Рис. 1.10

Тогда часть усилий передается склейкой, что разгружает заклепки и также повышает усталостную прочность. Учитывая ослабление обшивки за счет отверстий под заклепки, желательно ее утолщать в зоне стыка. Так как это утолщение можно проводить только внутри контура обшивки (рис. 1.10,б), то оно всегда создает некоторый эксцентриситет сил, снижающий долговечность конструкции. При правильном конструировании (ослабление под отверстия для заклепок оценивается в пределах 10...20% толщины сечения обшивки, и, следовательно, по требованиям равнопрочности место соединения должно быть усилено именно на эту величину, не более. Весьма важна также форма перехода к утолщению, так как при резком переходе возможно появление концентрации напряжений и соединение разрушается в зоне галтели перехода.

Помимо стыкующих соединений обшивки в конструкции в значительно большем количестве применяются поддерживающие соединения, назначение которых поддержать обшивку от потери

устойчивости за счет связей с каркасом (стрингеры, нервюры и т.д.). Расстояние между точками крепления выбирается из условия, чтобы напряжение потери устойчивости элементов обшивки и каркаса между точками было равно или больше $\sigma_{кр}$ потери устойчивости всей конструкции (для дюрала расстояние между точками равно 30δ). При переходе от алюминиевых сплавов на титан и стали толщины обшивок значительно уменьшаются, вместе с тем должна увеличиваться и частота поддерживающих точек. Так как при этом также будет увеличиваться частота размещения поддерживающих элементов, то это увеличение будет еще значительнее. Проведенные расчеты показали, что при переходе с панелей из Д16Т на равнопрочные по потере устойчивости панели из титана ВТ-14 количество поддерживающих точек на 1 м² поверхности панели увеличивается примерно в 100 раз, а при переходе на сталь СН-4 – в 200 раз. Если на обычном пассажирском самолете из Д16Т количество поддерживающих точек составляет около 900 000 штук, то при переходе на титан и сталь их количество может дойти до десятков и сотен миллионов на изделие, что совершенно недопустимо из-за роста затрат и уменьшения надежности. Поэтому с внедрением титановых и стальных конструкций будет неизбежен переход с точечных соединений на сплошные соединения аргонодуговой сваркой, в том числе со сквозным проплавом, плазменной и электронно-лучевой. При повышении теплостойкости клеев будет возможно применение в этих конструкциях клеевых, клеесварных и клееклепанных соединений.

Стыки монолитных фрезерованных и прессованных панелей осуществляются аналогично обшивочным на элементах набора каркаса.

Для соединения между собой двух половин литых или штампованных панелей (рис. 1.11), образующих профиль агрегата, в них предусматривают специальные бобышки и утолщения, в которые вставляются крепежные болты с потайными головками. Так как материалом панелей являются алюминиевые или магниевые сплавы, то для предотвращения смятия под болтами в отверстия предварительно запрессовываются стальные втулки. Для определения площадей сечения болтов надо провести

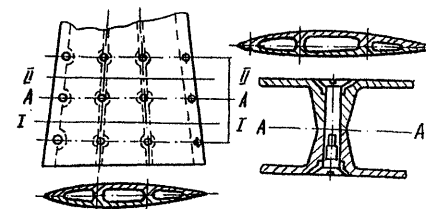


Рис. 1.11

расчет касательных напряжений многосвязного контура, принимая его за неразрезной (т.е. принимая, что стенка сплошная). После этого усилие на каждый болт в данном поперечном сечении определится как $P_b = q t$, где t — шаг болтов; q — погонное касательное усилие в стенке в нейтральной плоскости.

Стыки слоистых панелей с заполнителями требуют дополнительных конструктивных элементов в виде окантовок. Окантовки выполняются в виде жестких профилей различной конфигурации, связанных с обшивками панели сваркой, склейкой или заклепками. Желательно, чтобы профили входили внутрь панели между обшивками, предотвращая смятие заполнителя в зоне стыка (рис. 1.12). Окантовки могут быть самого разнообразного вида. При их проектировании необходимо учитывать:

- а) удобство стыка двух панелей;
- б) обеспечение передачи всех нагрузок с одной панели на другую;
- в) обеспечение необходимой жесткости стыка;
- г) возможность введения окантовки таким образом, чтобы не подрезать соты по высоте (что сложно технологически).

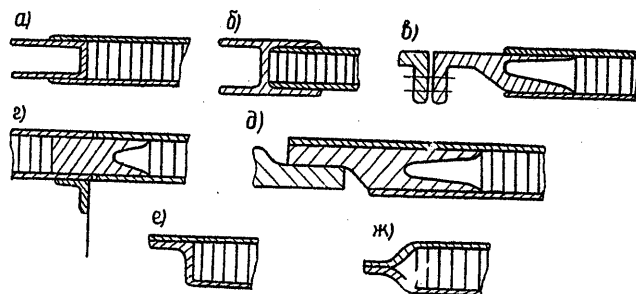


Рис. 1.12

Окантовки с обжатием листов обшивки несиловые и применяются только в декоративных и теплоизолирующих панелях. В месте крепления к сотовым панелям каких-либо силовых элементов в зоне крепления внутри панели должны быть предусмотрены бобышки. Иначе крепление невозможно без нарушения прочности заполнителя.

§ 1. Ограничения, накладываемые на конструктивно-силовую схему крыла

Предварительные силовые схемы крыла и всех основных агрегатов самолета разрабатываются на этапе аванпроекта, в процессе предварительной проработки компоновки самолета. На этапе эскизного проекта окончательно увязывается силовая схема крыла, производятся проектировочные расчеты для определения сечений основных элементов и прорабатывается сборочный чертеж конструкции крыла.

Окончательные рецепты по выбору конструктивно-силовой схемы крыла для всех вариантов решений дать нельзя, но можно наметить определенные направления, по которым должен идти конструктор с целью нахождения наиболее выгодных решений. В данном случае большую помощь конструктору может оказать ЭВМ.

Первое, с чем сталкивается конструктор в процессе проектирования, — это ряд ограничений, накладываемых на будущую конструкцию из компоновочных, аэродинамических, технологических, прочностных и других соображений. Из всех возможных ограничений, которые приходится учитывать при выборе силовой схемы крыла, наиболее существенными являются следующие.

а) Ограничения, обусловленные возможностями силовой увязки крыла с фюзеляжем. Они определяются общими компоновочными требованиями, накладывающими определенный отпечаток на возможную силовую схему фюзеляжа.

Пример. Из аэродинамических соображений задано среднее расположение крыла (рис. 2.1). По компоновочным соображениям в фюзеляже расположен воздухозаборник для двигателя. Из условия прочности для кессонного крыла кессон должен пройти через фюзеляж. Следовательно, наложенные ограничения не позволяют применить кессонную схему крыла.

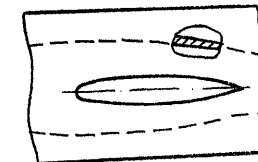


Рис. 2.1

б) Ограничения, накладываемые на силовую схему крыла условием крепления к нему стойки шасси и потребными объемами для ее уборки.

Пример 1. Требуется выбрать силовую схему стреловидного крыла (рис. 2.2). На крыле устанавливается стойка шасси. За-

даны координаты положения стойки и объемы в фюзеляже для ее уборки. В данном случае отпадает кессонная схема крыла, так как кессон будет пересекаться стойкой шасси при ее уборке, что недопустимо из условия прочности. Одно- и двухлонжеронные схемы стреловидного крыла требуют наличия мощной бортовой нервюры (рис. 2.2,а), предназначенной для восприятия возникающего в месте излома лонжерона (у борта фюзеляжа) значительного дополнительного крутящего момента $M_2 = M_{изг} \cdot \cos \beta$, где β – угол наклона лонжерона.

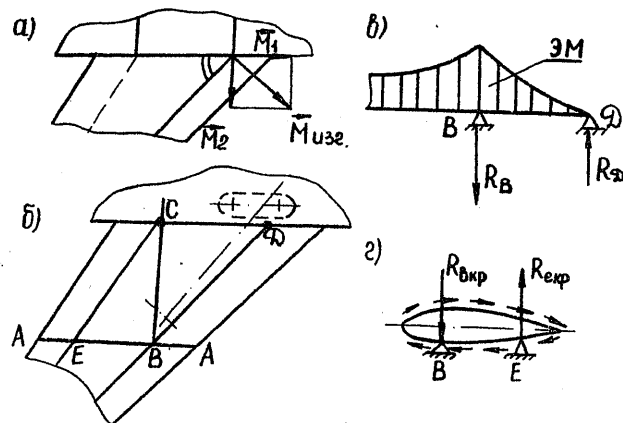


Рис. 2.2

Из соображений прочности рассекать бортовую нервюру стойкой недопустимо. Для обеспечения уборки шасси создаем в точке В лонжерона вторую опору в виде подкоса, расположенного перпендикулярно оси фюзеляжа. Наличие подкоса изменяет эпюру изгибающих моментов по лонжерону (рис. 2.2,в), Изгибающий момент в точке Д у борта фюзеляжа становится равным нулю. Нервюра, воспринимающая крутящий момент крыла, устанавливается в сечении АА. Подкос в точке В нагружается реакцией R_B от лонжерона и силой $R_{Bкр}$, приходящей с силовой нервюры (рис. 2.2,г). Так как подкос подходит перпендикулярно к оси фюзеляжа, то действующий по нему изгибающий момент замыкается через балку или силовой шпангоут фюзеляжа с изгибающим моментом, приходящим по подкосу второй консоли крыла. Нервюра СД полностью разгружается, и ее можно спокойно ослаблять для уборки стойки шасси (рис. 2.3). Силовой треугольник, образованный лонжероном и подкосом, обеспечивает благоприятные условия для крепления траверсы стойки шасси.



Рис. 2.3

Пример 2. Выбрать силовую схему треугольного крыла, обеспечивающую крепление и уборку в фюзеляж стойки шасси. Координаты положения стойки заданы (рис. 2.4,а). В данном случае рационально выбрать схему крыла с внутренними подкосами и одним передним лонжероном ДФ (рис. 2.4,б). Целесообразно выделить отсек крепления шасси (заштрихованная площадь) и ограничить его двумя подкосами. Этот отсек по нижней панели рассекается стойкой шасси при ее уборке, поэтому на изгиб и кручение он практически не работает. В результате крыло разбивается как бы на два крыла: одно – до отсека, второе – после отсека. Каждое из них мы должны состыковать с фюзеляжем минимум в трех точках (как это и показано на рис. 2.4,б, цифрами 1 и 2, указывающими на количество связей). Тогда в функцию отсека BCGF входит только восприятие воздушной нагрузки и передача ее на обе работающие части крыла. Если есть необходимость и позволяет конструкция фюзеляжа, то отсек крыла ABFE можно выполнить и кессонным, обеспечив его стыковку по контуру.

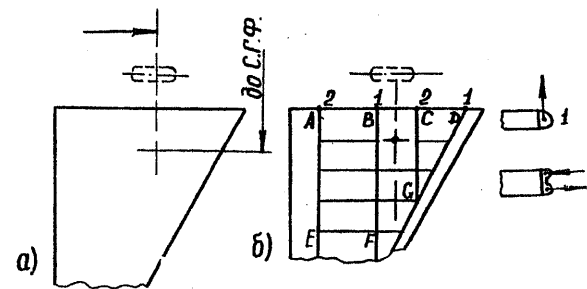


Рис. 2.4

Приведенные примеры показывают только направление, по которому может идти конструктор при выборе силовой схемы крыла. Помимо приведенных ограничений на силовую схему крыла и расположение его продольных элементов будет также влиять вид механизации крыла, расположение на крыле двигателей, разных подвесок и т.п.

Окончательный анализ силовой схемы крыла будет базироваться на его расчетных данных, обуславливающих массу конструкции. Поэтому процесс конструирования должен сопровождаться проектировочным расчетом элементов крыла с целью определения их потребных сечений. На этом этапе на помощь конструктору приходят ЭВМ, позволяющие в достаточно короткое время просмотреть большое количество вариантов. В имеющихся в этом направлении работах даются разные методы поиска оптимальных конструкций крыла. Большинство из них сводится к оптимизации выбранной конструктивно-силовой схемы.

Наиболее распространенный в настоящее время метод расчета силовых конструкций на ЭВМ — это метод конечного элемента (МКЭ). Но для расчета по МКЭ необходимо предварительно, в первом приближении, определить потребные сечения силовых элементов конструкции. Для этого требуется предварительно составить алгоритм проектировочного расчета крыла.

§ 2. Алгоритм проектировочного расчета крыла

Проектировочный расчет проводим для прямого крыла, начиная с некоторого расстояния от места заделки, т.е. без учета ее влияния. Для двухлонжеронного крыла это расстояние примерно равно ширине межлонжеронной части B (рис. 2.5). Для стреловидного крыла расчет проводим без рассмотрения корневого треугольника. Для общности считаем, что крыло может быть как лонжеронным, так и кессонным со слабыми лонжеронами и моноблочным со стенками без мощных поясов. Принимаем, что положение лонжеронов и стенок выявлено из компоновочных соображений, т.е. считаем их положение заданным. При проектировочном расчете пренебрегаем носовой и хвостовой частями крыла. Такое допущение приемлемо, так как носовая часть расположена близко к нейтральной оси и ее момент инерции мал. Хвостовая часть, как правило, вырезана под элероны или закрылки.

Рассмотрим работу отсека крыла. От действия изгибающего момента M в элементах верхней и нижней панелей крыла возникают осевые усилия. Сумма этих осевых усилий на плече H_{cp} создает пару сил, уравновешивающую момент в сечении. Приближенно принимаем, что

$$H_{cp} = \frac{H_1 + H_2}{2}.$$

Определяем силы, действующие на верхнюю и нижнюю панели:

$$N = \frac{M}{H_{cp}} = \frac{2M}{H_1 + H_2}.$$

Ищем потребные редуцированные площади панелей, способные воспринимать осевые силы:

$$F_{ред-} = \frac{N}{\sigma_{крп}} = \frac{M}{H_{cp} \sigma_{крп}},$$

где $F_{ред-}$ — редуцированная площадь сжатой панели; $\sigma_{крп}$ — критическое напряжение сжатого пояса.

