

А. П. С М О Л И Н

Ицв.-мех.

М. М. В О И Т К Е В И Ч

Ст. летчик

О С Н О В Ы
ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ
САМОЛЕТОВ

ОБЪЕДИНЕНИЕ С С С Р
МОСКВА

ГОСМАШИНСТРОИТЕЛЬСТВО
1988

Инж.-механик А. П. СМОЛИН
Ст. лётчик М. М. ВОЙТКЕВИЧ

О С Н О В Ы ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТОВ



ОНТИ НКТП СССР

ГОСУДАРСТВЕННОЕ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОЕ
ИЗДАТЕЛЬСТВО ПО МАШИНОСТРОЕНИЮ
И МЕТАЛЛООБРАБОТКЕ
МОСКВА—ЛЕНИНГРАД
1933

1938
ПРОВЕРЕНО

— Н. К. Т. П. —

37/51
1934



ПРОВЕРЕНО
1936 г. № 20273

~~ПРОВЕРКА
ХИЩЕНЕ 1949~~

ГОС. ПУБЛИЧНАЯ
НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКАЯ
БИБЛИОТЕКА СССР

9367 $\frac{17}{60}$

↓
19924

Редактор В. А. Попов
Тех. редактор С. М. Растошинский

Сдано в набор 3/V 1932 г. Подписано к матрицированию 28/I 1933 г. Подписано к печати с матриц 25 X 1933 г. Колич. печ. лист. 17. Печ. зн. в листе 58.000. Формат бумаги 62 x 94^{1/4}. Главлит В — 64859. Индекс МА-30-5-2. Изд. № 121. Тираж 12000 (ТКК № 19).

Третья фабрика книги ОГИЗ РСФСР треста «Полиграфкнига», «Красный пролетарий», Москва, Краснопролетарская, 16. Заказ № 5219. Печать со стер. отипа в Интернациональной (39) типограф., ул. Скворцова-Степанова, 3. Зак. № 1502.

ПРЕДИСЛОВИЕ

Настоящий труд представляет собой значительно расширенный и дополненный курс лекций, читанных авторами на Курсах усовершенствования начальствующего состава ВВС РККА при Военно-воздушной академии.

Более глубокое развитие целого ряда специальных вопросов позволяет авторам рассчитывать, что книга будет представлять некоторый интерес также и для инженеров-механиков авиационных частей, институтов и учреждений воздушного флота. В то же время простота изложения должна сделать ее доступной и для рядового техника и летчика ВВС РККА.

Отсутствие подобного труда заставило авторов касаться вопросов не только чисто эксплуатационного, но также и технологического порядка, но все эти вопросы рассмотрены под углом зрения эксплуатации.

Необходимо отметить, что техническая эксплуатация материальной части ВВС складывается не только из непосредственного использования самолета в полете, ухода за ним и сбережения его, но также ремонта, хранения и прочих видов состояния самолета в течение всей его жизни. Таким образом техническая эксплуатация самолета охватывает все вопросы, связанные с использованием и хранением его, начиная с выпуска с завода и кончая полным снятием с эксплуатации.

Следует помнить, что вопросы технической эксплуатации самолетов нельзя делить на главные и второстепенные, так как неправильное решение даже самого мелкого вопроса (как и вообще в авиационном деле) приводит иногда к тяжелым последствиям.

В настоящем труде главным образом использован опыт практической деятельности авторов. Этот практический материал значительно дополнен и подкреплён теоретическими сведениями.

В книге мало отражены вопросы ангарного оборудования, эксплуатационного инвентаря и их применения, так как по этим вопросам имеются уже обширные указания.

Так как предлагаемый труд является одной из первых попыток обобщить вопросы технической эксплуатации самолетов, то, конечно, он может обладать рядом недостатков—неясностью в некоторых вопросах, неполнотой приводимых данных и т. п. Поэтому авторы с признательностью примут все указания ошибок и пожелания добавлений и расширений отдельных вопросов выпускаемой книги.

Подобные указания и отзывы просьба посылать по адресу: Москва, Петровский парк, Беговая ул., д. 16, кв. 30, Смолину А. П.

По независящим от авторов обстоятельствам издание книги сильно задержалось, вследствие чего освещение излагаемых вопросов в некоторой своей части недостаточно современно. Кроме того в целях сокращения объема труда была изъята часть материала и иллюстраций, что в некоторых случаях не могло не отразиться на полноте и ясности изложения.

Авторы.

ОГЛАВЛЕНИЕ.

	Стр.
Предисловие	3
Глава первая.	
Самолеты деревянной конструкции.	
1. Особенности дерева как авиационного материала	7
2. Свойства дерева, имеющие значение для эксплуатации самолетов деревянной конструкции	9
3. Особенности самолетов деревянной конструкции	15
4. Предохранение деталей самолетов деревянной конструкции от влияния атмосферных условий	21
5. Повреждения деревянных деталей, встречающиеся при эксплуатации самолетов	24
6. Основные правила ухода за деревянными деталями	31
7. Эксплуатация фанерного покрытия	33
8. Особенности ухода за деревянными самолетами в холодное время года	37
9. Уход за матерчатым покрытием	39
10. Уход за металлическими деталями самолетов деревянной конструкции	46
11. Вопросы ремонта деревянных самолетов	47
Глава вторая.	
Самолеты смешанной конструкции.	
1. Особенности конструкции сварных трубчатых фюзеляжей	54
2. Общие правила ухода за сварными трубчатыми конструкциями	58
3. Вопросы ремонта самолетов смешанной конструкции	61
Глава третья.	
Самолеты металлической конструкции.	
1. Конструктивные и эксплуатационные качества металлических самолетов	65
2. Самолеты из дуралюмина. Особенности дуралюминовых самолетов	65
3. Основные сведения по заклепкам	80
4. Правила технической эксплуатации дуралюминовых самолетов	84
5. Наиболее характерные неисправности, свойственные дуралюминовым самолетам	96
6. Правила ежедневного контрольного осмотра главнейших частей самолета	104
7. Основные правила производства ангарного ремонта дуралюминовых самолетов	109
8. Стальные самолеты из нержавеющей стали	121
Глава четвертая.	
Общие правила ухода за отдельными деталями самолета.	
1. Уходы за тросами и лентами-расчалками	123
2. Эксплуатация амортизации	145
3. Эксплуатация колес и пневматиков	151

4. Эксплоатация воздушных винтов	158
5. Эксплоатация самолетных лыж	—

Глава пятая.

Общие указания по эксплуатации систем бензинопитания, охлаждения и смазки.

1. Бензинопитание	189
2. Эксплоатация системы охлаждения	211
3. Эксплоатация системы смазки	226

Глава шестая.

Сборка, разборка и регулировка самолетов.

1. Общие правила сборки	230
2. Приспособления и инструмент	232
3. Основные принципы разборки самолетов	238
4. Регулировка самолетов	240

Глава седьмая.

Основные принципы организации технического обслуживания самолетов.

1. Основы учета работы самолетов	263
2. Контроль эксплуатации	265
3. Планирование технического ресурса	269

САМОЛЕТЫ ДЕРЕВЯННОЙ КОНСТРУКЦИИ

К самолетам деревянной конструкции относятся: а) самолеты целиком изготовленные из дерева, с применением металлических деталей в качестве башмаков и накладок в узлах, лент-расчалок, тросов и т. п.; б) самолеты, имеющие главные части фюзеляжа и плоскостей (лонжероны) изготовленные из дерева.

Прежде чем изучить правила эксплуатации этих самолетов, необходимо ознакомиться со свойствами дерева, как авиационного материала, и связанными с этими свойствами особенностями самолетов деревянной конструкции.

I. Особенности дерева как авиационного материала

Дерево в качестве авиационного материала применяется очень давно. При конструировании и постройке первых самолетов конструкторы и строители стремились использовать наилучший для того времени материал, который вместе с достаточной прочностью обладал бы малым удельным весом; единственным таким материалом, до создания легких сплавов высокой крепости (дуралюмин и прочие сплавы) и до разработки особых методов производства конструкций из высокосортных сталей, в то время было дерево. Ограниченность сырьевой базы и высокая стоимость металлических самолетов, при весьма длительном сроке их службы, далеко не всегда оправдываемом при быстрой тактической и технической устареваемости машин, с одной стороны, а с другой, достаточно высокие механические качества дерева оставляют за самолетами деревянной конструкции не только право на существование, но ставят их развитие и по сию пору наравне с самолетами целиком металлической и смешанной конструкций.

Из всех вопросов, которые связаны со строением дерева, его жизнью и свойствами, будут рассмотрены только те, которые имеют какое-либо отношение к производству и эксплуатации самолетов деревянной конструкции.

Подверженность дерева различным влияниям. Воздух, свет, влажность сильно влияют на древесину, вызывая процессы окисления и изменения ее химического состава. Нагревание до 120—140° совершенно уничтожает влагу; при 160° древесина начинает разлагаться и при 200—300° происходит сухая перегонка дерева. Под действием воды дерево разбухает, но тем слабее, чем оно старше, причем вода частично растворяет древесину и удаляет белки, сахар и

соли органических кислот. Кипящая вода ускоряет эти процессы. Щелочи и кислоты даже в слабой концентрации растворяют составные части древесины.

Слабые растворы солей (нейтральных, как например раствор поваренной соли) не могут вызвать химического изменения древесины; крепкие же растворы солей могут вызвать разбухание целлюлозной части древесины. Газы, как например газообразный хлор, действуют только на поверхность дерева и воздействие их не распространяется в глубину. Особенно легко древесина подвергается разрушению в результате наличия бактерий и грибов (см. виже).

Пороки дерева. По техническим условиям дерево, идущее для нужд самолетостроения, не должно иметь:

а) сквозных трещин, причем небольшие продольные трещины, не распространяющиеся по всему сечению доски и занимающие не свыше 10% ее длины, не считаются причиной брака; трещины образуются в дереве в результате сильного мороза (морозобоины), от качания ствола ветром (ветреницы), от высыхания сердцевины или ненормального

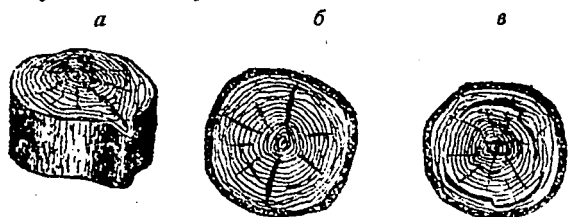


Рис. 1. Пороки дерева: а—морозобоины, б—ветреницы, в—отлупы.

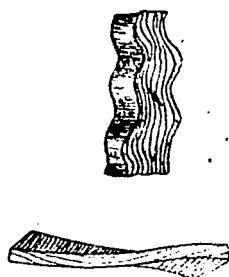


Рис. 2. Свилеватость древесины.

развития годовых слоев (отлупы). Трещины имеют обычно характер приведенный на рис. 1;

б) ситовин, дряблых или гнилых мест, проростей (места заросшей древесины в месте повреждения), засмолков (затекшая смолой рана в хвойном дереве), облупов, червоточины, рака (в виде открытой раны, из которой течет сок), заражений гнилью и прочих пороков, явно вредящих его крепости;

в) сплошной синевы как в продольном, так и в поперечном разрезе; легкая же синева в виде отдельных пятен, занимающая по ширине доски не более 25% и по длине не более 10%, не считается причиной брака;

г) больших (гнилых) сучков; здоровые же, хорошо заросшие сучки допускаются, если диаметр их не более 10 мм и если они имеют направление по толщине доски; сучки, имеющие направление по ширине или по длине доски, не допускаются. Сучки уменьшают сопротивляемость дерева механическим усилиям, так как всякий сучок нарушает нормальное строение древесины, мертвый же сучок не имеет связи с древесиной и выпадает при распиловке. В смолистых деревьях такие сучки пропитываются смолой, становятся очень твердыми и носят название роговых сучков. В хвойных деревьях сучки играют особенно важную роль, так как они располагаются группами и занимают значительную площадь сечения;

д) дерево не должно быть кривослойным или свилеватым; угол, образуемый годовыми слоями с осью доски, первоначально допускался в 15° , но затем, в результате имевших место при эксплуатации поломок стоек коробки крыльев и шасси, был уменьшен до 3° . Причина косося лежит во влиянии ветра и освещения, вызывающих некоторое скручивание ствола. При распиловке такого ствола перерезаются волокна, чем уменьшается прочность дерева. Кроме того такой материал легко коробится в продольном направлении (рис. 2). В одной из школ ВВС имели место несколько характерных случаев поломок шасси, причиной которых явилась косослойность древесины, достигавшая 7° (допуск же составляет отклонение волокон в 30 мм на 1 метр, т. е. не более 3°). Свилеватость имеет вид, показанный на рис. 2, и при распиловке также понижает прочность дерева.

Породы дерева, применяемые в самолетостроении. Из хвойных пород наиболее широко применяются следующие:

Сосна и спрус, из которых по большей части делаются все важнейшие детали самолетов деревянной конструкции (лонжероны, стойки и т. п.). Обе эти породы весьма сходны между собой по своим механическим качествам, но спрус отличается тем, что он не смолист и обладает одинаковой по качеству древесиной по всей длине ствола, что делает его особенно ценным. Лучшим возрастом для сосны по механическим качествам является 100—150 лет; таким образом выбор и подготовка хорошего авиационного леса требуют длительного периода. Недостаток в подобном материале и заставил прибегнуть к применению заболони, которая широко применяется с 1926 года, а также к широкому развитию склейки в деталях самолета.

В последнее время появляются опытные образцы самолетов, целиком изготовленных из еловой древесины, которая до сих пор применялась вместо сосны лишь в неответственных деталях самолета. Применение еловой древесины в настоящее время признано возможным с тем условием, чтобы она удовлетворяла техническим условиям на поставку лесных материалов; вообще же от применения сплавной еловой древесины пока воздерживаются.

Из лиственных пород наибольшее применение у нас имеют следующие: Ясень, древесина которого отличается большой твердостью и эластичностью и очень хорошо гнется после пропаривания. Ясень в некоторых случаях идет на лонжероны фюзеляжа (сплошные, гнутые), костыли, подкрыльные дуги, подmotorные брусья, кромки крыльев и т. п.

Ли́па—идет на нервюры, лыжи, обшивку и т. п.

Ряд других сортов дерева твердых пород (дуб, орех, красное дерево) идет на подкладки, бобышки и применяется для изготовления воздушных винтов.

2. Свойства дерева, имеющие значение для эксплуатации самолетов деревянной конструкции

Особенности самолетов деревянной конструкции и особенности ухода за ними вытекают из свойств дерева как авиационного материала.

Основным свойством, доставляющим много неприятностей в произ-

водстве и эксплуатации, является неоднородность материала, в результате которой крепость дерева бывает различной не только у различных древесных пород, но даже в одном и том же стволе. Она изменяется от сердцевины к коре (древесина в центре ствола и около коры в старом дереве слабее древесины в средней части радиуса ствола) и от комля к вершине (наиболее прочная у нижней и средней частей ствола).