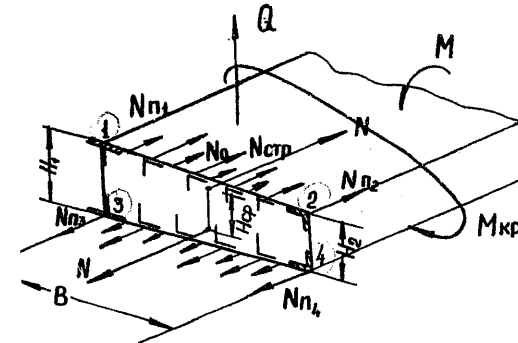


Рис. 2.5

Принимаем $\sigma_{крп} = \sigma_{вп}$. При этом выбор сечения пояса проводим из условия

$$\sigma_{крп} = \sigma_{вп} = \sigma_{крм},$$

где $\sigma_{крм}$ — напряжение местной потери устойчивости поясом;

$$F_{ред+} = \frac{M}{H_{cp} \cdot 0,9 \sigma_{вп}},$$

где $F_{ред+}$ — редуцированная площадь растянутой панели; коэффициент 0,9 учитывает ослабление сечения отверстиями под заклепки.

Вводим коэффициент α , характеризующий долю момента, воспринимаемого поясами:

$$\alpha_- = \frac{F_{пз-}}{F_{ред-}}; \quad \alpha_+ = \frac{F_{пз+}}{F_{ред+}},$$

где $F_{пз}$ — суммарная площадь поясов лонжерона сжатой или растянутой панели.

Изменяя α , меняем несущую способность лонжеронов: $\alpha = 0-1$. При $\alpha = 1$ весь изгибающий момент воспринимают лонжероны; при $\alpha = 0$ пояса отсутствуют, всю нагрузку несет панель.

Задавшись α , определяем площади поясов:

$$F_{п_{\Sigma\ominus}} = \alpha \cdot F_{ред\ominus}; \quad F_{п_1} = \frac{F_{п_{\Sigma}H_1}}{H_1 + H_2}; \quad F_{п_2} = F_{п_{\Sigma\ominus}} - F_{п_1}.$$

При наличии одного лонжерона $F_{п_{\Sigma}}$ является площадью этого лонжерона:

$$F_{п_{\Sigma+}} = \alpha_+ \cdot F_{ред+}; \quad F_{п_3} = \frac{F_{п_{\Sigma+}H_1}}{H_1 + H_2}; \quad F_{п_4} = F_{п_{\Sigma+}} - F_{п_3}.$$

Определяем параметры панелей.

Для сжатой панели вводим понятие приведенной толщины обшивки:

$$\delta_{пр\ominus} = \frac{F_{ред\ominus} \cdot (1 - \alpha_-)}{B \psi_{стр\ominus}},$$

где $\psi_{стр\ominus}$ - редуцированный коэффициент стрингера.

Эта толщина распределяется между обшивкой и стрингером:

$$\delta_{пр-} = \delta_0 \varphi_0 + \frac{f_-}{t_-}; \quad \varphi_0 = \frac{30 \delta_0 -}{t_-},$$

где t_- и f_- - шаг и площадь сжатых стрингеров; φ_0 - редуцированный коэффициент обшивки.

Принимаем

$$\sigma_{кр стр} = 0,7 \dots 0,9 \sigma_{кр п} = 0,7 \dots 0,9 \sigma_{в п},$$

тогда $\varphi_{стр} = 0,7 \dots 0,9$. Задаемся $t_- = 100 \dots 150$ мм. (Для кессонного крыла будем принимать наименьшее значение t_- .)
Задаемся толщиной обшивки

$$\delta_0 - = \frac{M_{кр}}{2BH_{ср} \sigma_{в}} \dots \frac{t_-}{30},$$

где первое значение соответствует толщине обшивки, потребной для восприятия крутящего момента (наименьшее), второе значение получается из условия $\sigma_{кр стр} = \sigma_{кр_0}$, т.е. $\varphi_0 = 1$; $\delta_0 - = \frac{t_-}{30}$ (толщина обшивки наибольшая).

Определяем $f_- = (\delta_{пр-} - \delta_0 - \cdot \varphi_0) t_-$.

По справочнику подбираем стрингер найденного сечения f_- , там же выписываем его момент инерции и радиус инерции i . Зная расстояние между нервюрами l , определяем гибкость $\frac{l}{i}$. По графикам в справочнике находим $\sigma_{кр стр}$ при заданной гибкости. Если $\sigma_{кр стр}$ не соответствует принятому, повторяем расчет, изменяя или t_- , или задаваясь другим значением $\sigma_{кр стр}$.

Для растянутой панели

$$\delta_{пр+} = \frac{F_{ред+} (1 - \alpha_+)}{B \psi_{стр+}}.$$

При $E_{п} = E_{стр} = E_0$ (где E - модуль упругости) принимаем

$$\psi_{стр+} = 1 \text{ и } \varphi_0 = 1;$$

$$\delta_{0+} = (0,55 \dots 0,7) \delta_{пр+};$$

$$f_+ = (0,3 \dots 0,45) \delta_{пр+} t_+.$$

выбираем $t_+ = t_-$.

Определяем по справочнику стрингер заданной площади f_+ .

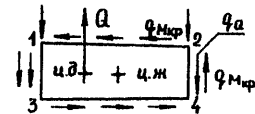
Определяем толщины стенок лонжеронов. Перерезывающую силу Q распределяем между стенками пропорционально жесткостям лонжеронов на изгиб:

$$Q = \frac{Q_i E_i J_i}{\sum E_i J_i}; \quad q_{q_i} = \frac{Q_i}{H_i};$$

$$q_{1-3} = \frac{QH_1^2}{H_1^2 + H_2^2}; \quad q_{2-4} = \frac{QH_2^2}{H_1^2 + H_2^2} = Q - q_{1-3};$$

$$q_{M_{кр}} = \frac{M_{кр}}{2BH_{ср}}; \quad q_{\Sigma} = q_a \pm q_{M_{кр}}.$$

Обычно центр жесткости расположен на дозвуковой скорости за центром давления (рис. 2.6). Поэтому



$$q_{\Sigma 1-3} = q_{a 1-3} + q_{M_{кр}};$$

$$q_{\Sigma 2-4} = q_{a 2-4} - q_{M_{кр}}.$$

Приняв $\tau_B = 0,6 \sigma_B$, получим $\delta_{ст i} = \frac{q_{\Sigma i}}{\tau_B} = \frac{q_{\Sigma i}}{\tau_B}$. Тогда

$$\delta_{ст 4-3} = \left(\frac{Q_{1-3}}{H_{1-3}} + q_{M_{кр}} \right) \frac{1}{\tau_B};$$

$$\delta_{ст 2-4} = \left(\frac{Q_{2-4}}{H_{2-4}} - q_{M_{кр}} \right) \frac{1}{\tau_B};$$

$$F_{ст i} = \delta_{ст i} H_{ст i},$$

где $\delta_{ст}$ - толщина стенки; $F_{ст}$ - площадь сечения стенки.

Можно проверить полученные толщины стенок на устойчивость при их работе на сдвиг. Критическое напряжение определяется выражением

$$\tau = \tau_B \frac{1 + V}{1 + V + \sqrt{V^2}};$$

где

$$V = \frac{\tau_B}{\tau_3}; \quad \tau_3 = \frac{0,9 k E}{\left(\frac{l}{\delta} \right)^2},$$

$k = 5,6 + \frac{3,8}{\left(\frac{a}{H_{cp}}\right)^2}$; a - расстояние между стойками, подкрепляющими стенку.

§ 3. Выбор конструктивно-силовых схем элементов лонжеронных крыльев

Выбор продольного набора крыла

Основными элементами продольного набора, воспринимающими 75...80% изгибающего момента, являются лонжероны крыла. При выборе количества лонжеронов учитываются следующие требования:

а) требование минимальной массы.

Лонжерон однолонжеронного крыла располагается в месте наибольшей строительной высоты (рис. 2.7,а) при $a = 30 \dots 45\% b$; задняя стенка на расстоянии $c = 65 \dots 75\% b$. До определенных строительных высот крыла и до определенных значений изгибающего момента M данное крыло будет выгодным в отношении массы, так как разнос массы пояса относительно нейтральной оси наибольший. Но при тонком крыле и больших нагрузках по-

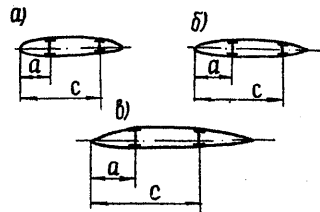


Рис. 2.7

требное сечение пояса чрезмерно увеличивается по толщине и расстояние между центром тяжести полков становится малым (рис. 2.7,б), весовое преимущество пропадает. Может оказаться более выгодным двухлонжеронное крыло (рис. 2.7,в), хотя лонжероны располагаются не в местах наибольшей относительной толщины, а на расстояниях $a = 15 \dots 25\% b$ и $c = 60 \dots 70\% b$. Наивыгоднейшее решение можно найти методом оптимизации с применением ЭВМ;

б) требования надежности и живучести.

С учетом этих требований выгоднее многолонжеронная конструкция, так как при выходе из строя одного лонжерона усилия перераспределяются между остальными и конструкция может продолжать нести нагрузки в режимах полета с незначительными перегрузками;

в) требования жесткости.

Как правило, выгоднее многолонжеронное крыло.

Выбрав на основании вышеизложенных и других соображений

количество лонжеронов крыла, переходим к проектировочному расчету. Задаемся материалом элементов конструкции продольного набора, определяем требуемые площади поясов лонжеронов, стрингеров, обшивки и стенок лонжерона. Расчет проводим для нескольких сечений крыла. По полученным данным строим зависимости требуемых величин площадей элементов по размаху консоли крыла. Например, $F_{л1} = f(Z)$, $F_{л2} = f(Z)$ и т.д., где Z - координата размаха консоли. На основании построенных кривых можно выбирать требуемые площади пояса для всех сечений крыла.

Имея подобные зависимости для всех элементов продольного набора, выбираем их конструктивное решение.

Конструктивное оформление элементов лонжерона

При выборе конструкции лонжерона стремятся в основном применять одностеночные конструкции, так как это выгоднее в весовом и технологическом отношении (рис. 2.8). Конструкция, приведенная на рис. 2.8,а, требует только одного заклепочного шва соединения пояса со стенкой. Конструкция, показанная на рис. 2.8,б, требует дополнительного соединения, что дает увеличение массы, кроме того, осложнен подход при клепке второй стенки.

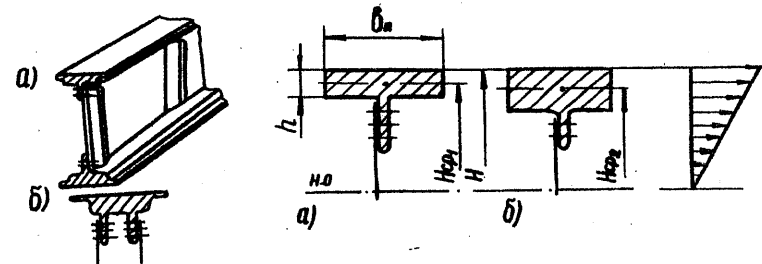


Рис. 2.8

Рис. 2.9

На выборе толщины пояса h необходимо учитывать, что чем толще пояс, тем больше неравномерность распределения напряжений (рис. 2.9) и тем хуже используется материал. При работе на изгиб только наиболее удаленные от нейтральной оси элементы пояса будут работать с напряжениями, равными σ_B . Чем больше толщина пояса, тем ближе к нейтральной оси располагается его масса и тем меньше используется его материал.

Последнее приводит к увеличению массы конструкции. Отсюда следует, что желательно делать пояс тоньше и шире, но в данном случае надо учитывать местную потерю устойчивости сжатым поясом, так как лапка пояса будет иметь местное критическое напряжение, определяемое выражением

$$\sigma_{крм} = \frac{0,9kE}{\left(\frac{b}{\delta}\right)^2} = \frac{0,9kE}{\left(\frac{1}{2} \frac{b_n}{h}\right)^2},$$

где $b = \frac{b_n}{2}$; $\delta = h$.

Соотношение $\frac{b_n}{2h}$ надо выбирать таким, чтобы $\sigma_{крм} = \sigma_B$.

Кроме того, ширина пояса будет лимитироваться кривизной профиля крыла, так как при чрезмерно широком поясе понадобятся дополнительные накладки по обводу во избежание нарушения качества поверхности крыла. При этом пояс опускается и расстояние его ц.т. от нейтральной оси уменьшается.

При проектировании пояса лонжерона необходимо учитывать его ослабление отверстиями под заклепки. Ослабление учитывается уменьшением несущей способности пояса на величину 0,9, т.е. $\sigma_{Bл} = 0,9 \sigma_B$. Но помимо ослабления пояса отверстия ухудшают также его усталостные характеристики за счет концентрации напряжений в районе отверстия. Поэтому

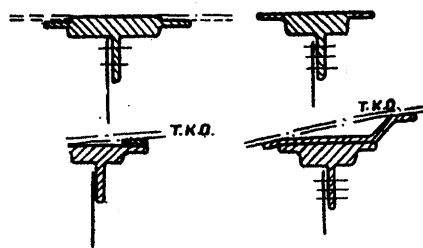


Рис. 2.10

рационально выполнять пояс с дополнительными усиками для его крепления с обшивкой (рис. 2.10). Наличие усиков может незначительно увеличить массу, но при этом сам пояс не ослабляется и работает до σ_B , кроме того, повышаются его усталостные характеристики. Необходимо предусмотреть изменение сечения пояса по размаху, а также малковку пояса в целях получения требуемого угла наклона к профилю без закручивания пояса. Лучше всего применять для этого заранее отштампованные или прокатанные профили переменного сечения и с переменной малкой. Можно выполнить лонжерон путем фрезерования исходного профиля по размаху. Но у поясов, изготовленных этим методом, несколько снижается прочность, так как при фрезеро-

вании нарушается структура. Кроме того, задиры, которые могут остаться после фрезерования, приводят к концентрации напряжений, что ухудшает усталостную прочность пояса.

В отдельных случаях для крыльев и оперения легких самолетов применяют сборную конструкцию пояса из нескольких элементов, которые удаляются по размаху. Но при этом сечение лонжеронов изменяется не плавно, а скачками, что отрицательно сказывается на усталостной прочности конструкции.

Выбор конструкции стрингеров

В конструкциях крыльев современных самолетов в качестве стрингеров применяются прессованные профили постоянного сечения по размаху. Типовые профили стрингеров имеют сечения, приведенные на рис. 2.11. Для лонжеронных крыльев чаще применяются профили типа приведенных на рис. 2.11, а, б, в. Недостатком таких профилей является склонность к закручиванию при потере устойчивости, что создает в обшивке незначительные изгибные деформации.