Другим важным свойством дерева является резкое различие в механических свойствах в зависимости от направления волокон, т. е. вдоль волокон, поперек волокон в радиальном направлении и поперек волокон в тангенциальном направлении, а также в зависимости от наличия дефектов роста и строения древесины, о которых говорилось выше. Кроме того, большое влияние на прочность древесины оказывает степень влажности и удельный вес. Удельный вес при одной и той же влажности является для данной породы дерева показателем ее механических качеств и грубо можно принять, что механические качества повышаются пропорционально удельному весу.

Нормальное дерево выдерживает растяжение вдоль волокон лучше, чем в любом ином направлении, но передача растягивающего усилия, связанная с зажатием бруска или с применением скалывающего усилия, вызывает необходимость утолщения концов детали и сводит работу дерева не к растяжению, а к поперечному сжатию и скалыванию, которым дерево сопротивляется в 10—20 раз хуже, чем растяжению.

Минимальные цифры разрушающего напряжения в кг/см^2 при минимально допустимом удельном весе характеризуются следующей таблицей (в основном взятой из технических условий):

Таблица 1

Сорт дерева	Растяжение	Сжатие	Изгиб	Удельный вес
Спрус	550—600	300	600	0,40—0,50
Сосна	500—600	400	600	0,50
Ель	450	400	550	0,40—0,50
Ясень	600	450	700	0,65
Орех	600	450	800	0,70
Дуб	750—800	500	800	0,80

Эти цифры относятся к влажности дерева в пределах 10—15%.

Сопротивление дерева растяжению и сжатию в зависимости от направления волокон, как выше уже было отмечено, резко меняется,—так например сопротивление дерева разрыву поперек волокон весьма невелико и практически почти не учитывается. Сжатие же поперек волокон древесина выдерживает в 3—10 раз лучше, чем вдоль них.

Рассматривая механические свойства дерева, мы видим, что, с точки зрения работы материала на растяжение, дерево, в соответствии с удельным весом, вполне сравнимо с высокосортной сталью. Так например,

если отношение разрушающего напряжения на разрыв (кг/мм^2) к удельному весу для сосны составляет $6:0,5=12$, то для дюрала это отношение будет $40:2,8=14$, а для стали довольно высокого качества $90:7,8=12$.

Особенно важной для эксплуатации деревянных самолетов является способность дерева воспринимать и отдавать влагу. и в связи с этим изменять механические качества, форму деталей и их линейные размеры.

Влажность дерева определяется специальными испытаниями путем высушивания древесных стружек или образцов в сушильном шкафу и последующим взвешиванием. Необходимо различать относительную, показывающую отношение потери веса образца после сушки к первоначальному (сырому) его весу, и абсолютную, показывающую отношение той же потери веса (т. е. количества испарившейся влаги) к весу высушенного образца. И та, и другая влажности выражаются в процентах, но легко видеть, что если первая не может превышать 100% , то вторая может составлять и 100 , и 200% . По нашим техническим условиям берётся влажность абсолютная. Древесина, употребляющаяся в авиационном производстве, должна иметь влажность в пределах от 10 до 17% . Заметим, что влажность свежесрубленной древесины достигает в заболони хвойных пород 100% , а в ядре— 30% ; у лиственных же пород влажность заболони и ядра доходит до $60-70\%$.

Нормальной влажностью древесины в деталях самолета надо считать 15% ,—такое именно состояние дерева называется воздушно-сухим. Можно считать, что если влажность в деревянных деталях будет немного меньше или больше этой цифры, то дерево будет стремиться приобрести эту влажность или, наоборот, отдать ее, что повлечет за собой разбухание или усушку дерева с указанными ниже последствиями.

Практические исследования деталей самолетов, поступающих в ремонт, показывают, что влажность в них колеблется от 14 до 20% , при условии обтяжки полотном и хорошо сохранившемся лаке, и достигает до 27% у деталей, не обтянутых полотном, но покрытых лаком.

Колебания влажности в деревянных деталях зависят от относительной влажности окружающего воздуха и характера защиты (покрытия) детали от атмосферных влияний. Высушенное дерево, будучи помещено во влажный воздух, набирает влагу до тех пор, пока давление водяных паров изнутри клеточных стенок не сравняется с давлением паров воды в окружающем воздухе, т. е. когда наступит известное равновесие. Таким образом, каждому данному состоянию атмосферы будет, очевидно, соответствовать и так называемая «равновесная» влажность дерева. Эта «равновесная» влажность почти одинакова для различных пород и может быть приблизительно охарактеризована диаграммой на рис. 3.

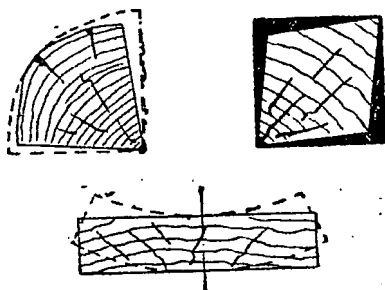
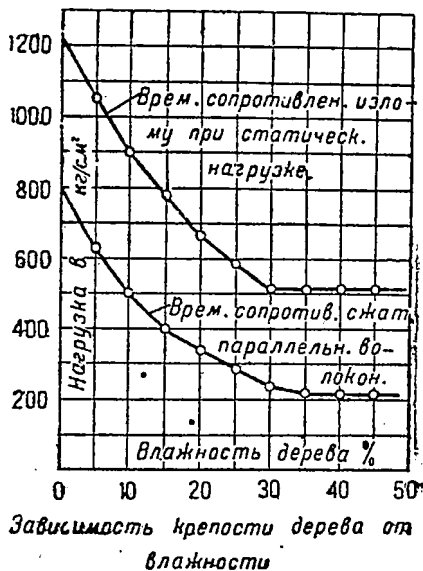
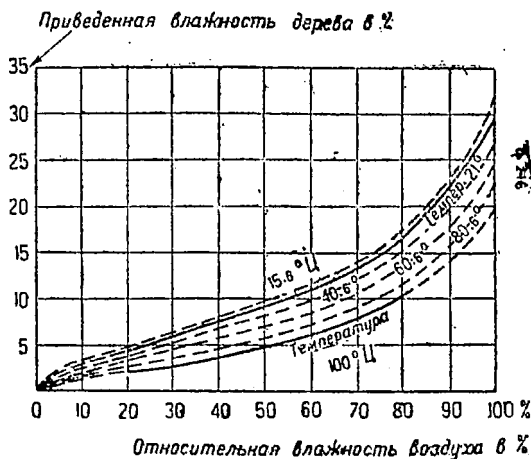
Диаграмма получена на основании американских данных с образцами дуба, ореха, березы, красного дерева и спруса¹. В области, не охваченной опытами, кривые интерполированы.

Относительная влажность воздуха в производственных помещениях

¹ См. Миньович, «Искусственная сушка дерева», изд. ГНТИ, 1931 г.

(как показали специальные исследования инж. ЦАГИ тов. Буракова) колеблется от 16 до 80% и доходит почти до 100%. Колебания же влажности атмосферного воздуха (а следовательно и окружающего самолет воздуха внутри ангаров) зависят от времени года и местонахождения аэродрома. Так для условий Москвы и сходных с нею районов нормально она составляет от 65 до 90%.

Прочность древесины зависит от влажности, причем с повышением влажности прочность падает, и наименьшую прочность дерево имеет при влажности от 30 до 50%. Прекрасно высушенное дерево (около 10% влажности), находясь во влажном воздухе (50%), может потерять до 50% крепости; поэтому принято считать нормальной крепость древесины при 15% влажности. Изменение крепости может быть примерно охарактеризовано приводимым графиком (рис. 4). Особенно вредно влияет на дерево переменное действие на него сухости и влажности, вызывающее появление мелких трещин, в которые легко про-



никает влага и микроорганизмы; равным образом вредно отражается влажность при теплом воздухе.

С изменением влажности связаны усушка и разбухание дерева; то и другое имеет громадное значение для эксплуатации самолетов деревянной конструкции. Усушка сопровождается сокращением линейных размеров—усадкой. Усадка вдоль волокон ничтожна и практически не имеет значения, усушка же в радиальных и тангентальных направлениях (по окружности) приводит к сокращению линейных размеров (рис. 5) и может быть значительной (от 3 до 10%₀), особенно усушка в тангентальных направлениях. Кроме того необходимо отметить, что усушка заболони (оболони) значительно более усушки ядра. Усушка сопровождается повышением крепости. Разбухание есть явление, обратное усушке. При разбухании дерево увеличивается в размерах и уменьшает свою прочность. И разбухание, и усушка приводят к короблению деталей самолета, что весьма часто имеет место в эксплуатации самолетов деревянной конструкции.

Неравномерная усадка приводит к отмеченному выше растрескиванию деревянных деталей, что прежде всего наблюдается на торцевой части. Трещины возникают потому, что при усадке дерева развиваются громадные внутренние усилия, достигающие величины от 20 до 100 кг/см². Подобные же усилия могут возникать и при разбухании дерева.

Из свойств дерева, имеющих значение для эксплуатации, необходимо отметить способность расщепляться и горючесть. Способность расщепляться создает при авариях большую опасность для личного состава, почему аварии на деревянных самолетах, вообще говоря, являются более опасными, нежели на металлических. Горючесть представляется свойством весьма нежелательным, но необходимо отметить, что дерево медленно обугливается. при нагреве, дольше сохраняет свою прочность и дает в некоторых случаях даже больше шансов на благополучную посадку в случае пожара в воздухе, нежели металлический самолет. Тонкостенные металлические детали при возникновении пожара размягчаются и, теряя свою прочность, ломаются быстрее деревянных.

Необходимо отметить также способность дерева замерзать, в результате чего древесные волокна теряют свою эластичность и становятся хрупкими.

Особенно важным свойством деревянных деталей, имеющих такое же громадное значение для эксплуатации, как и влажность, является способность дерева загнивать и поражаться различного вида грибами и бактериями. Разновидностей грибов и бактерий, поражающих древесину, очень много, но весьма немногие из них действительно ее разрушают.

Грибы состоят из клеточных нитей, называемых гифами, весь комплекс которых носит название мицелия. Грибные гифы распространяются внутри по растительным клеткам древесной ткани и могут также продырявливать клеточные стенки. Большинство грибов имеет наружную окраску, которая дает возможность распознавать их по цвету. Так, например, осевающая губка имеет мицелий сначала белый, а затем охристокрасный, пленчатый домовый гриб—сначала желтый, а затем темно-коричневый. Грибы, разрушающие древесину, разделяются на 2 основные группы: а) внутридревесные грибы (сердцевинные гнили), про-

никающие внутрь древесины, и б) поверхностно-древесные грибы, которые имеют как внутренний, так и наружный мицелий. Большинство грибов имеет на поверхности так называемое «плодовое тело», легко заметное невооруженным глазом. Особенно легко поражается грибами заболонь, широко применяемая в настоящее время в самолетостроении. Необходимо отметить, что различные виды грибов питаются различными составными частями древесины, в результате чего одни грибы могут нападать на древесину вслед за другими.

Влажность окружающего воздуха и самой древесины имеет наиболее существенное значение для развития и роста грибов, причем исследования показывают, что сами грибы могут создавать необходимую для них влагу. Очень сильная влажность для грибов-вредителей древесины является уже вредной. Температура, в которой могут расти и развиваться грибы—вредители древесины, лежит в пределах от 3 до 38° Ц. Свет задерживает рост грибов, а темнота, наоборот, ускоряет его. Из грибов-разрушителей древесины отметим следующие:

а) Синеву, поражающую главным образом заболонь хвойных деревьев. Первоначально заболонь окрашивается сплошной, или в виде радиальных полос, темносиней окраской, а затем эта окраска местами переходит в черный цвет. Возбудители синевы различны, но характерно, что, проникая внутрь древесины, они питаются внутренним содержанием клеток и не трогают их стенок, почему потеря механических качеств может совсем не быть или же она может быть незначительной. Синяя окраска пораженной древесины объясняется смешением цветов: белого—самой древесины—и коричневого—цвета гриба.

Лучшим средством для борьбы с синевой является хорошая сушка древесины. Хорошо высушенную древесину синева поражает лишь поверхностно.

В практике эксплуатации самолетов наблюдалось много случаев поражения деревянных деталей грибами, причем в особенности часто имеет место поражение древесины синевой. Хотя, как было выше отмечено, сама по себе синева на прочность дерева почти не влияет, но опыт показывает, что пораженные синевой детали легко могут подвергнуться нападению других грибов-разрушителей дерева. Вопрос допуска синевы в деталях самолета может быть разрешен только в отдельных случаях, руководствуясь указаниями, приведенными ниже.

б) Сосновая губка является одним из опаснейших грибов-разрушителей древесины. Мицелий ее сначала тонкий и бесцветный, принимает затем темную, почти черную окраску. Поражает она главным образом ядро (не трогая заболони) и вызывает полное разрушение дерева. Плодовое тело имеет светлый желто-розовый цвет.

в) Существует еще целая группа так называемых «домовых грилей», к которым принадлежат: домовый гриб, плечатый домовый гриб, белый домовый гриб, являющиеся опаснейшими разрушителями древесины. Плодовые тела имеют коричневую (у домового гриба) или белую (у белого домового гриба) окраску; мицелий—белую (у белого гриба) или первоначально белую, переходящую затем в серый цвет (у домового гриба), или желтую, переходящую затем в фиолетово-коричневую окраску (у плечатого гриба).

Все эти грибы требуют для своего развития влажность и температуру не выше 25—27° Ц, причем некоторые из них (плесчатый гриб) могут выдерживать температуру до 20° Ц. Случаи поражения грибами древесины в деталях самолетов рассмотрены ниже.

3. Особенности самолетов деревянной конструкции

В отношении схемы конструкции основных деталей (крыло, фюзеляж, хвостовое оперение) деревянные самолеты сходны с прочими самолетами. Не останавливаясь здесь подробно на рассмотрении различных кон-

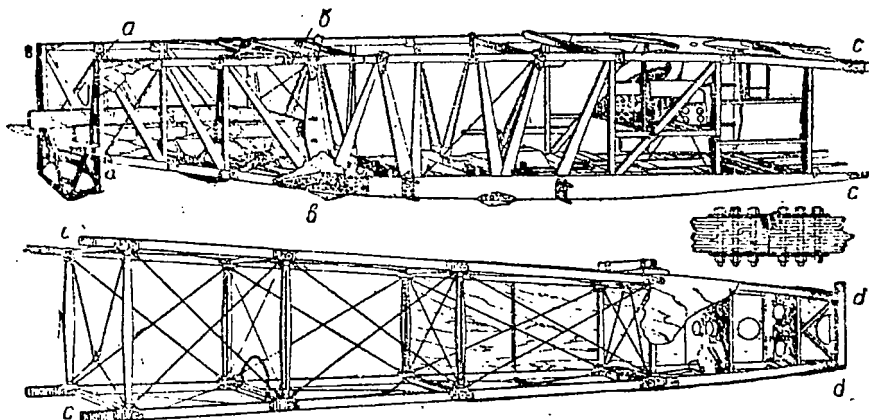


Рис. 6. Фюзеляж ферменного типа.

струкций деревянных самолетов, отметим только некоторые моменты, имеющие значение для эксплуатации.

Фюзеляжи самолетов деревянной конструкции могут быть (как и фюзеляжи самолетов других конструкций) двух видов: 1) ферменные,

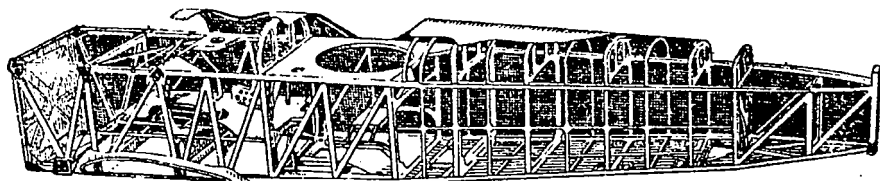


Рис. 7. Шпангоутный фюзеляж.

типичным представителем которых является фюзеляж, показанный на рис. 6, и 2) шпангоутные, обшитые фанерой (рис. 7) или специальной скорлупой, изготовленной из «шпона» (рис. 8). Фюзеляж, показанный на рис. 6, является характерным в том отношении, что он делится на 3 части: головную, среднюю и хвостовую. Первые две части обшиты с боков фанерой и являются совершенно жесткими, не поддающимися никакой регулировке в эксплуатации (за исключением незначительного подтягивания ослабевших прутковых расчалок в головной части). В этих

частях фюзеляжа подкосы ферм могут работать не только на сжатие, но и на растяжение. Хвостовая же часть допускает значительную регулировку благодаря тому, что жесткость ферм достигается здесь исключительно расчалками, причем крепление стоек к лонжеронам осуществляется путем закрепления их в стальных башмаках, в свою очередь укрепленных к лонжеронам сквозными болтами (рис. 9). В тех случаях, когда является нежелательным ослаблять сечение лонжерона сквозным болтом, крепление стоек и распорок осуществляется охватывающими накладками и обшивками, как показано на рис. 10 и 11.

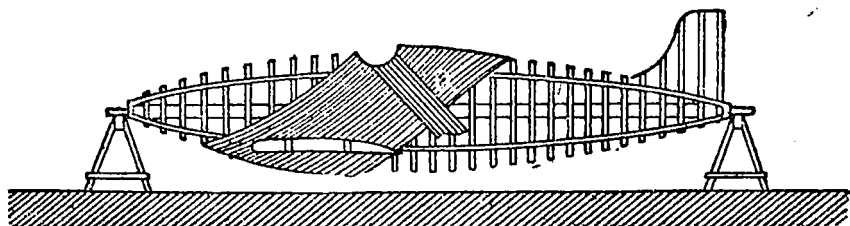


Рис. 8. Скорлупный фюзеляж.

Соединение частей лонжеронов между собой производится с помощью металлических накладок, скрепляемых сквозными болтами (рис. 12). Чтобы торцевые концы лонжеронов не трескались при пропускании через них болтов, они обертываются на клею матерчатой лентой. Там, где применяются раскосные фермы с последующей обшивкой фанерой, узлы

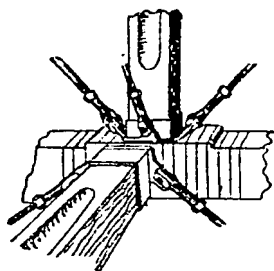


Рис. 9.

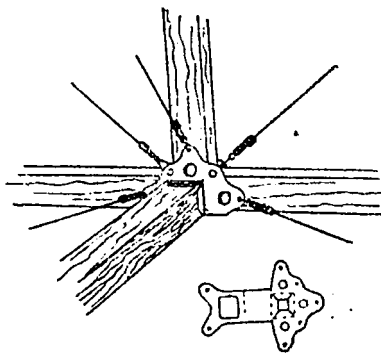


Рис. 10.

имеют вид, показанный на рис. 13, причем направление волокон, скрепляемых в узле деталей, должно быть такое, как показано на рисунке. Подобные узлы требуют очень точной подгонки и скрепления на клею и шурупах. В некоторых случаях соединение узлов деревянных раскосных ферм осуществляется с помощью фанерных накладок—«книц».

Большие сосредоточенные силы, например, от расчалок, передаются деревянным деталям только с помощью специальных оковок и накладок. Эти оковки часто должны быть охватывающими, чтобы устранить опасность больших добавочных моментов и срезающих сил; те и другие создаются благодаря тому, что точки приложения сил нельзя

сосредоточить в центре узла—середине сечения деревянной детали, так как эта точка является недоступной (рис. 14 и 15). Поэтому в эксплуатации мы имеем случаи изгиба болтов и смятия дерева внутри узла коробки крыльев. Это удастся обнаружить только по сдвигу наружных металлических накладок узла, к ушкам которых крепились муфты лент-расчалок.

Шпангоутные фюзеляжи состоят из ряда шпангоутов, представляющих собой отдельные рамные конструкции, большей частью изготовленные из ясеневых ободка, фанерных стенок и ясеневых или сосновых раскосов (рис. 7). После набора остова фюзеляжа на специаль-

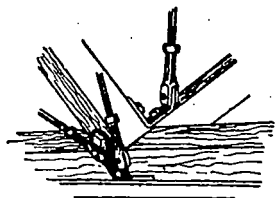


Рис. 11.

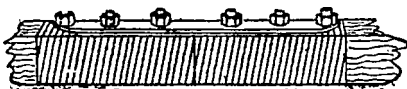


Рис. 12.

ном стапеле остов обшивается на клею и шурупах фанерой. Листы фанеры в некоторых конструкциях скрепляются между собой на заклепках или же склеиваются после предварительной зачистки их «на-ус» с последующей обклейкой шва полотном.

Для истребительных самолетов, где с целью наилучшей обтекаемости фюзеляжу придается круглая форма, обшивка фюзеляжа иногда изгото-

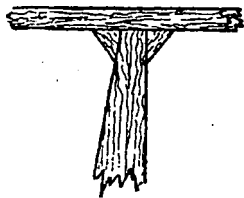


Рис. 13.

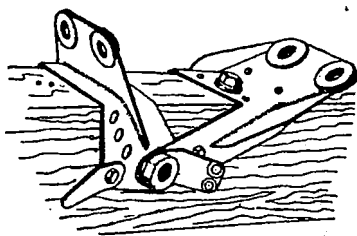
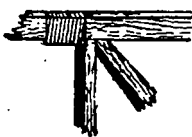


Рис. 14.

вляется путем склейки на специальном шаблоне полос фанерного березового шпона в несколько слоев. Выклейка обшивки фюзеляжа производится двумя симметричными половинами на деревянном шаблоне, соответствующем по форме половине фюзеляжа. Средняя крепость подобной переклейки в 0,5 мм толщины из 5 слоев составляет на разрыв (вдоль волокон наружных слоев) около 670 кг/см^2 ; для скалывания по склейке в сухом состоянии—около 22 кг/см^2 и в размоченном виде—около 13 кг/см^2 .

Шпангоутные фюзеляжи, как показал опыт эксплуатации, являются весьма прочными, но скорлупные фюзеляжи оказались весьма подверженными влиянию атмосферных условий, что приводит к появлению трещин и загниванию (см. ниже).

Для соединения узлов и различных деталей самолетов деревянной конструкции применяются, помимо болтов, башмаков, накладок и т. п., также гвозди и шурупы. Кроме того широко применяется склейка. Практика эксплуатации показывает, что гвозди и шурупы, применяемые для деревянных деталей, должны быть медными, омедненными или оцинкованными; в противном случае они быстро ржавеют и разрушают окружающую их древесину. Так, например, на самолете Р-1 хвостовые части нервюр крепились к задней кромке крыльев железными шурупами, а полотно прибивалось к задней кромке железными гвоздями. Это обстоятельство приводило к тому, что заднюю кромку почти всегда приходи-

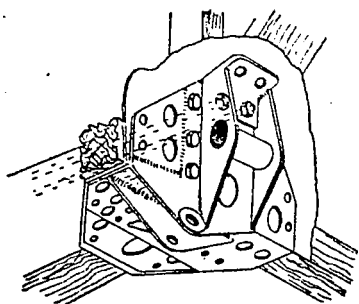


Рис. 15.

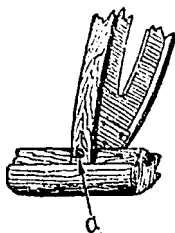


Рис. 16. Место загнивания задней кромки крыла (указано стрелкой *a*) в результате применения железных гвоздей для крепления хвостиков нервюр.

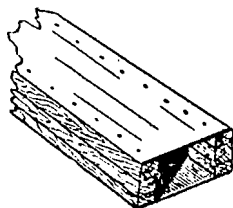


Рис. 17. Лонжерон коробчатого сечения.

лось заменять при ремонте крыльев (рис. 16). Что же касается склейки, то в современных самолетах деревянной конструкции она применяется все чаще и все в большем размере. Например, если раньше в лонжеронах (крыльев) коробчатого сечения (рис. 17) склейка полос применялась только в одном или двух местах, то в настоящее время все полки склеиваются из нескольких брусков (по типу лонжеронов самолетов «Фоккер», полки которых склеиваются из



Рис. 18. Обмотка лентой мест склейки лонжерона.

целого ряда отдельных пластин, поставленных вертикально или горизонтально). Такого вида склейка в огромной мере облегчает использование древесного материала, так как допускает применение второсортного

дерева с рядом дефектов. При этом места стыков отдельных брусков делаются «на-ус» со скосом 1:9 и на расстоянии 1—2 м один от другого.

Склейка широко практикуется не только для лонжеронов крыльев, но также и в ряде других деталей; например средние лонжероны фюзеляжа Р-1 склеиваются из 2-х или 3-х частей по высоте. Стойки коробки крыльев и деревянного шасси также склеиваются, причем для усиления склейки между склеиваемыми деталями вставляются шпонки—рейки, идущие по всей длине стойки. Места склейки обычно обматываются лентой на клею, причем целесообразно оставлять часть склейки необмотанной (рис. 18) для возможности ее контроля.

До 1927/28 г. в нашей авиационной промышленности применялся столярный (животный) клей, который обладает большой крепостью, но весьма слабой сопротивляемостью влиянию воды. В настоящее же время применяется почти исключительно казеиновый клей. Основной составляющей частью этого клея является казеин—творожный порошок; он смешивается с водой, после чего добавляется негашеная известь, кальциевая сода, жидкое стекло и керосин или масло. Пропорции и способ приготовления различны.

Одним из наших заводов применялся следующий способ: 250 ч. казеина смешивают с 700 ч. воды (по другим рецептам в отношении 1:2) и замачивают на 14—16 час. (по другим данным—около 6 час.). Отдельно размешиваются 60 ч. негашеной извести с 120 ч. воды, после чего добавляется еще 35 ч. воды и смесь размешивается в течение 12 мин. Обе смеси смешиваются и добавляется 65 ч. жидкого стекла, причем новая смесь размешивается в течение 3 мин., после чего к ней добавляется 5 ч. керосина и смесь опять размешивается в течение 3 мин. Затем отдельно смешивают 12,5 ч. кальциевой соды с 15 ч. воды и эта смесь добавляется к предыдущей смеси; эту окончательную смесь следует снова размешивать, соблюдая следующие правила: 5 мин. мешать—5 мин. отдых, 5 мин. мешать—10—15 мин. отдых и т. д. Перемешивание производится механической мешалкой, приводимой в действие электромотором.

Клей густеет через 3 часа. Склейка производится при обыкновенной температуре и детали не подогреваются. Приготовленный клей не разбавляется. Склеиваемые поверхности должны быть предварительно обработаны цинубелем. При обмотке деревянных деталей полотном на клею обмазывается и полотно, и дерево. Намазывать надо неспеша, кистью; втирание рукой не разрешается. Наклеенное полотно полезно протереть влажной тряпкой. Склеенная деталь зажимается в струбцинках и должна сохнуть не менее 7 час., нормально же 24 часа. Затеки высохшего клея надо счищать сейчас же, так как потом легко можно повредить дерево, куски которого будут отрываться вместе с клеем.

В последнее время применяется уже готовый клей в порошке (коричневого цвета), разводимый перед употреблением в воде. Казеиновый клей обладает большой водоупорностью. Например, склейка этим клеем при 48-часовом намокании в воде при $+15^{\circ}\text{C}$ понижает свою прочность лишь на 30%, тогда как склейка столярным клеем в этих условиях разошлась бы совсем.

Сортов казеинового клея много, но у нас наиболее распространенными являются следующие сорта этого клея: американский марки «Каско», советского производства № 6 (стандартный) и порошкообразный марки ЦАГИ № 104.

Места склейки (казеиновым клеем) в некоторых случаях оказываются более прочными, чем сама древесина. При испытаниях в ЦАГИ сосновых образцов, склеенных казеиновым клеем, они давали коэффициент крепости на скалывание в среднем около 110 кг/см^2 . К сожалению и на казеиновый клей громадное влияние оказывает влага, в особенности при склейке заболони, прочность которой после намокания склеенных образцов в течение 30 час. в воде при температуре $+15^{\circ}\text{C}$ практически

Таблица 1а
Применение различных клеев

Сорт клея	Животный клей	Казеиновый клей	Растительный клей	Кровяной клей	Жидкий клей
Из чего изготовляется	Кожа и кости животных и т. п.	Казеин из молока	Крахмал	Растворимая высущенная кровь	Животный клей или кожа, кости и т. л. рыб
Процесс изготовления	Растворяется в воде и подогревается	Смешивается в холодном виде	Смешивается с водой (иногда с примесью щелочи) с подогревом или без него	Смешивается холодный	Не требует приготовления
Применение	В теплом виде наносится щеткой или механически разбрызгивается	В холодном виде наносится щеткой или механическим разбрызгиванием	Холодный — механическим разбрызгиванием	В холодном виде — ручным способом или разбрызгиванием	В холодном или теплом виде наносится ручным способом
Температура при сжатии	Холодный, применяется горячий пресс	Холодный	Холодный	Горячий или холодный, в зависимости от применен. рецепта.	Холодный
Усилие (на скальвание)	Клей высокого качества имеет крепость на скальвание большую, чем крепчайшее американское дерево; клей среднего качества — немного менее	Соответствует животному клею среднего качества	То же	То же или немного менее	Клей высокого качества соответствует животному клею среднего качества; но некоторые марки много слабее
Водоупорность	Обычно низкая, но может быть увеличена химической обработкой	Высокая или низкая, в зависимости от требований	Низкая	Высокая	Низкая
Окраска	Не окрашивается	Окраска под цвет дерева различных пород	Если смешивается с каустической содой, то также окрашивается	Не окрашивается, но клей очень темн. и может просвет. через тонк. фанеру	Не окрашивается
Применение в деревооблечном производстве	Высокого качества применение, когда надо иметь очень прочное соединение; низкого качества применяется иногда для фанеры, когда надо избежать окраски	Главным образом, когда нужна водонепроницаемость склейки деталей и фанеры	В некоторых случаях для склейки деталей, но главным образом при склейке фанеры, когда упорно требуется получить хорошую крепость при малой стоимости	Почти исключительно для водонепроницаемой склейки, идущей на самолеты и автомобили	Главным образом для ремонтных работ и при склейке малых деталей ручным способом

падает до нуля (2—4 кг/см²). Это явление объясняется не потерей клеем своих связующих свойств, а громадными внутренними напряжениями, образующимися в древесине при разбухании вследствие повышенной водопоглощаемости заболони. Понижение коэффициента крепости на скалывание клеёвого шва по сравнению с крепостью цельной древесины составляет: для склейки деталей из ядра—около 30% в сухом состоянии и 42% после вымачивания, а для заболони—25% в сухом состоянии и 95% после вымачивания. Таким образом прочность склейки зависит не только от сорта клея, но и от древесины, примененной при изготовлении деталей, и степени ее влажности. Сильно влияет на прочность склейки и способ применения клея,—например, опыт перенесения методов склеивания столярными клеями на склейку казеиновым клеем дает отрицательные результаты.