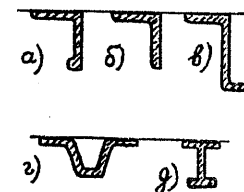


Рис. 2.11

В этом отношении выгоднее профили, главная ось инерции которых проходит через ось заклепочного шва, тогда стрингер не закручивается под осевой нагрузкой (рис. 2.11, г, д). Но такие профили редко используются в лонжеронном крыле, где не требуется большой несущей способности стрингерного набора. Они находят применение в кессонных крыльях. Закрытый профиль (рис. 2.11, г) имеет высокие характеристики устойчивости, его недостатками являются два ряда заклепочных швов, что утяжеляет конструкцию, а также то, что в полости бака кессона задерживается часть горючего. Изменять площадь сечения стрингеров вдоль размаха приходится скачками, путем уменьшения количества стрингеров в сечении. При этом надо стремиться постепенно уменьшать количество стрингеров в сечении, чтобы не было резкого перепада жесткостей.

Выбор конструкции стенки лонжерона

Потребная толщина стенки определяется при проекторочном расчете. При проектировании стенки необходимо учитывать, что она может разрушиться от чистого сдвига с напряжением $\tau = \tau_B = 0,6 \sigma_B$ и потерять устойчивость при

$$\tau_{кр} = \tau \frac{1+V}{7+V+\sqrt{V^2}}$$

где $V = \frac{\tau_B}{\tau_3}$, а для плоской стенки (рис. 2.12)

$$\tau_3 = \frac{0,9 KE}{\left(\frac{b}{\delta}\right)^2} \text{ при } k = 5,6 + \frac{3,8}{\left(\frac{a}{b}\right)^2}$$

При потере устойчивости в стенке вдоль волны возникает растягивающие напряжения, определяемые выражением

$$\sigma_{ст} = 2\tau \left(1 - \frac{\tau_{кр}}{\tau}\right).$$

Эти напряжения заставляют пояс лонжерона работать на поперечный изгиб, а стойку — на сжатие. Так как сжатый пояс при этом работает на продольно-поперечный изгиб, то допускать потерю устойчивости стенки нецелесообразно. Поэтому есть смысл за разрушающее напряжение стенки принять ее критические напряжения, т.е. считать, что $\tau \leq \tau_{кр}$.

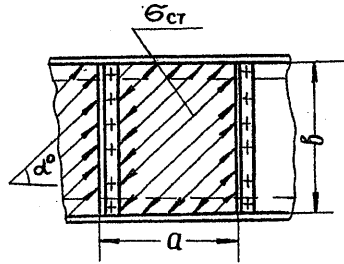


Рис. 2.12

При расчете заклепок крепления стенки лонжерона к поясу пользуются законом парности касательных напряжений. В продольном сечении стенки действуют те же усилия, что и в ее поперечном сечении. Тогда сила на одну заклепку крепления стенки будет

$$P_3 = \frac{qt}{n},$$

где q — погонное касательное усилие в стенке; t — шаг заклепок в ряду; n — число рядов.

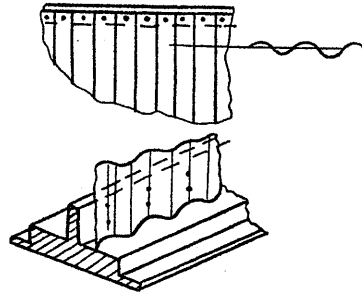


Рис. 2.13
ки (рис. 2.13) или заменять стенку фермой.

Проектирование конструкции нервюры

Нормальные нервюры сохраняют аэродинамическую форму профиля крыла и снимают с панели обшивки аэродинамическую нагрузку, передавая ее на стенки лонжеронов. Каждая нервюра берет нагрузку от полоски шириной ΔZ (рис. 2.14). Суммарная сила на нервюру будет

$$P_H = \frac{nG}{S} b_i \Delta Z,$$

где $\frac{G}{S}$ — нагрузка на 1 м^2 крыла; b_i — текущая хорда крыла.

Распределение нагрузки на нервюру по хорде крыла берется по нормам прочности или по кривым распределения давлений по верхней и нижней поверхностям крыла. При расчете на прочность нервюры рассматривается как балка, опертая на стенки и обшивку (рис. 2.15).

Практически эта задача статически неопределимая. При проектировочном расчете нервюры принимаем, что равнодействующая нагрузка P_H уравновешивается реакциями в стенках лонжерона пропорционально жесткостям лонжерона на изгиб:

$$\frac{R_1}{R_2} = \frac{E_1 J_1 l_2^3}{l_1^3 E_2 J_2}; \quad R_1 + R_2 = P_H,$$

где R_1 и R_2 — реакции в стенках лонжеронов; E и J — соответственно модуль упругости и момент инерции лонжерона; l — длина лонжерона.

При равных длинах и одинаковых материалах лонжеронов получаем

$$\frac{R_1}{R_2} = \frac{J_1}{J_2} = \frac{F_1 H_1^2}{F_2 H_2^2} \approx \frac{H_1^2}{H_2^2},$$

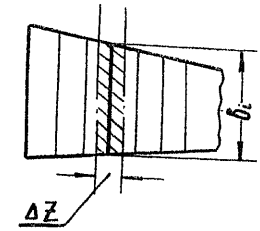


Рис. 2.14

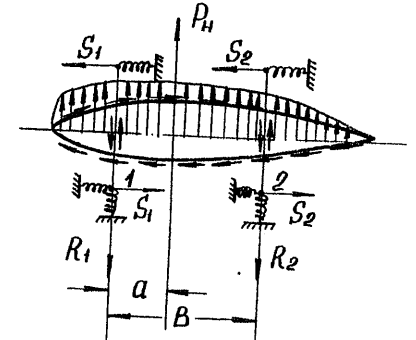


Рис. 2.15

где F - площадь пояса лонжерона; H - расстояние между центрами тяжести верхнего и нижнего поясов.

Если P_H не приложена в центре тяжести сечения, то возникает момент M_H , стремящийся повернуть нервюру. Этот момент в сечении уравнивается реакциями S_1 и S_2 , вызывающими поток касательных сил в обшивке и стенках лонжерона. Для крыла этот момент является крутящим моментом, для нервюры - изгибающим. Значение потока касательных сил определяется выражением

$$q_{кр_i} = \frac{M_{H_i}}{2\omega},$$

где ω - площадь контура.

По точной формуле момент между контурами распределяется в соответствии с выражением

$$M_{H_i} = M_H \frac{C_i}{\sum C},$$

где $C = \frac{4\omega^2}{\oint \frac{dt}{G\delta}}$.

При проектировочном расчете принимаем

$$M_I \cong \frac{M_H \omega_1^2}{\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2}, \quad M_I + M_{II} + M_{III} = M_H,$$

где M_I - момент по первому контуру; ω_1 - площадь первого контура.

Эти моменты вызовут потоки касательных сил в своих контурах. В связи с тем, что реакции R_1 и R_2 определены пропорционально жесткостям лонжеронов, дополнительно определять центр жесткости не требуется, так как момент относительно любой точки будет соответствовать моменту относительно ц.ж.

Момент относительно точки 1 будет

$$M_H = R_2 B - P_H a.$$

Определяем значения перерезывающих сил и моментов, действующих в сечениях нервюры от распределенной нагрузки и потока касательных сил.

Для контура I

$$Q_{x_I} = \int_0^{x_I} p dx + q_I H x_I,$$

где $H x_I$ - высота контура в сечении x_I ;

$$M_{x_I} = \int_0^{x_I} Q_{x_I}^{(P)} dx + 2\omega x_I q_I,$$

где $Q_{x_I}^{(P)}$ - перерезывающая сила только от внешней нагрузки; ωx_I - площадь контура I до сечения x_I (рис. 2.16).

Для контура II

$$Q_{x_{II}} = \int_0^{x_{II}} p dx - R_1 \pm q_{II} H x_{II},$$

где $H x_{II}$ - высота контура в сечении x_{II} (поток q_I перешел на стенку лонжерона и на контур II не действует);

$$M_{x_{II}} = \int_0^{x_{II}} Q_{x_{II}}^{(P)} dx - R_1 (x_{II} - c) + M_{H_I} \pm 2q_{II} \omega x_{II},$$

где $Q_{x_{II}}^{(P)}$ - перерезывающая сила в контуре II только от внешней нагрузки; M_{H_I} - полный момент, действующий на контур I; ωx_{II} - площадь контура II до сечения x_{II} .

Аналогично определяются Q_{III} и M_{III} для контура III. (Обычно этот контур отсутствует, так как он вырезан под элероны или закрылки.)

Необходимо учитывать, что для перерезывающей силы и изгибающего момента от действия M_H неприменимо правило об интегрировании эпюры (теорема Журавского-Шведлера), т.е.

$$\frac{dM_H}{dx} \neq Q_{M_H}.$$

В связи с этим целесообразно строить суммарные эпюры от действия внешних сил и момента M_H . Рациональнее построить отдельно эпюры от действия внешних сил, а при расчете сечений нервюры учитывать дополнительную нагрузку или разгрузку от действия M_H и сопутствующих ему q_i .

Эпюры Q и M от действия внешних сил и от действия потока q приведены на рис. 2.16.

Конструкция нормальных нервюр может быть балочной, ферменной и рамной. Из условия технологичности для облегчения сборки нервюры выполняется из нескольких частей с разъемами у стенок лонжерона и моментных стенок (рис. 2.17).

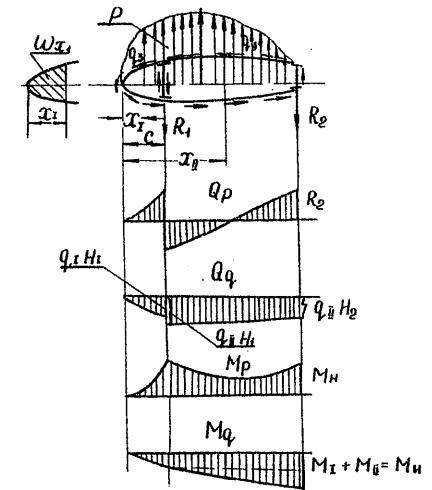


Рис. 2.16

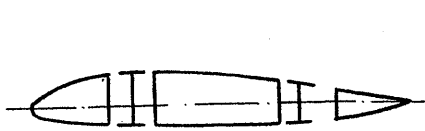


Рис. 2.17

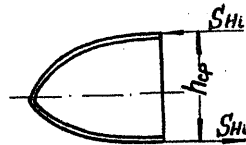


Рис. 2.18

В балочных и ферменных нервюрах изгибающий момент воспринимается поясами совместно с полоской обшивки, к которой крепится пояс. При проектировочном расчете нервюры сечение пояса можно подбирать по наибольшему моменту, действующему на нервюру (рис. 2.18):

$$S_{H_i} = \frac{M_i}{h_{cp}} ; F_{H_i} = \frac{S_{H_i}}{\sigma_B} ,$$

где S_{H_i} — осевое усилие в поясе нервюры; M_i — наибольший суммарный изгибающий момент i -й нервюры; $F_{H_i} = F_{п.н} + F_{об}$ — площадь пояса нервюры и полоски обшивки шириной, равной поясу.

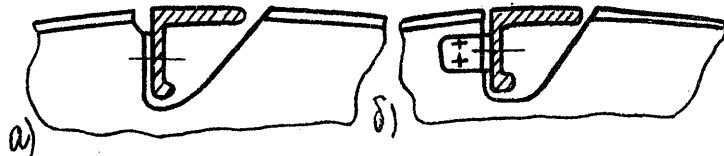


Рис. 2.19

Изгибающий момент по нормальной нервюре, как правило, незначителен. Благодаря этому можно не делать на нервюре отдельный пояс, а получать всю нервюру из материала одной толщины (для стенки и пояса) путем холодной штамповки из листового дюралевого сплава. Обычно в нормальных нервюрах производятся просечки для прохождения стрингеров (рис. 2.19). Просечки выполняются по ГОСТу. Соединение нервюры со стрингером осуществляется или отогнутым уголком нервюры (язычком), или дополнительным соединительным уголком. В месте, где прорезан пояс нервюры, изгибающий момент воспринимается пояском обшивки. Поэтому желательно обшивку утолщать в местах крепления нервюры; при этом учитывается также ослабление обшивки отверстиями под заклепки. Толщина стенки нервюры выбирается по наибольшей перерезывающей силе Q , действующей в плоскости нервюры:

$$\delta_{ст} = \frac{Q}{H_{cp} \tau_B} ,$$

где H_{cp} — высота стенки.

Так как перерезывающая сила по стенке нервюры переменная, а толщину нервюры $\delta_{ст}$ мы выполняем постоянной, то для облегчения конструкции можно убрать лишний материал, сделав отверстия облегчения (рис. 2.20). Для повышения жесткости стенки отверстия облегчения выполняют с отбортовками. Из условий технологии отбортовку выполняют в ту же сторону, что и пояс. При применении ферменной нервюры перерезывающая сила воспринимается элементами фермы. Крепление нервюры к стенке лонжерона или моментной стенке осуществляется уголком, приклепанным к стенке нервюры, или уголком, образованным отгибом стенки нервюры (рис. 2.21).

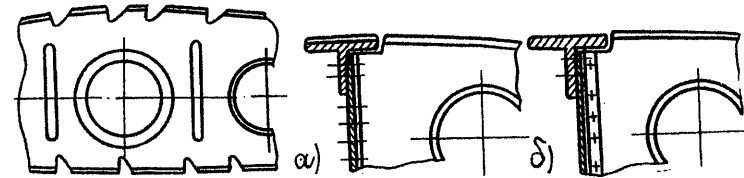


Рис. 2.20

Рис. 2.21

Расчет заклепок крепления нервюр к стенке лонжерона проводится с учетом передачи на стенку реакций R_i и касательных сил от потока $q_i H_i$. Так, для крепления к стенке первого лонжерона сила на заклепку определяется как

$$P_3 = \frac{R_1 \pm (q_1 - q_{II}) H_1}{n} ,$$

где n — число заклепок.

Усиленные нервюры, помимо сохранения аэродинамического контура и восприятия воздушной нагрузки, предназначены для восприятия больших сосредоточенных нагрузок от шасси, двигательных установок, баков, узлов подвески элеронов и закрылков и т.д. Кроме того, усиленные нервюры применяются для восприятия касательных сил с контура обшивки и передачи их или на другой контур, или в виде сосредоточенных сил в места крепления нервюры. Так как воздушная нагрузка значительно меньше действующих на нервюру сосредоточенных сил, то при проектировочных расчетах ею обычно пренебрегают.

Рассмотрим на примерах основные функции, выполняемые усиленными нервюрами.

Пример 1. Сечение по узлу подвески элерона (рис. 2.22). Нагрузка p с кронштейна подвески элерона через стенку нервюры распределяется между стенками лонжеронов пропорционально жесткости последних на изгиб:

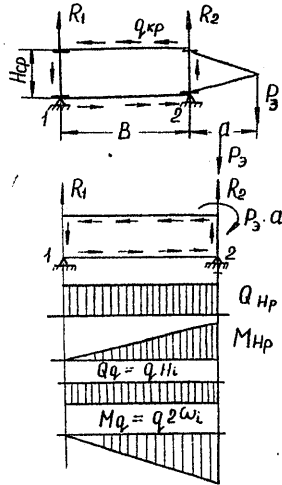


Рис. 2.22

Перерезывающая сила в сечении x стенки нервюры будет

$$Q_x = R_1 \pm q_{кр} H_x$$

Изгибающий момент

$$M_x = R_1 x \pm 2q_{кр} x \cdot H_{x\text{ср}}$$

где H_x - высота стенки в сечении x ; $H_{x\text{ср}}$ - средняя высота контура до сечения x .

Эпюры Q и M строим отдельно от действия внешних сил и от потока q . Для эпюры Q_p от внешних сил в опоре 2 имеем $Q_{p2} = R_1 + R_2 = P_3$.

Для эпюры M_p в опоре 2 момент равен $R_1 B + P_3 a$, где $P_3 a$ - момент в опоре от действия силы P_3 на плече a .

Эпюра Q_q от потока повторяет конфигурацию нервюры, так как $Q_q = q_{кр} \cdot H_i$.

Эпюра M_q в опоре 2 имеет ординату:

$$M_{q2} = q_{кр} \cdot 2\omega = R_1 B + P_3 a$$

Суммарный момент в опоре 2 от внешних сил и потока равен нулю:

$$M_{p2} + M_{q2} = 0$$

$$\frac{R_1}{R_2} = \frac{E_1 J_1}{E_2 J_2} \quad (\text{считаем длины лонжеронов одинаковыми}); R_1 + R_2 = P_3$$

Изгибающий момент кронштейна $P_3 \cdot a$ добавляется к моменту $R_1 B$, воспринимается поясами нервюр и передается на обшивку в виде потока погонных касательных сил, трансформируясь в крутящий момент для крыла:

$$M_{кр} = P_3 a + R_1 B$$

Поток погонных касательных сил определится выражением

$$q_{кр} = \frac{M_{кр}}{2\omega} \approx \frac{M_{кр}}{2BH_{ср}}$$

где H - средняя высота контура.

Пример 2. Сечение по излому продольного набора крыла (рис. 2.23). В местах излома элементов продольного набора необходима усиленная нервюра. Это наглядно видно при анализе сил, действующих в соединении А. В месте излома продольное усилие N_1 раскладывается на два направления: на силу N_2 , загружающую продольный элемент 2, и силу S , воспринимаемую нервюрой. Силы S стремятся повернуть нервюру и уравновешиваются потоком касательных сил по контуру замкнутого сечения (рис. 2.23,б).

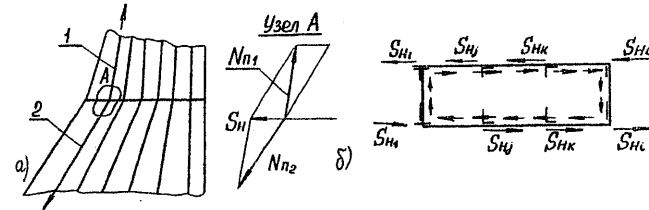


Рис. 2.23

Пример 3. Рассмотрим сечение крыла, в котором меняется контур, работающий на кручение (рис. 2.24). В этом сечении требуется усиленная нервюра. Последняя собирает касательные усилия q_1 с большого контура и, работая на изгиб, передает их в виде потока q_2 на меньший контур. При этом

$$\frac{q_1}{q_2} = \frac{F_2}{F_1}$$

где F - площадь контура.

Пример 4. Бортовая нервюра крыла собирает крутящий момент с обшивки в виде погонных касательных сил $q_{кр}$ и, работая на срез и изгиб, передает крутящий момент в виде пары сил на стыковые узлы крыла (рис. 2.25):

$$q_{кр} = \frac{M_{кр}}{2\omega} = \frac{M_{кр}}{2BH_{ср}}$$

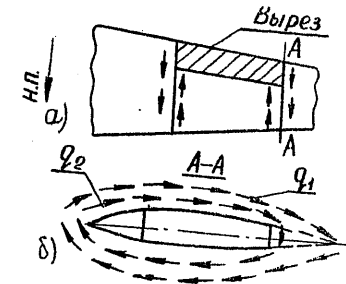


Рис. 2.24

Если не учитывать работу хвостика и носика крыла, то

$$Q_{кр} = \frac{M_{кр}}{B}$$

При нервюре постоянной высоты $M_{изг} = 0$.

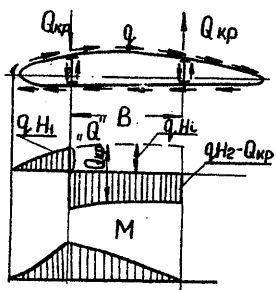


Рис. 2.25

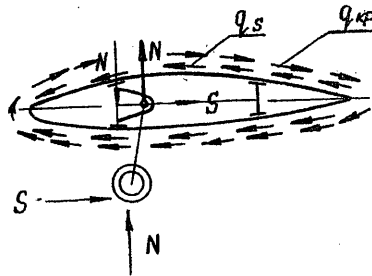


Рис. 2.26

Пример 5. В местах передачи на крыло больших сосредоточенных лобовых сил (крепление шасси, двигателя и др.) требуется обязательно одна или две усиленные нервюры (рис. 2.26). Эти нервюры воспринимают сосредоточенную силу и передают ее в виде касательных усилий на обшивку.

Конструктивно усиленные нервюры могут быть балочной, ферменной и рамной схем. В отличие от нормальных нервюр, пояса усиленных обычно выполняют в виде отдельного профиля, соединяемого со стенкой заклепками или точечной сваркой. Сечения поясов нервюр при проектировочном расчете можно определять по наибольшему моменту, изгибающему нервюру.

Нервюры, несущие большие нагрузки, желательно выполнять без просечек для стрингеров, разрезая и перестыковывая стрингеры у нервюры или при помощи накладки между обшивкой и нервюрой (рис. 2.27, а), или при помощи фитингов (рис. 2.27, б). Если из условий работы конструкции, а также по технологическим соображениям пояс усиленной нервюры прорезается отверстиями под стрингеры, то для компенсации выреза место просечки усиливается (рис. 2.28).

Усиление может осуществляться в виде дополнительного пояса-уголка (рис. 2.28, а, б), устанавливаемого параллельно основному. Возможно применение усиливающих накладок (рис. 2.28 в), устанавливаемых на нервюре в зоне просечки.

Стенки усиленных нервюр воспринимают большие перерезывающие силы, и поэтому их обычно приходится выполнять без отверстий

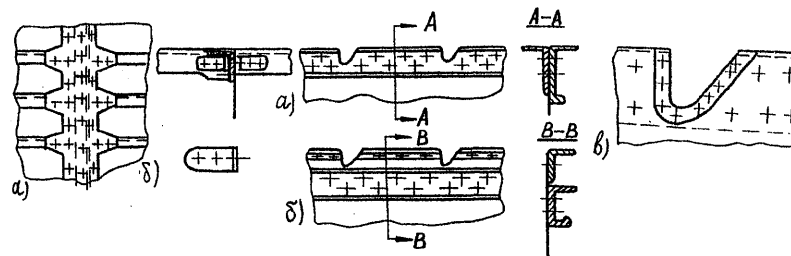


Рис. 2.27

Рис. 2.28

облегчения. Для повышения устойчивости стенки при работе на сдвиг на ее поверхности наносят рифты или приклепывают дополнительные уголко-вые профили-стойки (рис. 2.29).

Расстояние между нервюрами целесообразно выбирать из условия обеспечения устойчивости панели обшивки, подкрепленной стрингерами. Для получения панели минимальной массы при проектировочном расчете необходимо обеспечить условие

$$\sigma_{кр обш} = \sigma_{кр м}$$

где $\sigma_{кр обш} = \frac{c \pi^2 E}{(\frac{\Delta Z}{i})^2}$, ΔZ - расстояние между нервюрами; $i = \sqrt{\frac{J_{стр+обш}}{F_{стр}}}$ - радиус инерции, $J_{стр+обш}$ - момент инерции стрингера с присоединенной обшивкой;

$$\sigma_{кр м} = \frac{0,9 k E}{(\frac{b}{\delta})^2}$$

где b - наибольшее значение из величин b_1 и b_2 (рис. 2.30); k - коэффициент, учитывающий опорные условия; для стенки со свободным краем $k = 0,45$; δ - толщина лапки стрингера.

Окончательно получаем

$$\Delta Z = \pi i \sqrt{\frac{c E}{\sigma_{кр м}}}$$

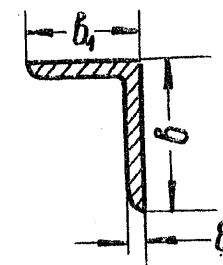


Рис. 2.30

§ 4. Особенности конструирования моноблочных и кессонных крыльев

При уменьшении относительных толщин, а следовательно, и строительных высот крыла возрастают площади сечения, потребные для восприятия изгибающих моментов. С целью более эффективного использования материала желательнее более равномерное его распределение по периметру сечения. Уменьшение рабочего на кручение контура, рост действующих на поверхности скоростных напоров, а также необходимость обеспечения достаточной местной устойчивости при сжатии требуют увеличения толщины обшивки и более частого стрингерного подкрепления. Все это приводит, в случае стыка по контуру и организации центроплана внутри фюзеляжа, к применению моноблочной или кессонной схем крыла. По сравнению с чисто лонжеронной эти схемы имеют преимущества как в отношении живучести, так и в отношении жесткости. Масса моноблочных и кессонных крыльев также меньше, чем в чисто лонжеронных, так как у них в восприятии изгиба участвуют и лонжероны и панели обшивки. По компоновочным соображениям, как показывает практика, трудно применить подобные схемы крыльев на легких скоростных самолетах со средним расположением крыла. В то же время на пассажирских самолетах моноблочные и кессонные крылья широко применяются. При этом кессонная часть крыла с успехом используется для организации в ней герметизированных баков-отсеков кессонов, заполненных топливом. Это позволяет значительно увеличить объем топливных емкостей на самолете при сравнительно малой толщине крыла.

В процессе проектирования крыла пассажирского самолета, помимо расчета на статическую прочность, должны быть проведены и другие расчеты: оптимизация по массе и по экономическим показателям, расчет выносливости силового набора и основных нагруженных узлов, определение соответствия схемы и типа конструкции требованиям безопасного разрушения. Все эти расчеты должны быть проведены в самом начале создания конструкции, так как заложенные в ней принципы в дальнейшем не могут быть скорректированы. Без создания программы для ЭВМ выполнить такой объем расчетов практически невозможно. Проектирование на высокий ресурс неизбежно вызывает увеличение массы конструкции; так как требует некоторого снижения расчетного напряжения в зоне силового набора крыла. Для создания конструкции с приемлемой массой необходимо мобилизовать все резервы для ее снижения. Одним из таких резервов является устранение лишних разрезов и стыков. Даже при расчете только на од-

ну статическую прочность разъемы и стыки вызывают значительное увеличение массы, при расчете же на ресурс это увеличение становится еще большим, поскольку любой стык является критическим местом и сделать его равнонадежным регулярно-полотну без значительного увеличения массы невозможно. Проведенные расчеты показали, что для самолета массой 150 200 т отказ от эксплуатационных разрезов и уменьшение количества технологических стыков поперечного набора (с оставлением одного у борта фюзеляжа) дают экономию массы крыла в несколько сотен килограммов. Конструктор не должен пренебрегать таким резервом облегчения конструкции. Для уменьшения разрезов крыло при виде в плане не должно иметь изломов (кроме борта фюзеляжа для стреловидного крыла). Габариты полуфабрикатов не должны требовать членения силового набора, все должно быть рассчитано на применение целых полуфабрикатов длиной до 30 м и более.

Выбор продольного набора моноблочных и кессонных крыльев

В самолетостроении существует две тенденции в создании конструкции крыла, а именно:

1. Конструкция делается с двумя лонжеронами (или стенками) с расположенным между ними кессоном (рис. 2.31,а). В этом случае повышение усталостной прочности и соответственно живучести конструкции достигается путем снижения напряжений в силовых элементах. По такой схеме выполнено большинство крыльев отечественных пассажирских самолетов.

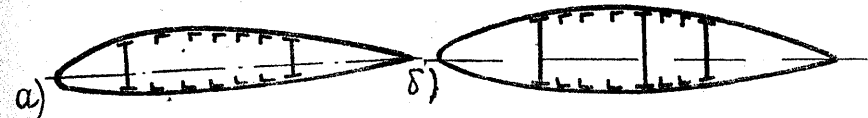


Рис. 2.31

2. Конструкция делается многолонжеронной (три и более) с кессоном, состоящим из двух или более контуров (рис. 2.31,б). В этом случае при выходе из строя одного силового элемента (лонжерона) частично нарушается работа только одного контура. Повышение живучести конструкции второго типа достигается за счет дополнительной массы третьего лонжерона. Но так как разрушение среднего лонжерона можно обнаружить только при капитальном ремонте, то для удовлетворения принципа "конструкция повышенной живучести" крыло необходимо рассчитывать на 100%-ную прочность без учета среднего лонжерона. Это также

увеличивает массу многолонжеронной конструкции. Если эквивалентное увеличение массы допустить в двухлонжеронном кессоне, то это позволит снизить рабочие напряжения в основных силовых элементах и тем самым значительно уменьшить опасность усталостного разрушения. Для двухлонжеронной схемы передний лонжерон располагается на 15...25% хорды крыла. Наличие переднего крылка, а иногда и соображения компоновки центроплана определяют точное расположение переднего лонжерона. Положение заднего лонжерона определяется условием крепления элеронов и закрылков и соответствует 65...75% хорды. Окончательная ширина кессона и соответственно положение его лонжеронов часто диктуются возможностями компоновки центральной части кессона в фюзеляже. При выборе положения промежуточного третьего лонжерона в многолонжеронном кессоне необходимо учитывать обеспечение живучести конструкции при разрушении одного из лонжеронов. Так как в стреловидном крыле наиболее нагружен задний лонжерон, то значительную опасность представляет его разрушение. В этом случае его должен заменить третий лонжерон. Помимо восприятия изгибающего момента необходимо предусмотреть работу на сдвиг от кручения. При выходе из строя заднего лонжерона резко уменьшается контур, воспринимающий крутящий момент, растет напряженность конструкций по сдвигу. Поэтому желательно располагать средний лонжерон ближе к заднему, увеличивая работающий на кручение контур.