Животный клей наносится обычно в горячем виде и схватывание его происходит как от охлаждения, так и от испарения содержащейся в нем воды и поглощения ее склеиваемым материалом. При промедлении со складыванием и прессовкой склеиваемых деталей клей образует пленку и затрудняет склейку. Казеиновый же клей требует применения «холодной» клейки. Его застывание зависит не от охлаждения, а от происходящих в нем химических процессов. Казеиновый клей, нанесенный тонким слоем, не образует поверхностной пленки, почему покрытые клеем предметы можно оставлять незапрессованными в течение 20—30 мин. Точно также, в противоположность животному клею, казеиновый клей не только нет необходимости, но даже вредно наносить на обе склеиваемые поверхности, так как при этом увеличивается вдвое количество вводимой в дерево влаги, что может вызвать излишние напряжения в месте склейки при высыхании древесины (при испытаниях в ЦАГИ двух склеенных казеиновым клеем № 104 пластин толщиной в 15 мм относительная влажность повышалась при одностороннем покрытии на 9%, а при двустороннем—на 18%). Расход клея при применении сухого порошкообразного клея № 104, разведенного в отношении 1 ч. клея на 2 ч. воды, составляет 500 г/м² жидкого или 160 г/м² сухого. Следует, наконец, отметить, что существовавшие опасения, будто на прочность склейки большое влияние оказывает смолистость древесины, специальными испытаниями не подтвердились. Оказалось, что при содержании смолы от 2 до 25% коэффициенты крепости склейки на скалывание не понижаются.

4. Предохранение деталей самолетов деревянной конструкции от влияния атмосферных условий

Для предотвращения разобранного выше вредного влияния атмосферных условий на деревянные детали самолета и на фанеру, а также для предохранения древесины от разрушения бактериями и грибами-разрушителями, в самолетостроении исключительно применяется покрытие различными лаками и красками. Хотя в общей практике применения дерева существует еще много способов консервирования древесины, как например: выщелачивание водой или паром, окраска и пропитка ядови-

тymi и дезинфицирующими веществами, различными смолами и солями, но все эти способы в авиапроизводстве не применяются и поэтому в дальнейшем не рассматриваются; необходимо лишь несколько слов о выщелачивании водой, так как в связи с применением у нас с 1928 г. в самолетостроении сплавного леса могут возникнуть некоторые сомнения в отношении защищенности подобной древесины от нападения грибов и бактерий—разрушителей древесины. Хотя вода в процессе сплава и выщелачивает внутриклеточное содержимое, составляющее пищу для таких грибов, как синева, но остающиеся клеточные стенки могут подвергаться нападению других вредителей и также быть разрушенными. Сплав несколько предохраняет дерево в дальнейшем от растрескивания, коробления и усушки, но не защищает его от вредителей; кроме того в процессе сплава дерево сильно меняет свой внешний вид, что затрудняет возможность различать больное дерево от здорового.

Краски и лаки, применяемые в самолетостроении для покрытия дерева, весьма разнообразны как по своему составу, так и по эффекту действия в смысле предохранения дерева. Покрытие должно быть нанесено обязательно на здоровую древесину, ибо в противном случае никакие виды его не могут защитить древесину от загнивания. Опыты прибавления к краскам ядовитых соединений (ртутных, мышьяковых, медных и цинковых солей) не дали заметных результатов. Здесь следует отметить, что отсутствие применения для авиационного леса специальных антисептических пропиток надо считать весьма отрицательным явлением. Увеличение веса при подобной пропитке оказывается ничтожным. Например при пропитке сосновой древесины сулемой, по заграничным данным (см. Мальке и Трошель, «Консервирование древесины», Гостехиздат, 1930 г.), впитывание составляет около 0,6 кг на 1 м³ или 0,03 кг на 1 м² поверхности, что для самолета составит, конечно, ничтожную цифру увеличения веса. Если принять противодействие проникновению влаги чистой, ничем не покрытой доски за 0%, а полное противодействие влаге за 100%, то различные покрытия могут быть оценены в процентах табл. II (по данным инж. Успасского).

Кроме того, установлено, что наибольшее значение в смысле предохранения от впитывания влаги имеют только первые 2 покрытия, последующие же покрытия почти не повышают предохранительных свойств. Например, при опытах с целлюлозным лаком определены следующие данные сравнительной эффективности последовательных покрытий: 0—2—79%, 2—4—6,1%, 5—6—3,6%, 11—12—0,2%.

Из приведенной таблицы видно, что покрытие масляной олифой или спиртовым (аппретурным) лаком дает ничтожные результаты в смысле предохранения от влажности (от 12—18%). Эффективность покрытия масляным лаком ниже, чем целлюлозным, но последний легче поддается непосредственному влиянию атмосферных условий; поэтому покрытие внутренних частей самолета было бы рациональнее производить целлюлозным лаком. Огромное значение имеет добавление алюминиевого порошка в покрытие масляным и аппретурным лаками, что увеличивает их эффективность до 92—94%, т. е. практически дает влагонепроницаемое покрытие. Блестящие результаты (98%) дает по-

Таблица II

№№ по пор.	Название покрытия	Эффективность	Примечания
1	Покрытие масляным лаком, промазанное сверху вазелином	98	Годно только для хранения в складских условиях.
2	Покрытие сусальным (листовым) алюминием на масляном лаке	98	Устойчиво в атмосферных условиях.
3	То же покрытие на целлюлозном лаке	94	То же.
4	Покрытие алюминиевым порошком на масляном лаке	94	» »
5	То же на аппретурном лаке (бронзовый лак)	92	» »
6	Многочисленное покрытие парафином	91	Годно только для хранения в складских условиях.
7	Покрытие асфальтовым лаком	90	Устойчиво в атмосферных условиях.
8	» гуммилаком	89	То же.
9	» эмалью на масляном лаке	88	» »
10	То же на щелочном лаке	87	Слабо устойчиво в атмосферных условиях.
11	То же на целлюлозном лаке	76	Понижает эффективность при непосредственном действии атмосферных условий.
12	Покрытие целлюлозным лаком	73	То же.
13	Покрытие цинковыми или свинцовыми белилами	70	Устойчиво в атмосферных условиях.
14	Покрытие масляной краской	70	То же.
15	» масляным лаком	60	» »
16	» олифой	18	» »
17	» аппретурным лаком	12	» »
18	» восковой мастикой	8	» »

крытие сусальным алюминием, что подтверждается опытом эксплуатации покрытых таким образом воздушных винтов в Америке.

В нашем самолетостроении внутренние детали самолета деревянной конструкции покрываются 2 раза светлым масляным лаком (кадетным). Масляная олифа и спиртовые лаки для этой цели если и применяются, то только в некоторых мастерских авиапарков, но, как мы видели выше, применение их является весьма нежелательным вследствие малой их эффективности. К сожалению, метод добавления в масляное покрытие алюминиевого порошка у нас совершенно не практикуется. Особенно важным является покрытие не только поверхности деталей самолета, но и покрытие так же изнутри всех отверстий для болтов, проходящих через деревянные детали; опыт показывает, что при несоблюдении этого условия влага проникает в зазоры между болтом и деревом и вызывает гнивание древесины, причем, если это имеет место в особо ответственных местах (лонжероны фюзеляжа), то может повести за собой поломку.

Подобный случай фактически имел место и привел к катастрофе самолета вследствие поломки лонжеронов фюзеляжа в воздухе. Причиной поломки явилось то обстоятельство, что между отверстием для болта и самим болтом имелся зазор в 0,2 мм. отверстие внутри не было покрыто лаком, в результате чего туда попала влага и вызвала загнивание лонжерона около болта (рис. 19). Характерно, что при этом болт не ржавел, а дерево портилось, так как влага поглощалась им. Испытание взятых из этого лонжерона образцов дало ослабление материала в этом месте около 30% на изгиб и 50% на сжатие; образец, взятый в дефектном месте, дал на изгиб 6,80 кг/мм², на сжатие 2,62 кг/мм², тогда как соседний образец того же лонжерона дал на изгиб 9,5 кг/мм², а на сжатие 4,42 кг/мм², это показывает, что лонжерон только в этом месте был ослаблен и здесь сломался от растяжения при выводе самолета из пикирования.



Рис. 19.

Вполне достаточно двукратное покрытие, так как последующие покрытия оказывают уже слабое влияние и почти не повышают предохранительных свойств. Наружные деревянные детали самолета покрываются также два раза масляной краской с предварительной шпаклевкой.

Фанерное покрытие фюзеляжа в некоторых случаях предварительно обклеивается полотном, что еще более увеличивает надежность покрытия, но, как увидим ниже, не гарантирует фанеру от загнивания в тех случаях, когда сама она была заражена или обладала излишней влажностью ранее в процессе производства. В некоторых случаях для наружных деталей применяется упомянутое выше покрытие алюминиевым порошком на масляном лаке.

5. Повреждения деревянных деталей, встречающиеся при эксплуатации самолетов

В зависимости от срока службы и условий эксплуатации деревянные детали могут иметь следующие основные повреждения.

А. Повреждения в результате грубых посадок, капотов, аварий и прочих механических причин.

1. Изломы и надломы, которые легко обнаруживаются даже под окраской и обтяжкой наружным осмотром. В особенности надо опасаться изломов лонжеронов и стоек плоскостей и фюзеляжа. Необходимо отметить, что в самолетах деревянной конструкции в некоторых случаях чрезмерные напряжения (как например, при грубой посадке) и разрушения от них ограничиваются всего лишь одним местом, благодаря громадной упругости дерева.

2. Трещины сквозные и поверхностные. Обнаружить их под окраской и лакировкой часто бывает затруднительно, а под обшивкой—совершенно невозможно. В особенности надо наблюдать за появлением трещин на нижних лонжеронах фюзеляжа, происходящих вследствие грубых посадок, и на торцевых частях лонжеронов плоскостей и подмоторных брусьев, являющихся весьма часто следствием капотов и вибрации мотора.

Трещины средней части нижних лонжеронов фюзеляжа самолета Р-1—весьма частое явление; они достигают длины 10—20 см, толщины

0,3—0,5 мм и глубины до 12 мм и более и происходят как от грубых посадок, так и вследствие усыхания дерева (от внутренних напряжений). В последнем случае лаковая пленка над ними остается иногда целой и трещины обнаруживаются под лаковой пленкой. На одном из самолетов Р-1, эксплуатировавшемся в условиях очень жаркого сухого континентального лета, в средней части левого нижнего лонжерона фюзеляжа была обнаружена трещина почти во всю длину средней части лонжерона. Она прошла в заболонной части древесины и по годовому слою и в средней своей части была даже сквозная. Часть лонжерона, в которой находилась трещина, была склеена тангенциальной плоскостью, т. е. годовые слои были параллельны плоскости склейки. Самолет грубых посадок не имел, влажность древесины лонжерона оказалась равной 10,5%. Относительная влажность воздуха в условиях эксплуатации достигала 12% при температуре $+40^{\circ}$ в жаркие летние месяцы.

В некоторых случаях трещины происходят вдоль склейки отдельных брусков, составляющих лонжерон. Этот дефект требует систематического наблюдения в эксплуатации, причем при первом подозрении о наличии трещин деталь должна быть тщательно осмотрена; если надо, то лак или краска должны быть зачищены, размеры трещины более точно определены и оценена возможность дальнейшей эксплуатации данной детали.

3. Вмятины под башмаками и накладками и зазоры в стыках деревянных деталей. Они распознаются главным образом по сдвигу башмаков, накладок, сережек и легко обнаруживаются внешним осмотром. К этому же явлению надо отнести смятие дерева в отверстиях под болтами, появляющееся в результате недостаточной прочности дерева на смятие при больших перегрузках в полете и при посадках. В некоторых случаях это может повести к погнутию болтов. Такое явление имело место, например, на одном типе самолетов у верхних узлов стоек коробки крыльев. Это явление было уничтожено после пропуска болтов через стальные втулки большого диаметра. То же наблюдалось и в узлах крепления нижних крыльев самолета Р-1 к фюзеляжу, что потребовало постановки там медных втулок. Весьма часто наблюдалось смятие лонжеронов центроплана под накладками крепления крыльев к центроплану у морского самолета, причем сама накладка прогибалась и узел стойки вдавливался вместе с ясеновой прокладкой в лонжерон. Увеличение площади этой накладки дало удовлетворительный результат, и это показывает, что данное явление происходило только по механическим причинам, а не вследствие усыхания дерева. Такое же явление имело место в подстоечном узле центроплана другого самолета (рис. 20), где благодаря малой площади ясеновой пластинки *a* (которая в некоторых случаях заменялась даже металлической) происходило смятие лонжерона фюзеляжа под башмаком на глубину $1\frac{1}{2}$ —2 мм, что требовало капитального ремонта самолета. Удлинение ясеновой планки (как указано пунктиром) значительно улучшило положение.

4. Ослабление шурупов и гвоздей, крепящих деревянные детали, также может иметь место и зачастую служит проявлением остаточных деформаций, появляющихся в результате фигурных полетов;

особенно это наблюдается у плоскостей, покрытых фанерой, у которых начало вылезания гвоздей, крепящих фанерную обшивку крыла к его набору, является весьма серьезным и угрожающим явлением, так как может привести к отрыву в воздухе целых кусков фанеры и вызвать катастрофу.

Б. Повреждения вследствие естественного износа. В результате длительной летной эксплуатации и длительного хранения, связанных с изменениями атмосферных условий, могут произойти следующие явления.

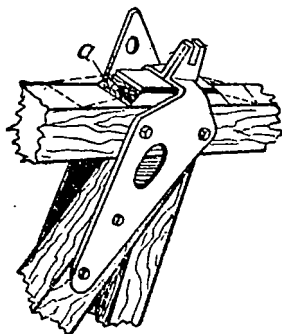


Рис. 20.