Проектирование конструкции панелей кессона

При проектировании конструкции панелей кессона помимо решения вопроса статической прочности, минимальной массы, экономичности и долговечности необходимо также решать задачу обеспечения герметичности топливных отсеков. Выбор типа панелей будет обуславливаться рядом факторов:

– из соображений простоты, обеспечения герметизации и высокого качества поверхности выгодны монолитные и сотовые панели, не имеющие продольных швов крепления набора, а также клеесварные и клееклепаные панели. Применение монолитных оребренных прессованных панелей, отработанных механически, дает значительную экономию массы за счет использования полуфабрикатов с более высокими механическими показателями, а также за счет уменьшения ослаблений отверстиями и отсутствия крепежа. При этом снижается трудоемкость изготовления за счет уменьшения количества сборочно-клепальных работ; если возникает трещина, то она распространяется по всей панели;

– из соображений повышения усталостной прочности и надежности выгоднее клепаные панели, особенно сборно-монолитного типа, в которых механически обработанные стрингеры крепятся к панелям, изготовленным из крупногабаритных катаных плит. Панели обработаны вдоль и поперек размаха и имеют утолщения для крепления стрингеров, лонжеронов и в местах восприятия сосредоточенных сил. По общему ресурсу эти панели примерно одинаковы с монолитными, но имеют преимущества с точки зрения требований безопасности при частичном разрушении, что объясняется их большой расчлененностью. Для создания того же уровня безопасности у монолитных панелей должно быть выполнено большое количество продольных швов, т.е. сами панели должны быть узкими.

Недостатком монолитно-сборных панелей является большой объем крепежных деталей и большое количество отверстий для них. Это затрудняет герметизацию и требует дополнительных мер для снижения концентрации напряжений у отверстия. В то же время наличие заклепочных швов является своего рода ограничителем трещин. Трещина доходит только до линии заклепок, ее ограничителем является даже цельный материал на линии заклепок (рис. 2.32);

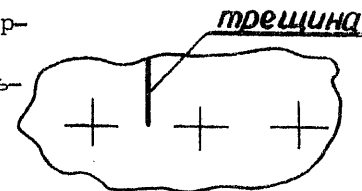


Рис. 2.32

– для конструкций, работающих в условиях высоких температур, выгодно применять сварные или паяные панели с сотовым или гофрированным заполнителем. В таких панелях нет сосредоточенных масс, а следовательно, прогрев их будет более равномерным.

Материал для панелей выбирается на основании главного требования ресурс-масса. Для нижних поверхностей крыльев наиболее целесообразно применять Д16Т, малочувствительный к концентрации напряжений и внутренним напряжениям, возникающим при сборке. Вопрос о материале для верхних панелей должен решаться для каждого самолета отдельно в зависимости от его схемы и условий эксплуатации, определяющих величину и повторяемость нагружения верхней панели растягивающими и сжимающими нагрузками.

Многие отечественные и зарубежные фирмы используют высокопрочный сплав на алюминий-цинковой основе (в СССР-В95). Применение этого сплава, имеющего σ_B и $\sigma_{0,2}$ на 20% выше, чем Д16Т, дает при расчете на статическую прочность значительную экономию в массе и должно быть согласовано с требо-

ваниями ресурса, так как показатели выносливости и характеристики живучести В95 значительно ниже, чем у Д16Т. Сплав В95 может быть использован для верхней поверхности крыла в том случае, если не снизит общий ресурс самолета.

Практически весь запас топлива пассажирского самолета размещается в крыле. Для обеспечения герметизации все стыковые швы бака кессона выполняются двухрядными и в них вводятся герметизирующие прокладки. Все разъемные соединения должны проводиться болтами высокой герметичности, имеющими уплотнения под головкой и гайкой. Обычно этого было недостаточно и все баки кессоны подвергались последующей обработке жидким герметиком УТ-30М, что давало значительное увеличение массы. В настоящее время пытаются добиться герметизации за счет специального крепежа (стержневые заклепки, ПЗГ и др.), позволяющего отказаться частично от применения герметизирующих материалов. Но необходимо применение еще специальных грунтов, защищающих внутреннюю поверхность бака-кессона от коррозионного воздействия топлива.

Особенность конструирования нервюр для моноблочных и кессонных крыльев

В связи с частым стрингерным подкреплением кессонных крыльев нецелесообразно доводить нормальные нервюры до обшивки. Обычно их выполняют меньшей строительной высоты и крепят к обшивке через стрингеры или специальными фитингами (рис. 2.33). Конструкция, изображенная на рис. 2.33,а, нерациональна, так как стрингер подвергается закручиванию при передаче касательных сил с нервюры на обшивку. В конструкции, изображенной на рис. 2.33,б, важно так расположить фитинги, чтобы заклепки при основных расчетных случаях крыла не работали на отрыв при передаче потока касательных сил (т.е. надо учитывать основное направление крутящего момента). На рис. 2.33,в показана наиболее целесообразная с точки зрения работы стрингера конструкция, но обладающая большей массой. На рис. 2.33,г приведен фитинг, соединяющий нервюру со стрингером и обшивкой. Стрингер в данной конструкции работает в лучших условиях. Усиленные нервюры доводятся, как правило, до обшивки. Усиленные нервюры, ограничивающие бак-отсек, испытывают большие нагрузки от давления в баке и от гидравлических ударов топлива при эволюциях самолета. Поэтому их стенки должны выполняться утолщенными с дополнительными подкрепляющими элементами. Пояса этих нервюр выполняются цельными. В клепаных конструкциях стрингеры перестыковываются около нервюры при помощи

40

дополнительных фитингов или на накладке (см.рис. 2.27). В монолитных панелях в местах крепления силовых нервюр стрингеры подрезаются и перестыковываются фитингами через нервюру.

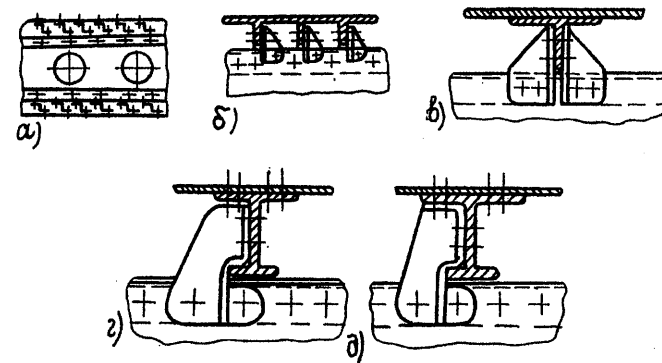


Рис. 2.33

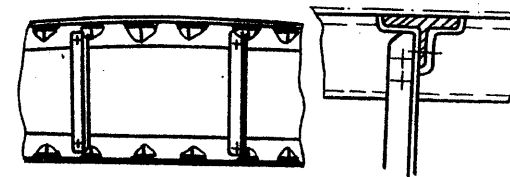


Рис. 2.34

Если из-за малой строительной высоты крыла оказывается нецелесообразным снижение высоты нервюр, то их выполняют поясковой конструкции. В этом случае пояса нервюр заранее устанавливают на панели совместно со стрингерами. При сборке пояса нервюр стягиваются вертикальными стойками (рис. 2.34), иначе нервюры работали бы как рамные, что значительно увеличило бы их массу.

Стыковые соединения панелей кессонных и моноблочных крыльев

Так как панели моноблочных и кессонных крыльев работают на нормальные и касательные напряжения от изгиба, сдвига и кручения, то очень важным конструктивным фактором при их

проектировании является создание фитингов, передающих в местах разъема усилия. Обычно при этом возникает значительный эксцентриситет в передаче усилий. Это требует дополнительного местного увеличения толщины материала для уменьшения влияния концентрации напряжений за счет снижения общего уровня напряжений в материале. Чаще всего эти соединения осуш ствля- ются в виде так называемых стыковых фитингов (рис. 2.35).

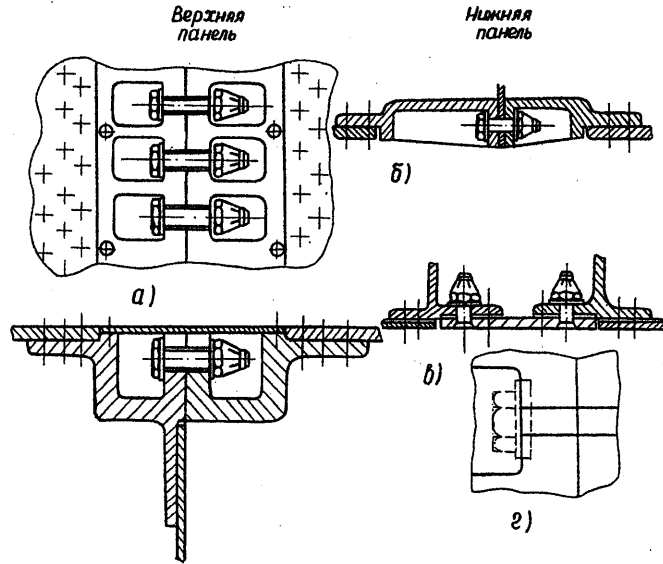


Рис. 2.35

При этом для сжатой панели (рис. 2.35,а) соединение рассчиты- вается на передачу сжимающих сил упором фланцев стыкуемых частей. Болты верхнего фитинга должны обеспечить затяжку сты- ка для передачи части крутящего момента силами трения флян- цев и прочность на отрыв при 50%-ном нагружении для случая обратной перегрузки D . Болты вставляются в вертикальные прорези в проушинах; их выпадение при тряске и при ослаблении затяжки предотвращается шайбами, утопленными в тело проуши- ны, как изображено на рис. 2.35,д. Стык нижних панелей долж- жен обеспечить передачу 100%-ной растягивающей нагрузки и может быть осуществлен в виде фитинга, приведенного на рис. 2.35,б, или ленты (рис. 2.35,в). Стык с лентой для рас- тянутой панели выгоднее, так как в нем нет такого эксцентри- ситета, как в соединении, показанном на рис. 2.35,б, что осо-

бо важно для повышения усталостной прочности и ресурса рас- тянутой панели. Поверхность стыка закрывается лентой, уста- навливаемой на винтах. Лонжероны кессонных крыльев стыкуют- ся стыковыми ушками, как и в лонжеронных. Большая часть кру- тящего момента собирается бортовой нервюрой и передается на стыковые узлы лонжеронов в виде пары сил, добавляющихся к передаваемой узлами перерезывающей силе или отнимающихся от нее.

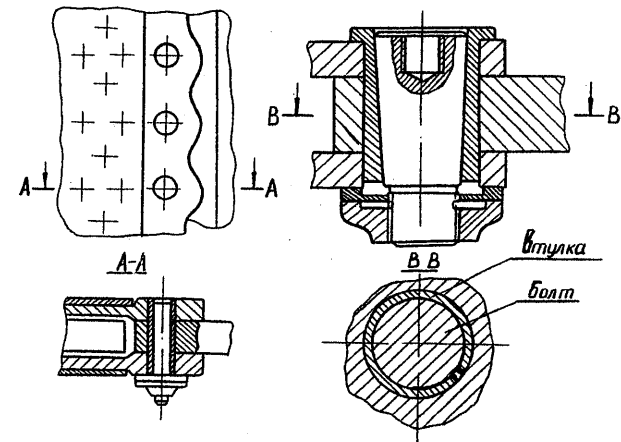


Рис. 2.36

При стыковке панелей кессонных крыльев возможно также применение стыковых фитингов с болтами, работающими на срез, но такие соединения требуют классной посадки, что ослож- няет технологию производ- ства и обеспечение взаимоза- менности. В данном случае можно применить конусные болты с разрезными втулка- ми с внутренним конусом (рис. 2.36), в которых по- садка обеспечивается за счет затяжки болта и рас- крытия при этом втулки. При стыке между собой неболь- ших панелей возможно соеди- нение шомполом (рис. 2.37).

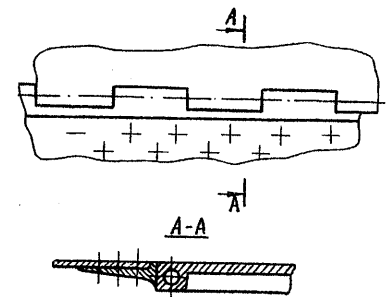


Рис. 2.37

Глава 3. КОНСТРУИРОВАНИЕ ОПЕРЕНИЯ

§ 1. Конструирование киля и стабилизатора

Все изложенные принципы проектирования конструкции крыла и его элементов полностью применимы к конструированию стабилизатора и киля. Поскольку, кроме основных переменных нагрузок от маневров и воздушных порывов оперение подвергается еще и воздействию дополнительных переменных нагрузок от выпуска закрылков, шасси, тормозных щитков, изменения режимов работы двигателя, конструктор должен более внимательно относиться к обеспечению его усталостной прочности.

Особенностью киля и стабилизатора, накладывающей определенный отпечаток на их конструкцию, является значительное нагружение их заднего лонжерона (или стенки) сосредоточенными силами в узлах подвески рулей. В соответствии с распределением давлений по хорде, задаваемым нормами прочности, задняя часть нагружена больше, чем передняя (рис. 3.1).