1. Загнивание. Этому явлению подвержены почти исключительно те части и детали, которые находятся в закрытых местах самолета, например: задняя кромка крыльев, стыки лонжеронов фюзеляжа, хвостовая часть фюзеляжа, отверстия болтов, проходящих через лонжероны и стыки фюзеляжа. Кроме того, при размещении баков в крыле самолета в результате их отпотевания при изменениях температуры там также скопляется влага, что приводит к загниванию соприкасающихся с баками деталей. Трещины баков и вытекание бензина также разрушающе влияют на прилегающие деревянные детали.

У самолета Р-1 весьма часто наблюдается загнивание задней кромки центроплана, верхних плоскостей и мест стыков нижних лонжеронов фюзеляжа за кабиной летнаба; кроме того встречается посинение заднего лонжерона верхних плоскостей снизу вследствие попадания в плоскости влаги через смотровые локи около роликов элеронов. Примером загнивания может служить случай в 1928 г., когда после длительного хранения самолетов в палатках в очень дождливую погоду у них оказались загнившими и пораженными грибок задние кромки верхних плоскостей (рис. 21) и центроплана, местами истлело полотно, а в местах склейки заднего ребра обтекания с нервюрами дерево совсем сгнило. Такое же явление имело место в стыке нижних лонжеронов средней части фюзеляжа с лонжеронами хвостовой части. Интересно отметить, что произведенным микологическим исследованием было установлено, что эти детали были поражены грибами «*Fusarium Normiscium*», «*Penicillium*» и «*Phoma*».

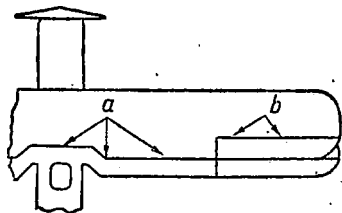


Рис. 21. Места загнивания задней кромки верхних крыльев у самолета Р-1 (отмечены стрелками).

Причиной являлась сырость, попавшая в крыло. Сток и вентиляция в этом месте были недостаточны, так как пистоны в нижней кромке крыла были расположены на расстоянии 3—4 см от задней кромки. Развитию грибов мог способствовать клей, явившийся для них питательной средой.

В результате описанного случая были выдвинуты вопросы: а) об устранении возможности попадания внутрь крыльев и фюзеляжа сыро-

сти; б) необходимости производить газовую дезинфекцию материй и в) необходимости покраски деталей и материй с добавлением в клей антисептика. До сих пор эти вопросы удовлетворительно разрешены еще не получили. Пока что в центроплане сделаны специальные отверстия для стока воды, а место стыка нижних лонжеронов фюзеляжа обшивается фанерой с той целью, чтобы закрыть щель между боковой обтяжкой фюзеляжа и полом кабины летнаба.

У самолета Р-5 после длительной эксплуатации под дождем отмечено скопление воды с уровнем до 5—6 мм в задней части центроплана. Вода попадает туда через смотровые окна для осмотра тросов,—это приводит, как и у Р-1, к посинению и загниванию задней кромки.

Обнаружить указанные дефекты можно только вскрытием полотняной обтяжки, причем предварительными признаками служит порча полотняной обтяжки (рыхлость), видимая снаружи, и отсутствие упругости (задней кромки) при изгибании детали рукой.

Аналогичное загнивание имело место и в хвостовой части фюзеляжа многих самолетов, что потребовало постановки специальных пистонов

(или просто просверливан я стверстий) для обеспечения стока воды (рис. 22). Необходимость таких отверстий была в свое время подтверждена практикой перелета наших самолетов Москва—Пекин. Другим примером загнивания может служить случай с самолетом, когда обследованием состояния древесины самолета, потерпевшего катастрофу (поломка лонжеронов фюзеляжа в воздухе), было установлено, что древесина имела «синеву, переходившую местами в черноту с частичным загниванием».

Весьма характерным примером загнивания является частое потемнение фанеры в баковом отделении плоскостей самолетов «Фоккер» вследствие проникновения туда влаги при стоянке самолетов под открытым небом.

Оказалось, что войлочная прокладка крепления баков только ухудшает дело, впитывая в себя влагу. Во время хранения в ангарах происходит то же, хотя и значительно медленнее. Конденсация водяных паров на бензиновых баках вследствие разности температуры бензина и воздуха, главным образом осенью и зимой в теплые дни, настолько велика, что баки покрываются мелкими каплями воды, а выимой сплошным инеем, который затем тает и стекает внутрь плоскости. В дни полетов с большой влажностью воздуха конденсация паров внутри плоскостей происходит столь интенсивно, что можно после полета зачастую наблюдать появление капель воды в отверстиях, служащих для стока воды из плоскостей.

Трещины баков в нижней части и вытекание бензина в плоскости также разрушительно действуют на фанеру, вызывая ее расклейку и потемнение.

Имел место случай, когда плоскость самолета «Фоккер», обшитая

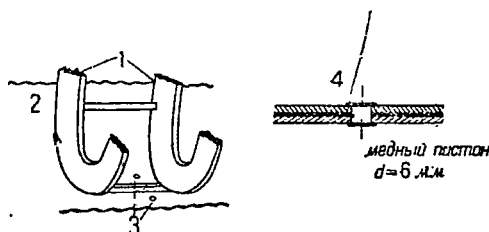


Рис. 22. Установка пистонов в задней части фюзеляжа: 1—рамы; 2—обшивка; 3 и 4—пистоны.

фанерой, внутри оказалась покрытой грибами в виде белых хлопьев (рис. 23), причем до этого она эксплуатировалась в течение 6 мес. в нормальных условиях, а затем хранилась в ремфонде в несоответствующих условиях (сырость). К сожалению, исследовать грибок не удалось, так как он был снят и уничтожен.

С загниванием не следует смешивать почернение дерева под металлическими деталями по причине отсутствия покрытия дерева под ними масляным лаком или олифой. Особенно часто это явление наблюдается под башмаками стоек центроплана и под башмаками стоек шасси.

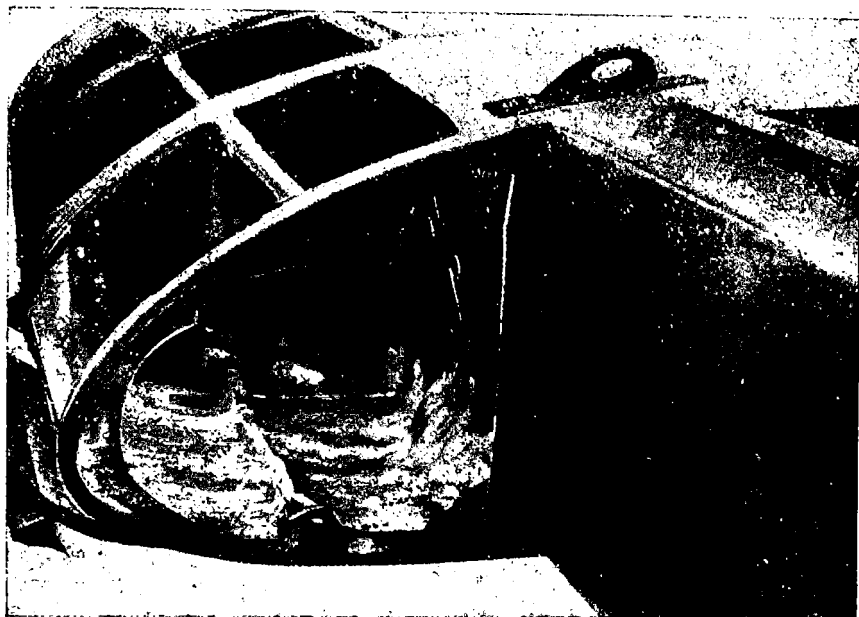


Рис. 23. Появление грибов (в виде белых хлопьев) в передней части фанерного крыла самолета.

Несколько отличный характер носит загнивание фанерной обшивки фюзеляжа. В результате влияния атмосферных условий, а также недоброкачества (излишней влажности) самой фанеры в производстве, через некоторое время эксплуатации на фанере появляются продольные трещины, которые, если причиной их появления была сама фанера, могут быть даже невидимы под окраской. В эти трещины могут проникнуть указанные выше грибки и бактерии и вызвать загнивание фанеры, что уже неоднократно имело место при эксплуатации самолетов, имеющих фанерное покрытие фюзеляжа и плоскостей. Так, на некоторых самолетах, имевших коковый фюзеляж, было замечено растрескивание и отставание краски и шпаклевки фанерной обшивки фюзеляжа, состоящей из склеенных полос шпона. После вскрытия полотняной обтяжки было обнаружено, что верхние слои фанеры имеют трещины и загнивание в виде полосок с синевой и потемнение (фиг. 24). Предположительной

причиной являлась недоброкачество фанеры. Дефектные места были тщательно оголены, зачищены и вновь покрашены. Более серьезно тот же дефект может проявиться в нижнем центроплане (приливах фюзеляжа для крепления нижних крыльев), причем по внешнему виду фанера может казаться исправной, после же зачистки краски обнаруживается почти полное ее разрушение от загнивания. Подобное же растрескивание и загнивание фанеры наблюдается, например, у боковой фанерной обшивки фюзеляжа самолета Р-1.

Проливание кислоты из аккумулятора и пропитывание маслом может также привести к значительному разрушению деревянных деталей, сходному с загниванием. Поражение кислотой древесины, например из аккумуля

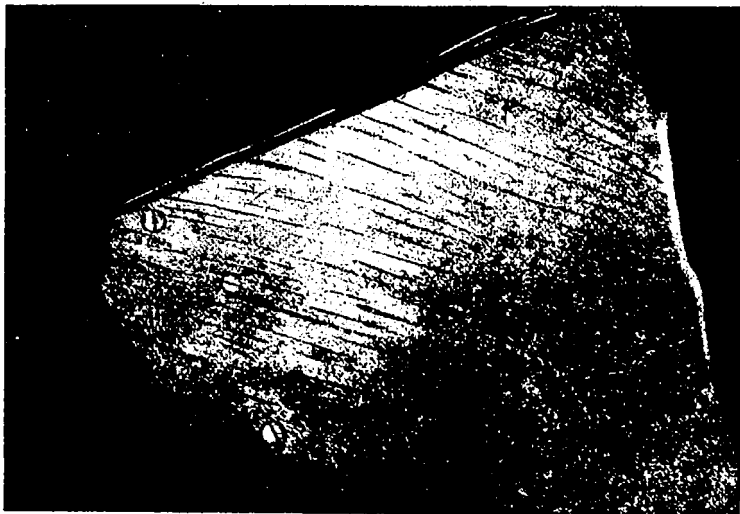


Рис. 24. Трещины фанерной обшивки фюзеляжа (слой окраски и полотна снят).

мулятора, и пропитывание маслом может вызвать неглубокие пятна-язвы и сильное разрушение. Пропитывание маслом особенно плохо влияет на клееные ажурные рамы и приводит к тому, что после длительного влияния масла склейка нарушается настолько, что между слоями фанеры можно свободно вдавить какой-либо твердый предмет (лезвие ножа).

2. Усушка, набухание и связанные с ними деформация и коробление. Как было отмечено выше, влажность дерева в деталях самолета меняется, несмотря на предохраняющие покрытия. Результатом этого явления является сильная деформация деталей. Даже в пределах колебаний влажности от 10 до 15% усушка сосновых деталей достигает от 0,5 до 2,5%. Коробление усыхающего дерева вызывает расшатывание всего узла (болтов, соединительных пластин, башмаков и пр.), причем гайки болтов соединения ослабевают и свободно доворачиваются от руки; усыхание дерева может вызвать тре-

щины около отверстий для болтов, если болты расположены на невелики и попадают только между болтами и концом детали, то небольшом расстоянии от конца деревянной детали. Если трещины их присутствие не должно считаться опасным; если же трещины проходят через отверстие болта и тело детали, то это является весьма опасным в смысле прочности соединения. Коробление усохших деталей приводит к изменению регулировки плоскостей (вследствие ослабления внутреннего набора крыла), что сильно влияет на летные качества самолета, к вибрации плоскостей в воздухе и деформации всего фюзеляжа. Все эти дефекты особенно резко сказываются при эксплуатации самолетов при высокой температуре или влажности окружающего воздуха (+30°—+50° Ц).

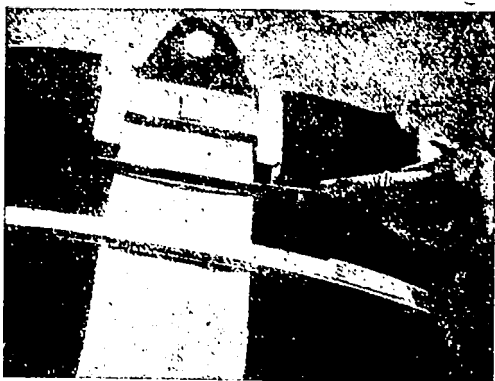


Рис. 25. Коробление полок лонжеронов и всего набора фанерного крыла вследствие усыхания дерева.

Из практики эксплуатации самолетов можно привести ряд примеров подобных явлений:

а) деформация и вибрация в воздухе плоскостей самолетов истребительного типа вследствие усыхания и коробления лонжеронов плоскостей; при этом клееные полки лонжеронов прогнулись внутрь (склейка не нарушалась) от 0,4 до 1 мм; фанера боковых стенок лонжеронов вспучилась наружу; полки нервюр и угольники крепления фанерной стенки отошли от лонжеронов по склейке, так что образовался зазор 2—3 мм; по этой причине башмаки крепления плоскостей к кабанам фюзеляжа получили зазор до 3,5 мм и потребовали устройства в фанерной обшивке люков и доворачивания гаек болтов, крепящих башмаки, на 1,5—2 оборота (рис. 25 и 26). В то же время состояние фанеры было удовлетворительным, кроме незначительного растрескивания в некоторых местах. Причина описанной деформации крыла лежит в излишней влажности его деревянных деталей и большой сухости климата того района, где это явление имело место, достигавшей минимальной относительной влажности 3,4% при максимальной температуре +50° Ц; б) при вскрытии для ремонта обтяжки двух плоскостей самолетов, эксплуатировавшихся в течение 5 лет, было найдено, что фанера на лонже-

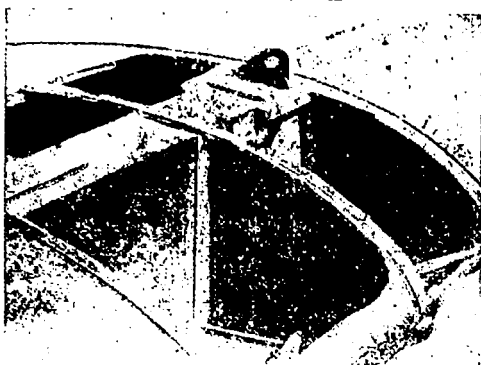


Рис. 26. Разрушение крыла в результате резкой усушки и дерева.