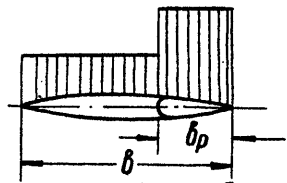


Рис. 3.1

Конструктивно силовые схемы киля и стабилизатора выбираются как из условия компоновки самого оперения, так и из условия его увязки с компоновкой фюзеляжа. Технологически выгодно, чтобы конструктивно киль и стабилизатор были идентичны с крылом. По силовой увязке с фюзеляжем киль несколько отличается от крыла и стабилизатора. Изгибающий момент, действующий на консоли крыла и стабилизатора, замыкается на центроплане и не передается на фюзеляж. Изгибающий момент, действующий на киль, передается на фюзеляж, вызывая в нем кручение и изгиб. Наличие дополнительных нижних килей несколько уменьшает суммарный момент, действующий на фюзеляж. На большинстве даже нескоростных самолетов киль выполняется стреловидной формы, что объясняется стремлением увеличить расстояние его центра давления от центра тяжести самолета (L_{B_0}). Это несколько увеличивает массу киля, но снижает массу фюзеляжа за счет уменьшения действующего на него крутящего момента (так как центр давления киля снижается). Переднюю часть киля — так называемый форкиль — из-за его криволинейности целесообразно выполнять заодно с фюзеляжем легкой конструкции и соединять с основным килем на винтах при окончательной сборке. Отдельные конструктивно-силовые схемы киля

представлены на рис. 3.2. Конструктивно киль может быть как лонжеронной, так и кессонной конструкции. В отдельных случаях в его объеме располагается бак-кессон. На рис. 3.2,а и б приведены лонжеронные схемы, на рис. 3.2,в — лонжеронная схема с внутренним подкосом. Для схемы, показанной на рис. 3.2,а, характерна значительная дополнительная нагрузка на бортовую нервюру, вызванная моментом M_2 , возникающим за счет стреловидности киля в зоне крепления его лонжерона к шпангоуту, способному воспринять только момент M_1 , действующий в его плоскости. В схеме, изображенной на рис. 3.2,б, изгибающий момент с лонжерона киля передается на косоу шпангоут, являющийся как бы продолжением лонжерона. В этой схеме бортовая нервюра воспринимает только крутящий момент киля и передает его на стыковые узлы. Но технологически косоу шпангоут нецелесообразен, так как его установка вызывает ряд трудностей. На рис. 3.2,в приведена схема с внутренним подкосом, подходящим перпендикулярно к оси фюзеляжа и передающим весь изгибающий момент киля на обычный усиленный шпангоут фюзеляжа. При большой хорде киля в его носовой части устанавливается дополнительная стенка, к которой односторонне крепится съемный носок, выполненный из отформованной обшивки, подкрепленной легкими мембранами (рис. 3.2,г). В носке обычно располагается антиобледенитель.

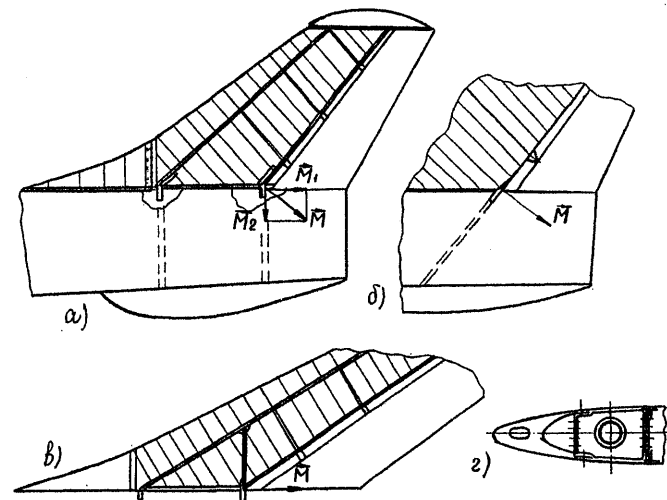


Рис. 3.2

§ 2. Конструирование рулей и элеронов

Рули и элероны, как правило, имеют однолонжеронную конструкцию чаще без промежуточных стенок и стрингеров (кроме концевой стрингера-законцовки). Воздушная нагрузка с обшивки передается на нервюры, упруго опертые на стенку лонжерона и обшивку. Нервюра, работая на изгиб как балка на упругих опорах (рис. 3.3,а), передает нагрузку P_H на стенку лонжерона (опора Д) и на обшивку (опоры А и В) в виде крутящего момента по рулю $\Delta M_{кр} = P_H c$. Момент воспринимается на контуре обшивки потоком погонных касательных сил $q_{кр}$. Лонжерон передает нагрузки с нервюр на узлы подвески (опоры 1,2,3), работая при этом на изгиб и срез (рис. 3.3,б). Для многоопорного неразрывного руля определение опорных реакций можно производить по уравнению трех моментов, пренебрегая при проектировочном расчете упругостью опор и переменной жесткостью на изгиб лонжерона.

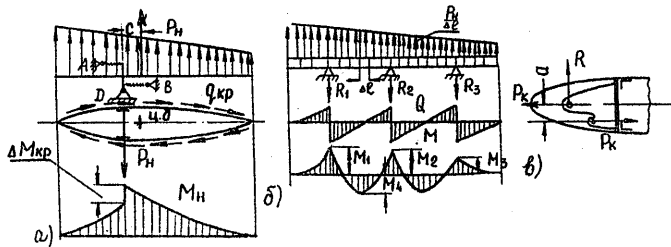


Рис. 3.3

Во избежание заклинивания рулей, а также для повышения надежности системы целесообразно разделение длинных рулей на ряд двухопорных секций с отдельным приводом каждой из них. Пояс лонжерона руля обычно выполняют постоянного сечения по размаху. Расчетным для пояса будет осевое усилие

$$N_{max} = \left(\frac{M}{h}\right)_{max}$$

где M – изгибающий момент; h – расстояние между центрами тяжести поясов. Определяющим в этом выражении будет момент, так как h меняется незначительно. Если этот момент намного превосходит моменты в других сечениях, то подобранный по нему пояс по размаху недоиспользуется, и, следовательно, в конструкцию будет заложена лишняя масса. Поэтому желательно подбирать расстояние между опорами из условия, чтобы $\frac{M_i}{h_i} = const$ по всем сечениям.

Тяга управления рулем подводится к "кабанчику" – кронштейну, установленному на лонжероне и силовой нервюре руля. Силовая нервюра "собирает" погонные усилия от крутящего момента, действующего на руль, и, работая на изгиб в своей плоскости, передает его в виде пары сил на две опоры, которыми являются узел подвески руля и тяга управления, подведенная к "кабанчику" (рис. 3.3,в). При этом $P_K = \frac{M_{ш}}{a}$, где P_K – усилие на тяге управления и на опоре подвески руля; $M_{ш} \approx M_{кр}$ – шарнирный момент руля. При проектировании узлов подвески руля необходимо учитывать составляющую P_K , которую они должны воспринимать одновременно с реакциями R_i .

Для руля направления часто применяется другая схема привода. Тяга управления в этом случае подводится к "кабанчику", установленному на трубе, закрепленной на нервюре в нижней части руля и опирающейся на подпятник в фюзеляже (рис. 3.4). Труба воспринимает от нервюры крутящий момент и передает его на привод руля, работая при этом на кручение и изгиб от силы P_K как балка на двух опорах.

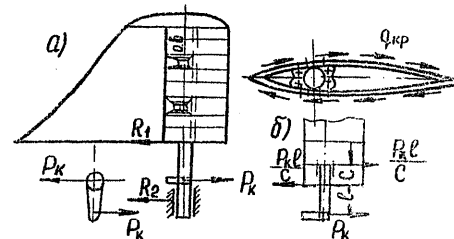


Рис. 3.4

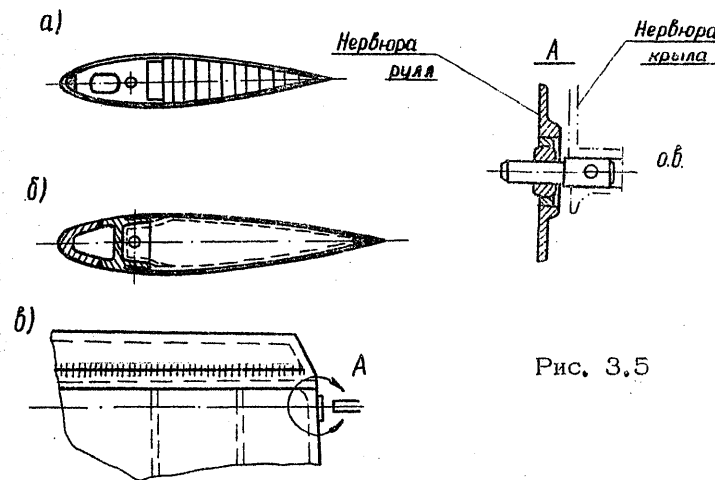


Рис. 3.5

При конструировании для предотвращения рулевого флаттера необходимо утяжелять носовую часть руля. Во избежание дополнительной массы от балансира желательно предусматривать весовую балансировку руля в процессе его конструирования, добиваясь, чтобы центр тяжести руля лежал на его оси вращения. Этого можно достигнуть или путем значительного облегчения хвостовой части руля, применяя в его конструкции пенопласт и соты (рис. 3.5,а), или образуя замкнутый контур в виде стального носка, передающего и воспринимающего все основные нагрузки (рис. 3.5,б), при этом основной силовой контур должен находиться впереди оси вращения. В первом случае носок контура прорезается в месте постановки узлов подвески (рис. 3.5,а), по границам выреза устанавливаются нервюры, обшивка уменьшенного контура δ_2 увеличивается по толщине (как показано заштрихованной площадью). Во втором случае прорезать носок нельзя и требуется постановка боковых опор на крайних нервюрах руля (рис. 3.5,в). Опоры выполняются в виде подшипника, смонтированного в нервюре стабилизатора или килля, и штыря (оси), установленного на нервюре руля и входящего при сборке во внутреннее кольцо подшипника.

§ 3. Особенность конструирования цельноповоротного оперения

Конструктивно-силовая схема цельноповоротного горизонтального оперения в значительной степени определяется положением и способом установки его

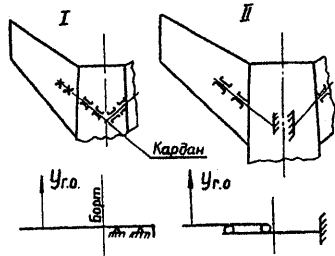


Рис. 3.6

и способом установки его оси вращения. В зависимости от расположения стабилизатора на фюзеляже и возможностей использования внутренних объемов последнего применяется два варианта решения (рис. 3.6, варианты 1 и II). В варианте 1 (рис. 3.6,а) ось жестко заделана в стабилизаторе и как бы является его продолжением. Опорами оси являются подшипники,

вмонтированные в силовые шпангоуты фюзеляжа. Привод осуществляется от качалки, закрепленной на оси, или на бортовой нервюре стабилизатора. В варианте II (рис. 3.6,б) ось заделана в фюзеляже. Подшипники устанавливаются в стабилизаторе. Качалка привода закрепляется на бортовой нервюре. Рассмотрим распределение на-

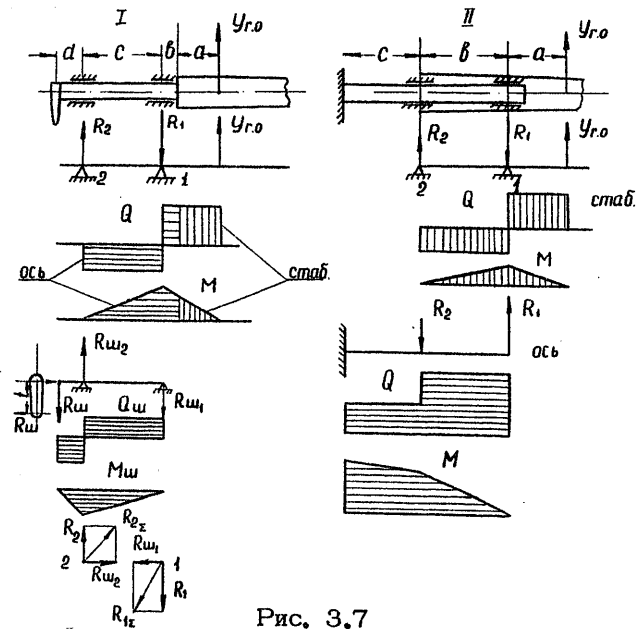


Рис. 3.7

грузок между осью и стабилизатором в вариантах I и II. Для упрощения распределенную нагрузку заменяем равнодействующей Y , приложенной в центре давления стабилизатора. Схема варианта I может быть представлена как балка на двух опорах (рис. 3.7). Опорные реакции являются радиальными нагрузками на подшипник и имеют вид

$$R_1 = -(Y_{r.o} + R_2); R_2 = \frac{Y_{r.o}(a+b)}{c}$$

От шарнирного момента ось догружается силой $P_{ш} = \frac{M_{ш}}{f}$. Реакции в опорах от этой силы дают дополнительную нагрузку на подшипники и догружают ось изгибом и срезом в горизонтальной плоскости. Подшипники надо подбирать на суммарную нагрузку $\bar{R}_z = \bar{R}_1 + \bar{R}_{ш1}$; $\bar{R}_{2z} = \bar{R}_2 + \bar{R}_{ш2}$. Опасным сечением при расчете на прочность оси будет сечение у первого подшипника, где на ось действуют:

перерезывающая сила $Q = Y$;

изгибающий момент $M = Y_{r.o}(a+b)$;

крутящий момент $M_{кр} = Y_{r.o} \cdot l$; $M_{кр} \approx M_{ш}$, здесь l — расстояние от центра давления до оси вращения.

Сечение оси подбирается от действия полной нагрузки по 3-й теории прочности. Для уменьшения потребного несущего сечения оси надо стремиться ставить первый подшипник как можно ближе к борту стабилизатора, уменьшая расстояние b , а следовательно, и изгибающий момент, действующий на ось.

Так как на всей длине от бортовой нервюры до качалки привода стабилизатора ось работает на кручение, то ее придется выполнять большого диаметра. Для облегчения оси качалку выгодно ставить ближе к борту стабилизатора или на бортовой нервюре, полностью разгружая ось от кручения. При этом помимо выигрыша в массе оси мы получаем еще выигрыш за счет уменьшения диаметра подшипника в опоре 2. В первом случае, при небольшой радиальной нагрузке, диаметр подшипника приходилось брать излишне большим из-за большого диаметра оси. В этом случае ось получается конической.