творительным, кроме незначительного растрескивания в некоторых местах. Причина описанной деформации крыла лежит в излишней влажности его деревянных деталей и большой сухости климата того района, где это явление имело место, достигавшей минимальной относительной влажности 3,4% при максимальной температуре +50° Ц; б) при вскрытии для ремонта обтяжки двух плоскостей самолетов, эксплуатировавшихся в течение 5 лет, было найдено, что фанера на лонже-

ронах потрескалась, вспузырилась и свободно расходится по склейке; растяжки и болты ослабли (последние в теле лонжеронов); в) аналогичные явления наблюдались с плоскостями других самолетов; г) замечена деформация элеронов на учебном самолете, приводившая к тому, что зазор между элеронами и лонжероном плоскости становился неодинаковым по длине и даже местами элерон плотно прикасался к лонжерону, что препятствовало управлению; д) разбалтывание всех башмаков центроплана на самолете истребительного типа вследствие усушки дерева лонжеронов (но в равной мере и от вмятин, образующихся вследствие отсутствия под башмаками центроплана прокладок из более твердого дерева); е) наблюдалось также коробление лонжеронов Р-1 даже в процессе производства и ремонта, причем в некоторых случаях для исправления этого дефекта прибегали к такому варварскому способу, как зажим лонжерона в струбцинках с обратным выгибом и оставлением его в таком виде на ночь. Подобный способ конечно должен быть категорически запрещен, так как такой лонжерон при эксплуатации снова примет свою форму, ибо причина коробления его лежит, по всей вероятности, в усушке заболонной древесины, применяемой при изготовлении вместе с ядровой древесиной.

Коробление наблюдается и по причине набухания дерева от увеличения влажности. От набухания происходит также увеличение веса деталей и всего самолета в целом, достигающее по заграничным сведениям для морских самолетов 12%.

3. Расклейка. В практике эксплуатации самолетов деревянной конструкции имели место случаи расхождения склейки, в особенности на самолетах Р-1 в первое время их производства и эксплуатации, когда еще применялся для склейки столярный клей. Расхождением склейки объясняется явление прогиба лонжеронов крыльев этого самолета в местах склейки полок лонжерона.

Несколько особый характер имеет расклейка или выщелачивание клея от длительного влияния влажности.

Примером опасности расклейки может служить имевшая место авария с одним из самолетов, у которого на штопоре расшатался хвост фюзеляжа, лопнула килевая стойка и расщепились концы нижних лонжеронов. Основной причиной этого явилось полное выщелачивание клея в результате хранения самолета под открытым небом в течение одного месяца при частой смене жары и дождя. До этого самолет налетал около 200 час. Выщелачивание произошло в месте склейки фанерной обшивки хвостовой части фюзеляжа с килевой стойкой и лонжеронами.

6. Основные правила ухода за деревянными деталями

Уход за самолетом деревянной конструкции в отношении предупреждения неисправностей, изложенных в предыдущих разделах, заключается в своевременном обнаружении первоначальных признаков этих неисправностей и в соответственном ремонте и усилении дефектных деталей. Уход за самолетом в отношении предупреждения неисправно-

стей, появляющихся в результате естественного износа, заключается главным образом в надлежащем содержании окраски и лакировки деревянных деталей и своевременном их подновлении. С целью сбережения окраски и лакировки деревянных деталей в летний период года надлежит: а) избегать (насколько возможно) содержания самолета под дождем и длительным действием солнечных лучей; б) ни в коем случае не давать засыхать грязи и масляным пятнам после полетов и при первой же возможности удалять их чистыми тряпками, смоченными в теплой воде (не более 30° Ц); в) жировые пятна и загрязнение, не поддающиеся удалению указанным способом, должны смываться путем намыливания этих мест простым (бельевым) мылом с последующим вытиранием чистыми тряпками. Все обмытые места должны быть насухо вытерты тряпками.

Запрещается: а) ударять или царапать лак и краску твердыми предметами или твердыми щетками; б) мыть при помощи поливки из ведра с последующей протиркой тряпками; в) оставлять непротертые насухо места, г) оставлять самолет на солнце для обсыхания (так как это вызывает коробление деревянных деталей и фанеры); ж) применять для мытья окрашенных и лакированных деталей бензин, керосин, ацетон, уксусный эфир, кислоту, смывки и растворители, а равно втирать «для блеска» масло.

Далее, следует помнить, что в случае изменения цвета или потускнения окраски (в результате неоднократного мытья самолета) необходимо как краску, так и лак подновлять, наблюдая за тем, чтобы дерево, покрываемое краской заново, было чистым и сухим. В полетный период ежедневно, а в прочих случаях не реже как через 2—3 дня, удалять с деталей самолета пыль при помощи мягких волосяных щеток или чистой и сухой ветоши. При наличии пылесоса надо периодически удалять пыль из фюзеляжа и, по возможности, из плоскостей и хвостового оперения; если пылесоса нет, можно пользоваться для этой же цели струей сжатого воздуха под давлением не свыше 1 ат (от отработанных баллонов самопуска). Надлежит тщательно «обтирать» деревянные детали после дождя и отпотевания, появляющегося вследствие резких изменений температуры.

Практика эксплуатации показывает, что наилучшим способом просушки намокшего самолета является полет в сухую погоду.

По заграничным сведениям рекомендуется также осушка внутренности фюзеляжа (гидросамолетов), струей воздуха от вентилятора, что, очевидно, возможно и для сухопутных самолетов. Надо думать, что для этой цели можно применить специальные отопители для подогрева моторов воздушного охлаждения перед запуском в зимнее время, которые снабжены центробежными вентиляторами.

Надо всячески избегать проливания бензина и масла при заправке самолета, а также кислоты при эксплуатации аккумулятора; при случайном разливе бензина и масла на деревянные детали надлежит немедленно вытирать их насухо. В случае обнаружения проливания кислоты необходимо тотчас же нейтрализовать действие ее, обмывая детали раствором соды, и возобновить лакировку и окраску.

В местах ответственной склейки и в стыках, где возможно расщепле-

ние дерева, деревянные детали обматываются тесьмой, пропитанной клеем, или обклеиваются полотном и сверху окрашиваются или лакируются. Уход за такими местами в основном тот же, какой указан ранее. Помимо этого надлежит особо тщательно следить за целостью склейки в наружно видимых местах и надежностью крепления обмотки. Ремонт подобных соединений возможен только в парковских и заводских условиях, почему появление этих дефектов свидетельствует о наступлении срока отправки самолета на очередной просмотр.

Особенности ухода за деталями, изготовленными из заболони. С 1926 г. в самолетостроении начала широко применяться заболонь, которая ранее не допускалась для изготовления ответственных самолетных деталей. При применении заболони особое внимание должно быть обращено на тщательность предохранения деталей от атмосферной влаги. Необходимо покрытие лаком как наружной части деталей, так и внутренних частей: отверстий для болтов, стыков, торцов, в местах соединения и крепления башмаков и накладок и других отверстий, вообще во всех местах, где влага может задерживаться и проникать в дерево. Покрытие производится обычным масляным лаком два раза, причем в случае порчи и всяких повреждений покрытия, оно должно немедленно возобновляться. В крайнем случае можно применять масляную олифу или тертые белила со скипидаром.

При эксплуатации надо соблюдать следующие правила: а) иметь особое наблюдение за деталями, изготовленными из заболони (определив их по записям в формуляре), с тем чтобы после эксплуатации иметь точное суждение о целесообразности дальнейшего применения заболони и иметь возможность определить степень загнивания дерева с заболонью в зависимости как от времени и условий эксплуатации, так и от применяемых покрытий; б) при каждом детальном осмотре самолета вносить в формуляр: изменение цвета, наличие трещин, пятен, синевы, состояние покрытия и деформацию деталей, изготовленных из заболони; в) всякие изменения цвета в сторону потемнения (синевы) указывают на понижение качества дерева, почему целесообразно нанести первоначальный цвет детали на пластинку краской, которую в дальнейшем сравнивать с наличным цветом детали; г) при авариях и поломках обращать особое внимание на качество деталей из заболони, фиксируя, в случае надобности, специальными актами те случаи, когда причиной была заболонь.

До сих пор, несмотря на длительную эксплуатацию, особых дефектов, заставляющих отказаться от применения заболони, в практике эксплуатации самолетов деревянной конструкции не наблюдалось.

7. Эксплуатация фанерного покрытия

Основные данные авиационной фанеры. В самолетостроении применяется трехслойная березовая фанера трех сортов: А, Б и В. Фанера сорта А делается из слоев равной толщины; у сорта Б внутренний слой в два раза толще наружных слоев. Наиболее употребительные размеры фанеры—1,5; 3; 4 и 5 мм. По внешнему виду фанера

не должна иметь заботин, трещин, отдулин, синевы, темных пятен, гнилых сучков и других пороков, указывающих на ее недоброкачественность. Хорошо заросшие сучки допустимы, если их диаметр не более 10 мм и число их на каждой стороне не более двух. Крепость на растяжение сорта А толщиной до 8 мм (по данным технических условий) должна быть вдоль волокон внешних листов $K_{\text{макс}} = 700 \text{ кг/см}^2$, поперек волокон $K = 350 \text{ кг/см}^2$. Влажность должна быть не более 15%. Хорошош способом контроля качества фанеры является ее просвечивание, которое дает возможность определять пороки среднего слоя, невидимые при внешнем осмотре (на рис. 27 хорошо виден выпавший сучок в среднем слое, а также направление волокон). Предел упругости фанеры очень трудно определить и после разгрузки всегда остаются небольшие остаточные деформации, причем предел текучести почти совпадает с временным сопротивлением, в результате чего детали из фанеры разрушаются внезапно без появления каких-либо предварительных признаков.

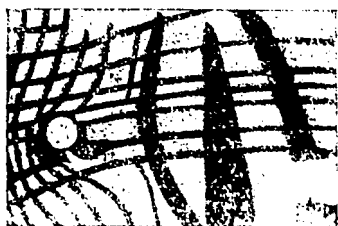


Рис. 27. Вид просвеченного фанерного листа.

Для авиационной фанеры громадную роль играет водоупорность. По некоторым данным английская фанера в некоторых случаях выдерживала кипячение в течение 55 час. и вымачивание в морской воде в течение 3 недель, причем при высушивании она коробилась, но следов ратслаивания не наблюдалось; с другой стороны, отмечены случаи, когда в фанере деревянного поплавка гидросамолета после 6 лет эксплуатации произошло полное выщелачивание клея. Испытание на водоупорность по нашим техническим условиям производится в течение 5 час. в воде при температуре 50°. Соединение листов фанеры производится или заклепками (дополнительно винтами и заклепками), или склейкой, причем наиболее удачной склейкой является склейка «на-ус» со скосом от $1/20$ до $1/30$. Так как склеенный шов затем зачищается шкуркой, то может иметь место случай, когда будет счищено более половины наружного слоя. Между тем эти слои являются при изгибе наиболее нагруженными, почему способ зачистки надо применять с осторожностью.

Способы защиты авиационной фанеры от влияния атмосферных условий сводятся к следующему.

1. Фанера, идущая на боковины фюзеляжа, предохраняется покрытием масляной краской, причем она сначала грунтуется масляной грунтовкой или краской; в крайнем случае — хотя бы масляной олифой с добавлением 15% масляной краски (серого цвета). После того как грунтовка хорошо просохнет (на что надо не менее 8 час.), производится, при помощи деревянной шпакли, два раза шпаклевка: 1-й раз местами, а 2-й раз — сплошь. Шпаклевка готовится густая из масла, клея и лака № 22. Затем шлифуется шкуркой до безупречно гладкого состояния, после чего красится два раза масляной краской с промежутком между покрытиями в 12 час. Применение для фанеры спиртовых красок или лаков не допускается.

Фанера, идущая на обшивку плоскостей, обычно лакируется три раза

масляным (копатовым или каретным) лаком, причем после первых двух покрытий через 1—2 дня счищают лак стеклянной бумагой; третье же покрытие остается незачищенным, что дает очень гладкую поверхность.

Предварительная грунтовка фанеры олифой (льняной) с последующим покрытием чистым масляным лаком, по заграничным данным, дала неудовлетворительный результат.

Для улучшения защиты от атмосферных влияний в некоторых случаях применяется предварительная (до окраски) обклейка фанеры проклеенной материей с последующей грунтовкой и окраской. Способ этот в наших условиях широко практикуется, но, как было отмечено выше, все же не дает стопроцентную гарантию в том, что фанера не может загнить, так как предварительную заразу фанера может нести в себе самой.

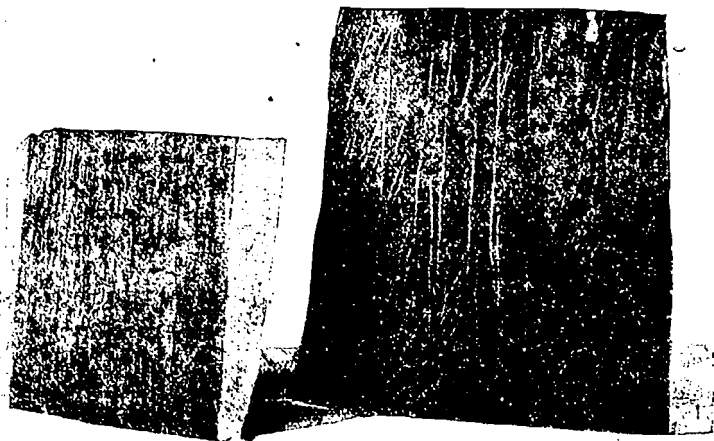


Рис. 28. Трещины фанеры на обшивке крыла.

Сильное разрушение фанеры, склеенной альбуминовым клеем; может иметь место в жарком климате вследствие биологического разрушения крови, составляющей клей.

В практике эксплуатации самолетов отмечены следующие случаи разрушения и износа фанерной обшивки: а) волнистость и коробление фанеры, являющиеся следствием разбухания фанеры от увеличения влажности и результатом остаточных деформаций вследствие передачи усилий, воспринимаемых фюзеляжем и плоскостями; б) трещины, могущие произойти также по двум причинам: в результате усушки и коробления фанеры (фиг. 28) (например трещины обшивки фюзеляжа) и как остаточные деформации от напряжений, воспринимаемых фанерой (например трещины фанерных бортов и днищ летающих лодок, трещины нижней фанерной обшивки свободонесущих крыльев, обшитых фанерой); в) потемнение и загнивание фанеры (см. ранее раздел «Загнивание древесины»), приводящие в некоторых случаях к полному разрушению; г) кроме того следует еще отметить побеление (посерение) лакового покрытия по причине недоброкачества лака и несоответствующих условий во время покрытия.

Уход за фанерой. Уход за фанерным покрытием и деталями самолета, окрашенными указанными выше способами, должен быть такой же, как и за остальными деревянными деталями. Необходимо особо тщательно следить за целостью окраски и шпаклевки фанерной обшивки фюзеляжей и появлением под ними трещин и загнивания. Необходимо, также возможно чаще проверять надежность склейки ажурных фанерных рам и предохранять их от замасливания, разъедания кислотой (из аккумулятора) и т. п.

Особенно тщательным должен быть уход за плоскостями самолетов, имеющих фанерное покрытие. Такие плоскости в большинстве являются по конструкции свободонесущими. Особенностью конструкции этих плоскостей является отсутствие внутренней расчалки в крыле между лонжеронами; вся жесткость крыла основана на жесткости фанерной обшивки, вследствие чего последняя воспринимает на себя часть усилий, передающихся на крыло. (Иногда фанерное покрытие бывает не целиком всего крыла, а только между лонжеронами, но это по существу дела не меняет.) Эти обстоятельства налагают требование особо тщательного ухода за фанерным покрытием плоскостей. Первыми признаками остаточных деформаций у таких плоскостей являются: а) вылезание гвоздей, крепящих листы фанеры к набору крыльев, б) сильное коробление фанеры (сверху) и в) трещины фанеры (снизу). Из этих дефектов особенно опасным является вылезание гвоздей, могущее привести к отрыву целых листов фанеры в воздухе, что при упомянутом выше отсутствии внутренней расчалки в крыле неминуемо ведет к разрушению всего крыла и к аварии. Плоскости указанной конструкции требуют: 1) тщательного ухода и наблюдения за фанерой, 2) грамотного ремонта (см. ниже) и 3) периодического освежения всей лакировки фанерной части крыльев не реже двух раз в год.

Уход за плоскостями, имеющими фанерное покрытие, сводится к следующему: а) всячески предохранять плоскости от сырости и резких перемен атмосферных условий, почему даже кратковременное хранение под открытым небом самолетов, плоскости которых имеют фанерное покрытие, является крайне нежелательным и допустимо лишь в исключительных условиях; б) особенно тщательно соблюдать указания по уходу, изложенные выше в разделе об уходе за деревянными деталями; в) систематически вести наблюдение за появлением волнистости фанерной обшивки (обычно сверху), трещин (снизу около центроплана) и за вылезанием гвоздей. В то время как небольшая волнистость фанеры является допустимой в эксплуатации (и только в случае прогрессирующего увеличения требует замены плоскости или смены обшивки), сквозные трещины и вылезание гвоздей, крепящих фанерные листы, крайне опасны (признак остающихся деформаций после фигурных полетов) и могут служить причиной аварии и катастрофы. Небольшие волосовидные трещины фанеры, размеры которых меняются в зависимости от состояния окружающего воздуха, являются допустимыми и причина их лежит в качестве фанеры. Рекомендуются для предотвращения загнивания фанеры (путем заражения через эти трещины) переднюю кромку фанерного крыла (до переднего лонжерона) обклеивать полотном и после того лакировать; г) наконец, ежегодно весной

необходимо производить полное освежение лакировки плоскостей, а осенью—ремонт фанерного покрытия с изъятием изношенных листов¹.

8. Особенности ухода за деревянными самолетами в холодное время года

С целью сбережения деревянных деталей зимой, когда указанный выше способ ухода за ними становится неприемлемым в условиях работы в неотапливаемых ангарах, необходимо до наступления холодного времени возобновить или освежить окраску и лакировку самолетов во всех местах, требующих этого.

Уход за деревянными деталями в зимнее время отличается следующими особенностями: а) необходимо тщательно оберегать детали от воздействия



Рис. 29. Вид обледеневшего самолета Р-1.

влаги, образующейся при оттаивании инея и отпотевании, образующемся при резких колебаниях температуры, для чего во всех таких случаях, при первой возможности, вытирать самолет и все детали насухо мягкими сухими тряпками (концами); б) следить, чтобы нигде не могла скопиться влага, могущая впоследствии замерзнуть (когда удаление ее будет затруднительно), для чего чаще проветривать самолет, открывая дверцы и люки, и наблюдать за тем, чтобы все дренажные отверстия были в исправности; в) помнить, что в сильный мороз (ниже 20° Ц) при выводе самолета из отапливаемого ангара в деталях может произойти ряд деформаций. По выводе самолета из ангара непосредственно на открытый воздух надлежит проверить (хотя бы наощупь) натяжение лент и тросов и свободное движение всех механизмов и органов управления; г) особенно серьезным для эксплуатации самолета является возможность обмерзания в полете (рис. 29). При специальных исследованиях различают четыре вида обмерзания самолетов:

¹ О ремонте фанерного покрытия см. в разделе: «Вопросы ремонта самолетов деревянных конструкций».

1) Обмерзание при температуре около 0° , встречающееся наиболее часто,—при этом ледяной налет замечается прежде всего на передних частях тросов, стоек и крыльев. Фюзеляж, хвост и передняя кромка винта подвергаются такому обмерзанию значительно реже. Ледяной налет имеет закругленную форму, утолщенную к краям, и может значительно повредить летным качествам самолета (рис. 30, а).

2) При температурах -10° получается кристаллический снегообразный налет, осаждающийся в незначительных количествах на лобовых частях стоек и крыльев и имеющий заостренную форму, вследствие чего он мало ухудшает аэродинамические качества самолета (рис. 30, б):

3) Третий вид обмерзания бывает при попадании в сильно переохлажденный туман или облако; по своей форме он сходен с первым.

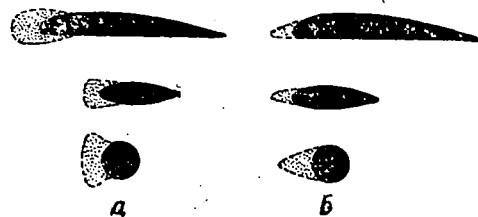


Рис. 30.

4) Четвертый вид—«ледяной дождь»—приводит к образованию стеклообразного льда при попадании самолета в переохлажденный дождь и является наиболее опасным.

При 3-й попытке летчика Чемберлина побить мировой рекорд продолжительности полета он попал в «ледяной дождь», причем ледяной покров

самолета весил более 100 кг. В практике работы воздушной линии Архангельск—Сыктывар имели место случаи, когда после обмерзания с самолета до 60 кг льда.

Наиболее частые случаи обмерзания наблюдаются в зимние месяцы при температурах у земной поверхности, близких к 0° . Для средней части СССР обмерзание наиболее часто сопровождается ветрами юго-западными и юго-восточными и может иметь место в период от сентября до мая, но наиболее вероятно в декабре, январе и феврале месяцев.

Обычно обмерзание происходит в облаках низких форм (слоистых, разорвано-слоистых и дождевых), в слое от 200—600 м и сравнительно редко выше 1000 м.

Причиной обмерзания является то обстоятельство, что некоторые облака зимой при температуре у земли около 0° состоят из переохлажденных капель воды до температуры ниже даже -10° Ц; причем эти капли, ударяясь о детали самолета, сейчас же замерзают. Это явление носит сходный характер с опытом, когда при встряхивании сосуда с переохлажденной водой она немедленно замерзает.

Наиболее исследованы случаи обмерзания воздушных змеев (см. статью Воронцова в «Вестнике воздушного флота», № 2, за 1931 г.).

Удовлетворительных способов избежать обмерзания ни у нас, ни за границей до сих пор не найдено. Поэтому единственным пока надежным средством борьбы является выход из полосы облаков и тумана при замеченном в воздухе начале образования на самолете льда.

После посадки обмерзшего самолета нельзя скалывать лед какими-либо твердыми предметами, а надо дать возможность оттаять (поместив в отепленный ангар), после чего вытереть насухо.

9. Уход за матерчатým покрытием.

Качество матерчатого покрытия. Для покрытия плоскостей, фюзеляжа и др. деталей самолетов деревянной конструкции применяется хлопчатобумажная ткань—«перкаль» или «льняная А/16» с крепостью для перкаля не менее 1 000 кг на 1 пог. м, а для льняной А/16—1 300—1 400 кг/м по основе и 1 200—1 250 кг м по утку, при удлинении по

Примитивным способом распознавания хлопчатобумажной и льняной ткани может быть следующий: капнуть на кусок ткани каплю растительного масла (касторки), и если она не расплывется, то значит ткань льняная если же она расплывется в виде полосок, то значит ткань бумажная, или с примесью бумаги. Равным образом можно судить и по разрыву: льняная ткань рвется неровно с отдельно торчащими нитками, а бумажная — ровно.

обоим направлениям не более 10%. Льняная ткань А/16 является одной из самых легких материй (вес 1 м²—147 г) для обтяжки самолетов и в то же время обладает большой крепостью на разрыв со значительным увеличением этой крепости при последующем покрытии аэролаками. Все эти три условия служат главнейшими критериями в оценке авиационной ткани.

Особенно важно, чтобы ткань не содержала аппретирующих веществ (придающих блеск), как например: крахмала, хлора, кислот, животного клея, желатина, жиров, масел и др., так как эти вещества уменьшают прочность ткани и способствуют ее загниванию. Кроме того, так как крахмал в ацетоне не растворяется, он препятствует пропитке ткани аэролаками. Для удаления аппретирующих веществ применяется кипячение ткани в 3%-ном мыльном нейтральном растворе с последующей промывкой в чистой горячей и холодной воде. Как оказалось, мытая ткань дает больший прирост крепости (до 63% по основе и 65% по утку), чем немытая, почему позволяет давать меньшее число покрытий (до 3-х); но натяжение ее получается несколько слабее. Очень важно также, чтобы ткань была сухой; поэтому англичане рекомендуют хранить полотно перед употреблением возможно долгое время в сухом помещении с температурой около 23—25° С.

Полотно прикрепляется к нервюрам крыла с помощью суровых ниток, дающих на разрыв не менее 13 кг. Применяются следующие способы пришивки полотна к нервюрам: 1) нитка охватывает всю нервюру и на верхней ее полке образует узелок (рис. 31, 32); 2) тот же вид прошивки, но узелки идут сбоку полки нервюры (на самолетах Р-1 после ремонта на некоторых ремзаводах); 3) стежки нитки идут параллельно нервюре с обеих сторон (итальянский способ прошивки), не захватывая нервюры; этот способ зарекомендовал себя с весьма хорошей стороны в смысле надежности крепления; 4) прошивка полотна производится к полотняной ленте, которой охватывается специальная планка, идущая параллельно полке нервюры (самолеты «Фоккер»).

Во избежание перетирания нитки о полки нервюр последние должны быть закругленными и обклеенными сверху лентой. Кроме того поверх обтяжки под нитку прокладывается также лента, и шов сверху заклеивается широкой лентой, ставящейся на аэролаке 1-го покрытия.

В практике эксплуатации самолетов наблюдались случаи, когда полотно отрывалось от набора крыла главным образом в тех местах,

где было обтекание струей от винта. Исследованием этого явления было установлено две причины: первая заключалась в том, что кромки верхней полки нервюры не были закруглены, а кроме того лента, про-

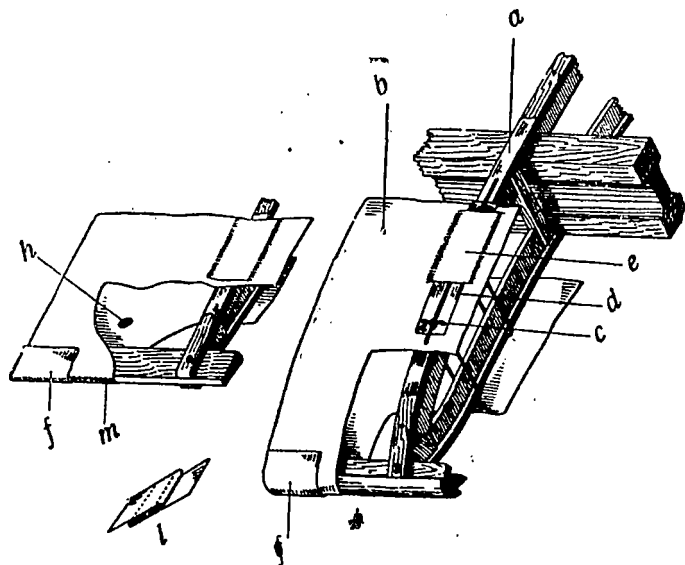


Рис. 31. Подшивка полотна к нервюрам; *a* — лента на полке нервюры; *b* — обтяжка; *c* — узел нитки; *d* — грубая лента сверх обтяжки; *e* — лента, закрывающая шов; *f* — обклейка задней кромки; *h* — пистон для стока влаги; *l* — соединение краев полотна; *m* — шов на задней кромке.

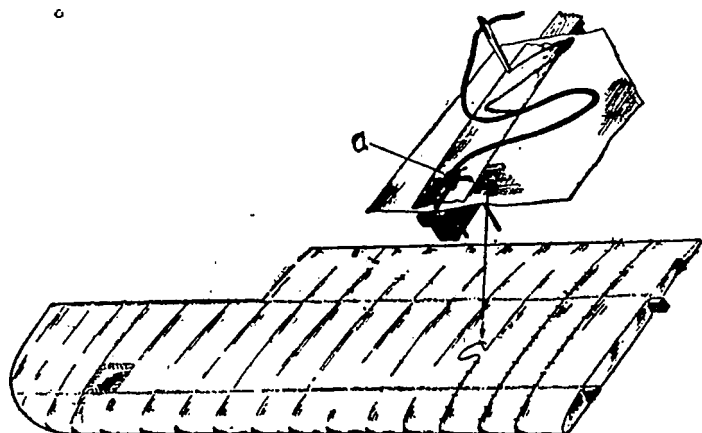


Рис. 32. Способ подшивки полотна к нервюре: *a* — узел нитки.

кладываемая сверху обтяжки крыла, была тонкая, что в результате приводило к обрыву ниток от вибрации обшивки в струе винта. После того как полки нервюры стали делаться закругленными и указанную

ленту в струе винта стали ставить из грубого материала, дефект был изжит. Судя по 'заграничным материалам, этот дефект там также имел место и для устранения его англичане рекомендуют следующий метод пришивки полотна к нервюрам (рис. 33). Края нервюры закругляются, после чего верхняя и нижняя полки обворачиваются полосками очень плотной ткани, причем эти полоски ни в коем случае не приклеиваются к полкам и должны иметь возможность незначительного перемещения относительно полков, но не должны иметь никакого перемещения относительно нитки. Пришивку ниткой делается по обе стороны полки нервюры, причем узлы делаются на каждой стороне через 75 мм, так что между двумя узлами на обеих сторонах получается расстояние около 38 мм. Нитка должна быть натянута так крепко, чтобы по краям полки нервюры образовались вдавленности, благодаря чему после натяжки полотна от покрытия аэролаками нитка будет держать еще плотнее. После прошивки шов заклеивается лентой на аэролаке.

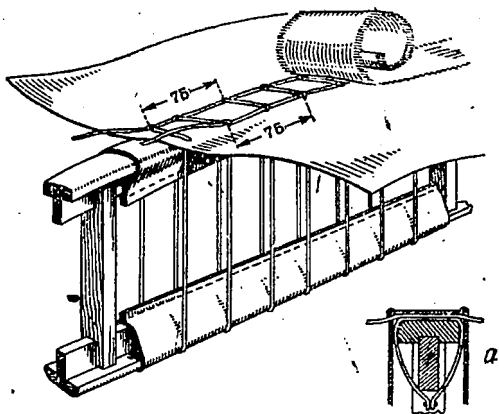


Рис. 33. Английский способ пришивки полотна к нервюре.