При постановке качалки на бортовой нервюре с целью разгрузки оси от кручения при расчете оси необходимо учитывать дополнительную силу, равную или $\frac{M_{ш}}{f}$, или $\frac{M_{ш}}{f}$ (в зависимости от направления подхода тяги управления к качалке), вызывающую догрузку оси срезом и изгибом, а также догрузку подшипников. При проектировании оси необходимо учитывать посадочные места под подшипники. Внешние обоймы подшипников запрессовываются в усиленных шпангоутах, на оси по внутренней обойме берется посадка $h8$. Для предотвращения смещения стабилизатора в продольном направлении в одной из опор необходимо ставить радиально-упорные подшипники или роликовые сферические, воспринимающие осевые усилия.

В силовой схеме варианта II стабилизатор устанавливается на подшипниках как на двух опорах. Ось, заделанная в фюзеляж, нагружается через подшипники нагрузками (рис. 3.7)

$$R_2 = Y \frac{a}{b} \quad \text{и} \quad R_1 = -(Y_{г.о} + R_2).$$

Кроме того, ось догружается реакцией от шарнирного момента, равной, в зависимости от подхода тяги к качалке управления, или $R_{ш} = \frac{M_{ш}}{f}$, или $R_{ш} = \frac{M_{ш}}{f}$. Реакция догружает подшипники и, передаваясь на ось, вызывает действующие на нее дополнительные перерезывающую силу и изгибающий момент.

Расчетным сечением для оси является место заделки ее в фюзеляже с нагрузками:

$$Q = Y_{г.о}; \quad M = Y_{г.о} (a + b + c); \quad Q_{ш} = \frac{M_{ш}}{f} \quad \text{или} \quad \frac{M_{ш}}{f}$$

и $M_{ш} = Q_{ш} c$ (если вся реакция $R_{ш}$ приходится на второй подшипник).

При выборе расстояния b между подшипниками руководствуемся следующими соображениями.

а) Изгибающий момент у бортовой нервюры $M_2 = Y_{г.о} (a + b)$ вне зависимости от того, передается ли он стабилизатором (подшипники отсутствуют) или осью. При наличии подшипников большая часть момента в корневом сечении будет передаваться не конструктивными элементами стабилизатора, а осью (рис. 3.7). Очевидно, что момент инерции сечения трубы (оси) значительно ниже момента инерции сечения стабилизатора, сконструированного с массами, далеко разнесенными от нейтральной оси, что является оптимальным для восприятия изгибающего момента. Следовательно, потребная масса оси для восприятия изгибающего момента будет больше. Кроме того, из конструктивных соображений и условий жесткости нельзя свести к нулю площади сечения элементов стабилизатора, полностью разгруженные от изгиба у борта. Это также увеличивает суммарную массу конструкции. Следовательно, выгоднее дольше использовать стабилизатор для восприятия изгиба, выполняя ось короче с минимальным разнесом подшипников (размер b_{min}).

б) Как было приведено выше, реакция второго подшипника

$R_2 = \frac{Y_{г.о} \cdot a}{b}$, а так как $a + b = const$, то чем меньше расстояние b , тем больше a и больше реакции R_2 и $R_1 = -(R_2 + Y_{г.о})$. При этом увеличивается перерезывающая сила, действующая на ось, увеличиваются потребные габариты оси и подшипников. Отсюда можно прийти к выводу, что при заданной строительной высоте стабилизатора минимальный размер b между подшипниками будет определяться из условия возможности установки подшипников в заданном обводе стабилизатора.

За счет стреловидности стабилизатора изгибающий момент, действующий на ось, подходит под углом к борту фюзеляжа. Для его восприятия заделку оси в фюзеляже надо разносить или в виде двух опор на двух шпангоутах фюзеляжа с удлинением оси, или, если объем фюзеляжа занят, проектировать ось с изломом вдоль борта (рис. 3.8). При этом первый основной узел А, расположенный в месте излома, передает на шпангоут изгибающий момент M_1 , а поэтому в нем должно быть не менее двух проушин. Конец излома оси крепится к следующему шпангоуту фюзеляжа шарнирно (узел В) и передает только силу

$$P = \frac{M_2}{l}, \quad \text{где } l \text{ - расстояние между узлами А и В.}$$

Выбор положения оси вращения по хорде в обоих вариантах обуславливается:

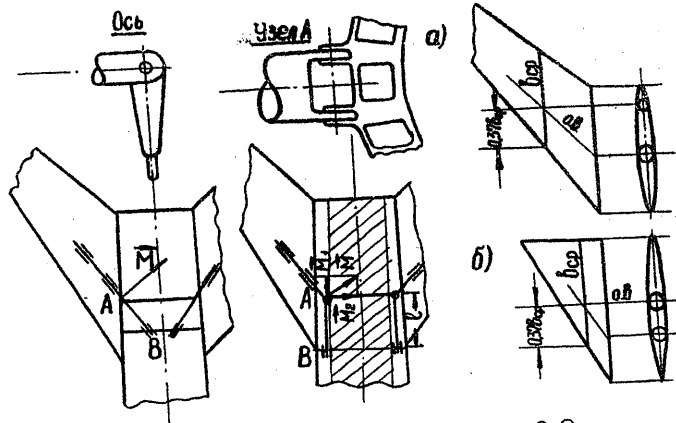


Рис. 3.8

1) стремлением к уменьшению шарнирного момента с целью облегчения силового привода системы управления. Установлено, что с учетом дозвукового ($x_{ц.г} = 0,25 b_{ср}$) и сверхзвукового ($x_{ц.г} = 0,5 b_{ср}$) режимов полета наиболее выгодное положение оси вращения соответствует $x_{о.в} = 0,37 \dots 0,4 b_{ср}$, где $b_{ср}$ - средняя хорда стабилизатора; $x_{о.в}$ - координата оси вращения относительно передней кромки стабилизатора; $x_{ц.г}$ - координата центра давления стабилизатора;

2) использованием максимальной строительной высоты оперения $S_{таж}$ с тем, чтобы ось (для схемы I) и подшипник и ось (для схемы II) могли вписаться в обводы стабилизатора при наибольшем значении их диаметра. С учетом этих соображений для стреловидного при виде в плане стабилизатора выгоднее будет наклонная ось вращения (рис. 3.9,а), проходящая по постоянному проценту хорды, соответствующему $0,37 b_{ср}$. Для треугольного и трапециевидного оперения выгоднее располагать ось перпендикулярно к оси фюзеляжа так, чтобы она пересекала среднюю хорду стабилизатора на координате $0,37 b_{ср}$ (рис. 3.9,б).

Анализ отдельных силовых схем ЦПО и работа элементов конструкции

В качестве примера простейшей конструктивно-силовой схемы стабилизатора варианта 1 можно рассмотреть схему, приве-

денную на рис. 3.10. Стабилизатор состоит из двух слабых лонжеронов или стенок 1-5 и 2-6, усиленных нервюрой 1-2, 1-4 и 2-3, окантовывающих корневой треугольник, обшивки, подкрепленной стрингерами, системы нормальных нервюры. По размаху стабилизатора вдоль оси вращения к обшивке крепится мощная накладка (типа пояса лонжерона), постепенно переходящая в стрингер. Между верхней и нижней накладкой заводится ось вращения и крепится к ним тремя вертикальными болтами.

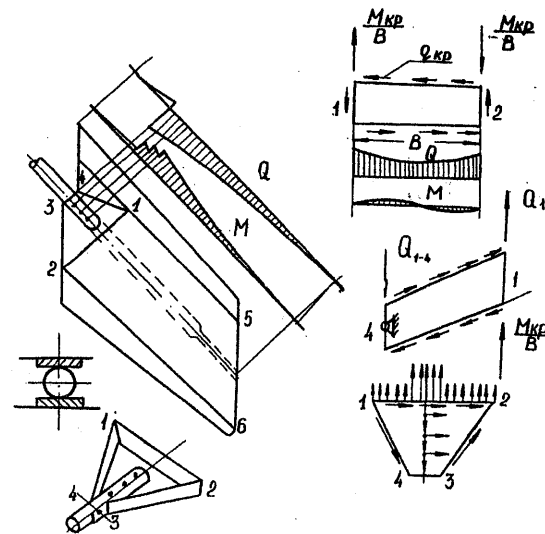


Рис. 3.10

Для передачи на ось перерезывающей силы Q используется горизонтальный болт 3-4, соединяющий ось с нервюрами 2-3 и 1-4. Изгибающий момент передается на ось вертикальными болтами. Эпюры Q и M по стабилизатору приведены на рис. 3.10. Консоль стабилизатора до нервюры 1-2 работает по обычной схеме. Перерезывающая сила воспринимается стенками пропорционально их жесткости на изгиб, крутящий момент - замкнутым контуром, образованным обшивкой и стенками. Изгибающий момент воспринимается осевыми усилиями в панелях (основную часть изгиба уравнивают усилия в накладках). Все эти усилия стекаются к корневой части стабилизатора. При рассмотрении работы корневой части необходимо учитывать, что система статически неопределима. Поэтому усилия с элементов

стабилизатора в сечении 1-2 могут быть переданы на ось различными путями, в значительной степени зависящими от жесткостей передающих силовых элементов. Например, крутящий момент, уравновешенный погонными касательными усилиями в сечении у нервюры 1-2, может быть передан изгибом нервюр 1-4 и 2-3, а также сдвигом замкнутого контура. Допускаем, что крутящий момент передается изгибом нервюр. Тогда нервюра 1-2 собирает с контура погонные усилия $Q_{кр} = \frac{M_{кр}}{2\omega}$, где ω - площадь контура нервюры, и в виде реакций $\frac{M_{кр}}{B}$ передает момент на узлы 1 и 2 крепления нервюр 1-4 и 2-3. Неврюра 1-2 работает при этом на изгиб и срез. Неврюры 1-4 и 2-3 помимо усилия $\frac{M_{кр}}{B}$ в точках 1 и 2 загружаются поперечными силами от стенок Q_1 и Q_2 . В точках 3 и 4 вертикальные реакции нервюр передаются на горизонтальный болт, соединяющий их с осью. Изгибающий момент с поясов нервюр в виде погонных усилий передается на обшивку и по ней стекает к вертикальным болтам. Панель обшивки в корневом треугольнике работает на растяжение или сжатие и сдвиг, опорами панели являются вертикальные болты. Усилие среза каждого вертикального болта можно при проектировочном расчете определить как

$$\bar{P}_B = \bar{P}_и + \bar{P}_{кр}; P_и = \frac{M}{d \cdot n}; P_{кр} = \frac{M_{кр}}{d \cdot n},$$

где P_B - усилие на одну плоскость среза болта; $P_и$ - усилие от изгиба; $P_{кр}$ - усилие от кручения; d - диаметр оси (расстояние между плоскостями среза болтов); n - число болтов.

В этой схеме ось вращается в подшипниках, запрессованных в шпангоутах фюзеляжа. На оси установлена качалка привода стабилизатора. Как было отмечено ранее, при рассмотрении нагрузки на ось стабилизатора варианта 1, с целью облегчения оси надо первый подшипник выносить ближе к борту стабилизатора. Для разгрузки оси от кручения качалку привода надо стремиться ставить также ближе к болту стабилизатора.

На рис. 3.11,а приведена конструктивная схема стабилизатора варианта 1 с осью, полностью разгруженной от кручения. Стабилизатор выполнен однолонжеронной конструкции с двумя слабыми стенками. Ось изготовлена заодно с мощным переходным элементом (подобным лонжерону), прикрепляемым на болтах к поясам и стенке лонжерона. В результате этого соединения ось как бы является продолжением лонжерона, с которого она снимает как изгибающий момент, так и перерезывающую

силу. Ось полностью разгружена от кручения, поскольку качалка привода стабилизатора установлена на его бортовой нервюре.

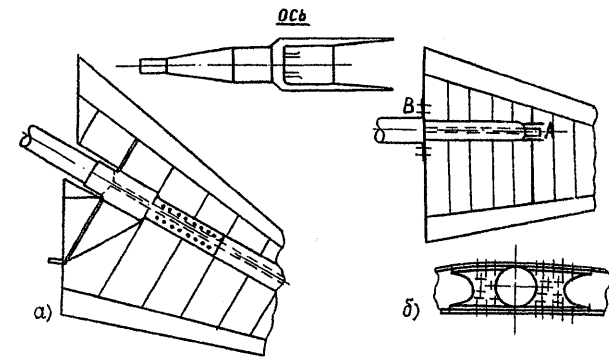


Рис. 3.11

Рассматриваемая схема имеет ряд преимуществ по сравнению со схемой, приведенной на рис. 3.10, а именно:

- более короткий путь восприятия действующих сил, что требует меньшей массы конструкции для их передачи;
- большая надежность конструкции крепления оси к стабилизатору;
- разгрузка оси от кручения, что позволяет облегчить саму ось и уменьшить размеры второго менее нагруженного подшипника, расположенного в фюзеляже.

На рис. 3.11,б приведена еще одна конструктивно-силовая схема стабилизатора варианта 1, применение которой может быть целесообразным при оси, установленной перпендикулярно к вертикальной плоскости фюзеляжа. Такое расположение оси обычно применимо для треугольного и трапециевидного при виде в плане стабилизатора. Для лучшего восприятия изгибающего момента ось в пределах стабилизатора выполняется в виде подкоса двутаврового сечения. Ось опирается в точке А на подпятник - подшипник, установленный в силовой нервюре. У борта стабилизатора ось переходит в круглое сечение и жестко соединяется с бортовой нервюрой.

В этой схеме лонжероны стабилизатора работают как балки на двух опорах, которыми являются силовая и бортовая нервюры. Реакции опор сдвигом и изгибом нервюр передаются на ось в точках А и В. В связи с наличием подшипника в точ-

ке A двутавровая часть оси кручением не нагружается. Крутящий момент со стабилизатора снимается его бортовой нервюрой и передается на ось в зоне ее крепления (точка B). Если точка A не лежит в центре жесткости сечения, то на обшивку действует еще дополнительный крутящий момент M , вызванный неравномерностью моментов реакций переднего и заднего лонжеронов относительно точки A .

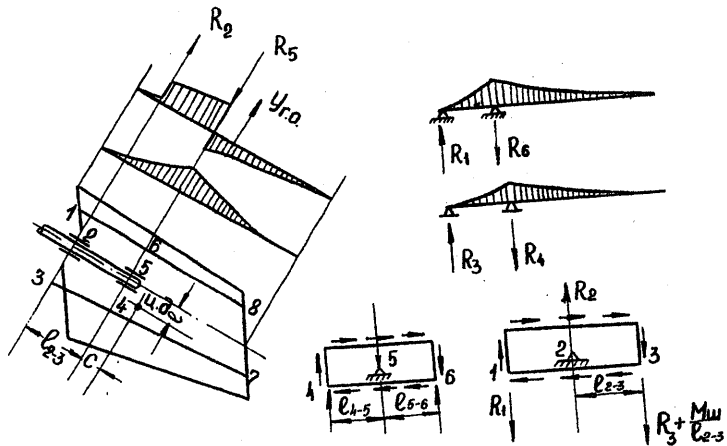


Рис. 3.12

В качестве примера конструктивно-силовой схемы стабилизатора варианта II рассмотрим приведенную на рис. 3.12 двухлонжеронную конструкцию. Стабилизатор состоит из лонжеронов 1-8 и 3-7, силовых нервюр 1-3 и 4-6, системы нормальных нервюр и обшивки. В точках 2 и 5 стабилизатор заделанными в нервюрах подшипниками опирается на ось, жестко закрепленную в фюзеляже. К узлу 3 подводится тяга управления.

Опорные реакции (усилия на подшипники) в узлах 2 и 5 будут

$$R_2 = \frac{Y_{r.0} c}{l_{2-5}} = \frac{M_{кр}}{l_{2-3}};$$

$$R_5 = \frac{Y_{r.0} (l_{2-5} + c)}{l_{2-5}};$$

$$M_{кр} = M_{ш} = Y_{r.0} l,$$

где l — расстояние от центра давления до оси вращения.

Эпюры перерезывающих сил и моментов, действующих на стабилизатор, приведены на рис. 3.12. Правее нервюры 4-6 консоль стабилизатора работает как обычная двухлонжеронная конструкция. Погонная нагрузка между лонжеронами распределяется пропорционально их изгибным жесткостям. Опорами лонжеронов являются силовые нервюры 4-6 и 1-3. Нервюра 4-6 нагружается силами R_4 и R_6 . Опоры нервюры — подшипник 5 и обшивка. Уравновешивается нервюра реакциями $R_5 = R_4 + R_6$ и потоком погонных касательных сил Δq :

$$\Delta q = \frac{\Delta M}{2\omega} = \frac{R_6 l_{5-6} - R_4 l_{4-5}}{2\omega},$$

где ω — площадь контура нервюры.

Если ось вращения стабилизатора совпадает с его центром жесткости, то $\Delta q = 0$.

Нервюра 1-3 нагружается силами R_1 и R_3 и потоком погонных касательных сил от обшивки, равным $q_{кр} + \Delta q$, где $q_{кр} = \frac{M_{кр}}{2\omega}$. Уравновешивается нервюра реакцией подшипника R_2 и усилием по тяге уравнения, равным $\frac{M_{ш}}{l_{2-3}}$.

Обшивка стабилизатора правее нервюры 4-6 работает на сдвиг от действия крутящего момента $M_{кр}$ с погонными усилиями $q_{кр} = \frac{M_{кр}}{2\omega}$. На участке левее нервюры 4-6 обшивка нагружается потоком Δq .

Выбор расстояния между подшипниками рассмотрен при распределении усилий между осью и стабилизатором схемы варианта II. Кроме радиальной нагрузки подшипники должны обеспечить восприятие поперечной осевой нагрузки, для этого в одной из опор необходимо устанавливать радиально-упорные или роликовые сферические подшипники. Так как ось у опоры 2 имеет наибольший диаметр, то выносить в обвод обычный радиальный подшипник бывает затруднительно. Поэтому в этой опоре чаще применяют игольчатый подшипник. Наибольшая реакция приходится на опору 5. Передается она по нервюре 4-6. Для облегчения нервюры желательно передний лонжерон располагать ближе к оси вращения, при большой хорде оперения выводить вдоль оси вращения между точками 5 и 4 еще дополнительную стенку — опору для нервюры. Нервюру следует выполнять в виде мощной

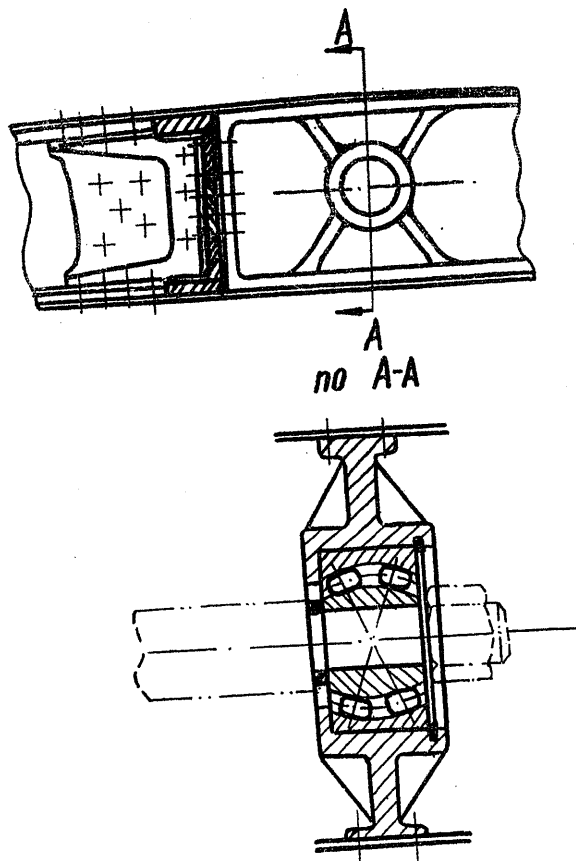


Рис. 3.13

штампованной конструкции с выштампованной втулкой для запрессовки подшипника 5 (рис. 3.13). Так как подшипник воспринимает как радиальные, так и осевые усилия, то это надо учитывать при его установке и фиксации во втулке. Игольчатый подшипник в опоре 2 в осевом направлении жестко не фиксируется. Это дает возможность некоторого осевого смещения оси при деформациях стабилизатора.

§ 4. Особенность конструирования и установки переставного горизонтального оперения

Переставной стабилизатор устанавливается на тяжелых пассажирских и транспортных самолетах для обеспечения их балансировки на взлетно-посадочных режимах. На таких самолетах

чаще применяется Т-образное оперение, т.е. стабилизатор устанавливается в верхней части киля. На рис. 3.14,а и б приведены две возможные конструктивно-силовые схемы переставного стабилизатора, устанавливаемого на киле. Так как изгибающий момент, действующий на консоли стабилизатора, замыкается на его центроплане и не передается на киль, целесообразно, чтобы он воспринимался лонжеронами и панелями обшивки. Для этого в зоне излома продольного набора, у бортовой нервюры центроплана, осуществляется неразъемный стык продольного набора и обшивки консолей стабилизатора с силовым набором центроплана. Стык выполняется с применением фитингов и накладок. Узлы подвески стабилизатора устанавливаются на его лонжеронах с внешней стороны, поверх обшивки. В зоне установки узлов предусматриваются фитинги, осуществляющие силовую завязку стенки лонжерона и бортовой нервюры с узлами подвески. Привод стабилизатора производится качалкой, связанной с узлами 1 и 2 (рис. 3.14) или с узлом 1 (рис. 3.14,б).

Выбор той или иной схемы диктуется как конструктивными соображениями, обусловленными компоновкой киля, так и шириной центроплана. При более узком центроплане будет выгоднее решение, показанное на рис. 3.14,а. При этом нервюры 1-3 и 2-4 выполняют сразу двойную функцию: во-первых, снимают поток крутящего момента с большого контура и, работая на срез и изгиб, передают его в виде пары сил на узлы 1-3 и 2-4; во-вторых, воспринимают составляющую от изгибающего момента в зоне излома продольного набора M_2 и передают ее в виде пары сил на узлы 1-3 и 2-4. Центроплан при этом полностью разгружается от кручения и работает на чистый изгиб с постоянным изгибающим моментом M_1 .

В схеме, показанной на рис. 3.14,б, приходится устанавливать дополнительные косые усиленные нервюры. При этом усиленные нервюры, установленные в зоне выреза в носке стабилизатора, снимают с большого контура погонные усилия от крутящего момента и передают его на малый контур центроплана. Косые нервюры воспринимают крутящий момент и дополнительный момент в зоне излома продольного набора и, работая на изгиб и срез, распределяют его в виде пары сил на узлы 1-2 и 1-3. В этой схеме центроплан полностью разгружается, так как в зоне до косых нервюр он должен воспринимать значительный крутящий момент на уменьшенном контуре и до скорости косых нервюр работать с возрастающим изгибающим моментом. Поэтому если это возможно из конструктивных соображений, то выгоднее применять схему, приведенную на рис. 3.14,а. На

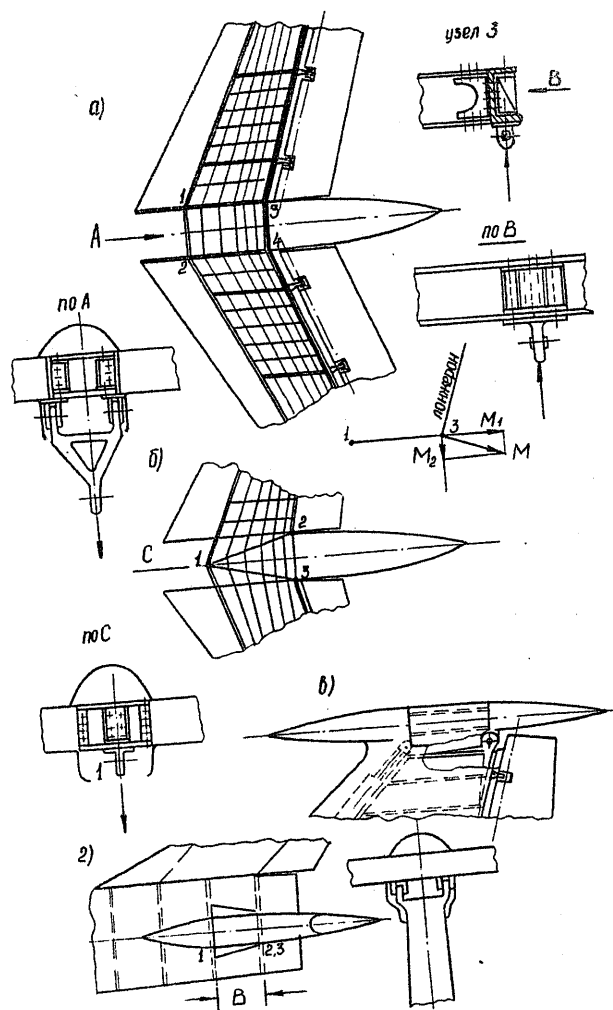


Рис. 3.14

рис. 3.14,в приведена схема установки стабилизатора на киле. В данной схеме перед центропланом стабилизатора расположен установленный на киле обтекатель, продолжением которого является обтекатель стабилизатора. Нижняя часть обтекателя стабилизатора набегаёт на киль с целью предотвращения появления щелей при повороте стабилизатора. Для того чтобы центроплан стабилизатора меньше выступал при крайних отклонениях, над обтекателем киля надо стремиться уменьшать хорду центроплана, приближая узлы крепления привода к узлам подвески стабилизатора. При этом также уменьшается потребный для отклонения стабилизатора ход исполнительного механизма, а следовательно, и его габариты. Для восприятия вертикальных и лобовых сил узлы установки стабилизатора завязываются как с лонжероном, так и с концевой нервюрой киля.

При переставном стабилизаторе, расположенном на фюзеляже (рис. 3.14,г), силовая схема стабилизатора остается той же, что и на рис. 3.14,а или б. Узлы вращения стабилизатора монтируются на усиленном шпангоуте фюзеляжа. В фюзеляже предполагается только цепь ролпан стабилизатора. Обтекатели, предотвращающие появление щели между фюзеляжем и стабилизатором, выполняются в виде плоских пластин, скользящих по поверхности фюзеляжа. Это требует утолщения боковины фюзеляжа в зоне центроплана стабилизатора, что аэродинамически невыгодно. В связи с этим размер B центроплана выполняют минимально возможным.

ЛИТЕРАТУРА

1. Егер С.М. Проектирование пассажирских реактивных самолетов. - М.: Машиностроение, 1964.
2. Кан С.Н., Свердлов И.А. Расчет самолета на прочность. - М.: Машиностроение, 1966.
3. Астахов М.Ф. и др. Справочная книга по расчету самолета на прочность. - М.: Оборонгиз, 1954.
4. Шенли Ф.Р. Анализ веса и прочности самолетных конструкций. - М.: Оборонгиз, 1957.
5. Абибов А.Л. и др. Технология самолетостроения. - М.: Машиностроение, 1970.
6. Вигдорчик С.А. Технологические основы проектирования и конструирования самолетов (конспект лекций), ч. 1, П и Ш. - М.: МАИ, 1974, 1975 и 1976.
7. Вигдорчик С.А. Конструктивно-технологические пути увеличения усталостного ресурса самолетов. - М.: МАИ, 1980.
8. Войт Е.С. Проектирование конструкции (конспект лекций), ч. П. - М.: МАИ, 1973.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Введение. Исходные данные для конструирования агрегатов планера	3
Глава 1. Обеспечение формы и качества внешней поверхности агрегатов самолета	3
§ 1. Конструирование агрегатов планера с точным выдерживанием внешнего контура	3
§ 2. Применение монолитных панелей	4
§ 3. Применение панелей с наполнителем	7
§ 4. Соединения обшивок, обеспечивающие лучшую поверхность	11
Глава 2. Конструирование крыла	15
§ 1. Ограничения, накладываемые на конструктивно-силовую схему крыла	15
§ 2. Алгоритм проекторочного расчета крыла.	18
§ 3. Выбор конструктивно-силовых схем элементов дощечных крыльев	22
§ 4. Особенности конструирования моноблочных и клепаных крыльев	36
Глава 3. Конструирование оперения	44
§ 1. Конструирование кили и стабилизатора	44
§ 2. Конструирование рулей и элеронов	46
§ 3. Особенности конструирования неплановоротного оперения	48
§ 4. Особенности конструирования и установки переставного горизонтального оперения	58
Литература	62

Тем. пл. 1984, поз.1

Елена Сергеевна Войт

КОНСТРУИРОВАНИЕ АГРЕГАТОВ ПЛАНЕРА

Редактор Е.Г. Ремнева
Техн.редактор К.П. Барановская
Л-82945. Подп. к печ. 28.03.84
Формат 60x90 1/16. Бум.тип. № 2
Усл.печ.л. 4,0; уч.-изд.л. 5,0. Тираж 1000
Зак. 201/926. Цена 25 к
Ротапринт МАИ
125871, Москва, Волоколамское шоссе, 4