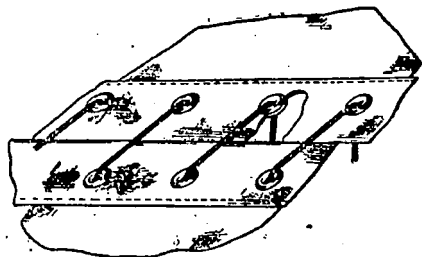
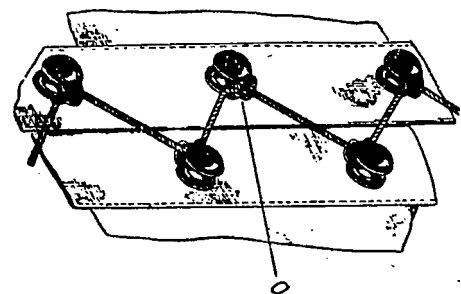


Рис. 34. Сшивка пологняной обтяжки в раскрываемых местах, а—узел на 1-м пистоне.

Обтяжка фюзеляжа обычно имеет расшивные окна, стягиваемые бечевкой на крючках или пистонах. Необходимо у каждого 10-го пистона делать узел, как показано на рис. 34, во избежание раскрытия смотрового окна в полете в случае обрыва бечевки.

Обтяжка фюзеляжа обычно имеет расшивные окна, стягиваемые бечевкой на крючках или пистонах. Необходимо у каждого 10-го пистона делать узел, как показано на рис. 34, во избежание раскрытия смотрового окна в полете в случае обрыва бечевки.

Покрывание аэролаками. Матерчатая обтяжка самолетов пропитывается и покрывается специальными составами—аэролаками, имеющими назначением:

- а) создать покрытие, не боящееся влаги, влияния атмосферных условий и позволяющее мыть обтяжку самолета для поддержания ее в чистоте;
- б) увеличить натяжение обтяжки для улучшения обтекаемости деталей самолета;
- в) увеличить прочность обтяжки.

Кроме того лакировка улучшает обтекаемость поверхностей самолета, создавая гладкую гляцевую поверхность.

Применяемые у нас аэролаки делятся в основном на две группы:

1. Аэролаки-пропитки, покрытие которыми преследует цель увеличить натяжение ткани и придать ей большую прочность; иначе эти аэролаки называют аэролаками 1-го покрытия.

2. Предохранительные аэролаки (цветные), называемые иначе аэролаками 2-го покрытия, покрытие которыми создает защиту от влияния атмосферных условий на аэролаки 1-го покрытия; кроме того, в соответствии с применяемым цветом окраски это имеет маскировочное значение.

В настоящее время применяются главным образом нитроцеллюлозные аэролаки-пропитки, имеющие в своем составе нитроклетчатку (продукт обработки древесной целлюлозы смесью азотной и серной кислот, известный под именем пироксилина). Нитроцеллюлоза растворяется в ряде веществ, как например: ацетон, уксусно-амиловый и этиловый эфир, древесный спирт и др., и при этом образует лак. Для эластичности к таким лакам добавляется касторовое масло и др. Обладая большой эластичностью и водонепроницаемостью, эти аэролаки весьма горючи. Поэтому сейчас в опытном порядке поступают на эксплуатацию самолеты, покрытые негорючими ацетилцеллюлозными лаками (в этих лаках клетчатка обработана уксусной кислотой с растворением ацетилцеллюлозы в ацетоне с бензолом, уксусном эфире и др.). Недостатком этих аэролаков является, помимо дорогой цены, их пористость и меньшая прочность.

Нашей промышленностью применяются аэролаки 1-го покрытия марок «Н» (нитроклетчатка) и «Ц» (целлюлозный), причем марка «Н» дает большую усадку полотна. Покрытие производится два раза маркой «Н» и два раза маркой «Ц».

В результате покрытия аэролаками ткань дает прирост крепости, достигающий от 25 до 60%—в зависимости от числа покрытий; кроме того дает усадку от 1 до 1,5%, что способствует тугому натяжению матерчатого покрытия, а следовательно и лучшей обтекаемости крыльев, фюзеляжа и оперения.

По нашим техническим условиям прирост крепости ткани должен быть такой, какой указан в табл. III.

Таблица III

	При покрытии аэролаком «Ц»		При покрытии аэролаком «Н»	
	по основе	по утку	по основе	по утку
После 1-го покрытия	25%	35%	15%	25%
» 2-х »	35%	45%	25%	30%
» 3-х »	45%	55%	30%	35%
» 4-х »	48%	60%	35%	40%

Относительное удлинение лакированной ткани должно быть не менее удлинения чистой ткани.

Это объясняется тем, что удлинение чистой лаковой пленки составляет для целлюлозных лаков 6—7%, т. е. тот же процент удлинения, что и у большинства льняных тканей. Если же удлинение ткани будет значительно более (как это бывает например с суровыми тканями), то в эксплуатации очень быстро произойдет разрыв и растрескивание лакового покрытия, приблизительно при 10—15 кг и в дальнейшем растяжении оно участия принимать не будет, что значительно ослабит прочность всей обтяжки.

Интересно отметить необычайно высокий прирост крепости, полученный в ЦАГИ при опытной покрытии французских льняных тканей, покрытых аэролаком марки «Ц» (в 1926 году). При очень малой первоначальной крепости одной из тканей, равной 786 кг/м по основе, и удлинении 8,5% после 1-го покрытия аэролаком «Ц» ткань дала на разрыв по основе 1776 кг/м и удлинение 3,5%, а по утку—1000 кг/м и удлинение 9%; после 2-го покрытия—по основе 1756 кг/м, а по утку—1200 кг/м, при удлинении соответственно 3 и 8%; при дальнейших покрытиях тем же лаком крепость начала падать. Таким образом в процентах прирост крепости максимум был равен 146,5% по основе и 160,9% по утку. Вес 1 м² этой ткани был равен 79 г.

Опытами установлено, что чем меньшую первоначальную прочность имеет ткань, тем больший прирост прочности она дает после покрытия. Ацетилцеллюлозные лаки дают несколько меньший процент увеличения крепости при том же числе покрытий, но зато и меньший привес (около 11,5% вместо 32,3% при нитролаках).

Нормальный привес ткани А/16 по техническим условиям должен быть такой, как указано в табл. IV.

Таблица IV

	Для марки «Н»	Для марки «Ц»
после 1-го покрытия	25 г/м ²	18 г/м ²
» 2-го »	40,5 »	30 »
» 3-го »	60 »	45 »
» 4-го »	80 »	60 »

Средний расход аэролака на 1-е покрытие на 1 кв. м ткани для марки «Н» не более 145 г, для марки «Ц» не более 150 г, для цветных аэролаков 160—170 г/м². Несколько повышенного расхода требует «мытая» льняная ткань (185—190).

Громадное значение для натяжения ткани имеет усадка ее, происходящая после покрытия аэролаками «Н» и «Ц». Эта усадка (по данным инж. Сидорина) после 3-кратного покрытия достигает по основе и утку не менее 1,5% после покрытия аэролаком «Н» и не менее 1% при аэролаке «Ц».

Аэролаки 2-го покрытия применяются также нитроцеллюлозные двух цветов: защитного—для верхней части плоскостей и фюзеляжа, и серого—для нижних поверхностей. Эти аэролаки имеют, как показывает

опыт, наибольшее значение для защиты самой ткани при эксплуатации. Они дают ничтожное повышение крепости ткани (около 1,8%), а потому покрытие ими и не должно преследовать этой цели.

Специальными опытами установлено, что покрытие обращенных вниз поверхностей только одними аэролаками 1-го покрытия сохраняет как первоначальную крепость ткани, так и часть прироста ее от пропитки аэролаком, тогда как верхние поверхности, покрытые лишь бесцветными аэролаками (1-го покрытия), под действием атмосферы в течение времени от 1 до 6 мес. подвергаются сильному разрушению.

Солнечный свет (ультрафиолетовые лучи) является главнейшим фактором, разрушающим ткань. Отсутствие влаги в атмосфере уменьшает, но не уничтожает действия света.

Чистая льняная ткань после пребывания в течение 6 мес. под воздействием солнечных лучей теряет в прочности 10—60%, перкаль—28—40%, что возможно объяснить тем, что хлопчатобумажные волокна «привыкают» к воздействию солнца, еще созревая под знойным южным солнцем.

Период с мая по июнь является наихудшим для службы ткани обтяжки, так как в эти месяцы лучи солнца наиболее интенсивно действуют на лаковую пленку. Потеря крепости обтяжки из льняной ткани А/16, покрытой три раза аэролаком «Ц» и три раза цветными аэролаками, за 6 мес. воздействия атмосферы и солнечных лучей (в лабораторных условиях, по данным ЦАГИ) выражается приводимой ниже диаграммой (рис. 35), из которой видно, что через 6 мес. у такой ткани остается еще значительный запас прироста крепости от покрытия

аэролаками (около 20—30%). На основании лабораторных испытаний инж. Андреев (в трудах ЦАГИ, вып. 61) дает срок службы лакированной ткани в 200 час.

Помимо указанных выше аэролаков 2-го покрытия (цветных), применяются еще масляные. Покрытие масляными лаками дает более гляцевую поверхность и хорошо предохраняет ткань от действия влаги, но через некоторый период эксплуатации лак трескается и разрушается под действием масла (в особенности касторового). Кроме того вопрос обновления краски в этом случае более сложен, чем при нитроцеллюлозных и ацетицеллюлозных лаках (см. ниже), и привес пленки такого лака значительно больше.

Результаты опытов с аэролаком 1-го покрытия, выдержанным и непосредственно поступившим с производства, показывают преимущества первого. Отстоянный лак лучше проникает в поры ткани, лучше ее пропитывает, что дает большее повышение механических качеств. Но срок выдержки не должен быть большим; по техническим условиям

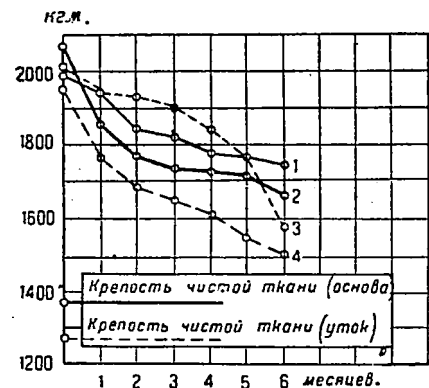


Рис. 35. 1—по основе нижней стороны; 2—по основе верх. стор.; 3—по утку нижн. стор.; 4—по утку верхн. стороны.

он не должен превышать 20 дней для марки «Ц» и 10 дней для марки «Н». Предельный срок хранения аэролаков точно не установлен, но испытания образцов аэролаков, взятых со складов и хранившихся там по несколько лет, показали полную их непригодность для употребления, почему, очевидно, этот срок должен быть не свыше 1—1½ лет (при условии хранения в нормальных условиях).

Уход за матерчатым покрытием должен обеспечить ему нормальную прочность и долговечность службы, а для этого важно сохранить натяжение обтяжки и целостность аэролакового покрытия.

Правила ухода за матерчатым покрытием. Общие правила ухода аналогичны правилам ухода за окраской деревянных деталей самолета.

Так как в процессе эксплуатации самолетов через некоторый период времени (зависящий от условий эксплуатации и характера защитного покрытия) появляется потускнение или смывание аэролака, трещины и отставание от полотна с ослаблением натяжения обтяжки, то одним из основных правил ухода является периодическое подновление окраски, которая производится следующим образом.

1) Если покрытие сделано нитролаками, то в том случае, если натяжение полотна не ослаблено и аэролаковое покрытие требует только освежения: а) с обтяжки смываются следы грязи и масляных пятен, как указано выше, б) после того как обтяжка хорошо просохнет, она покрывается цветным нитро- или ацетилцеллюлозным лаком; при этом необходимо, чтобы покрытие производилось в теплом (не ниже 20° Ц) и вентилируемом помещении. Летом эту работу можно производить на открытом воздухе, но исключительно в сухую, безветренную погоду.

В том случае, если обтяжка не порвана, достаточно прочна, окраска на ней сохранилась и лишь ослабло натяжение ткани; натяжка может быть до некоторой степени восстановлена следующим образом: а) с обтяжки указанным выше способом смываются следы грязи и масляных пятен; б) после того как обтяжка хорошо просохнет, ее покрывают аэролаковой пропиткой марки «Н» или «Ц»; в) покрытие производится 1 или 2 раза с обязательным перерывом для просыхания предыдущего слоя покрытия.

Аэролак марки «Ц» применяется для более сильного натяжения обтяжки, что надо учесть при выборе марки аэролака в зависимости от степени ослабления обтяжки.

2) Если сверх аэролаков 1-го покрытия сделано покрытие масляными красками—необходимо предварительно снять весь слой краски и пропитки, после чего на обнаженное и хорошо высохшее полотно нанести заново покрытие аэролаками в том же порядке, как это делается в новом производстве, в соответствии с инструкцией, наклеиваемой на каждой банке с аэролаком.

Удаление с полотна аэролаков производится следующим образом: а) аэролак-пропитка марки «Н» разбавляется на 25% (по объему) специальным растворителем; б) под действием этого состава минут через 10—15 окраска матерчатого покрытия размягчается, что облегчает работу по удалению с полотна слоев аэролака и краски; в) соскабливание размягченной окраски можно производить с помощью ножа (сапож-

ного), причем это должно производиться с особой осторожностью в тех местах, где имеются нитки сшивки или прошивки обтяжки.

Помимо общих правил по уходу за матерчатой обтяжкой и ее покрытием необходимо систематически наблюдать за целостью крепления ее к набору крыла, т. е. за целостью ниток, крепящих полотно к нервюрам, учитывая, что наиболее часто обрывы ниток, крепящих полотно, происходят в деталях, обдуваемых струей винта.

Для возможности проветривания внутреннего набора крыла необходимо тщательно следить за чистотой отверстий пистонов по кромкам крыльев, хвостового оперения и прочих мест матерчатой обтяжки (что также важно во избежание разрывов ткани при подъеме на высоту).

Если обнаружено скопление воды за обтяжкой, то последнюю надо вскрыть и удалить воду, после чего, починив обтяжку, поставить в этом месте пистоны. Для сушки крыльев, внутри которых обнаружено большое скопление влаги, следует применять продувку нагретым воздухом. В некоторых случаях при очень сильном пропитывании влагой внутреннего набора крыла (что имеет место, например, на гидросамолетах деревянной конструкции) для просушки можно частично вскрыть обтяжку крыла. Для продувания нагретого воздуха могут быть использованы обогреватели с вентилятором, служащие для подогрева моторов воздушного охлаждения перед запуском.

10. Уход за металлическими деталями самолетов деревянной конструкции •

Металлические части самолета должны быть очищены от пыли, грязи, капель и брызг масла (в особенности отработанного). Очистка деталей должна производиться протиранием их тряпками, смоченными, если это необходимо, в керосине.

После очистки все неокрашенные, а также вороненые стальные и железные детали должны быть смазаны тонким слоем бескислотной смазки (технический вазелин, ружейное масло). Детали же, предохраненные от ржавчины, например: никелированные, оцинкованные, окрашенные краской или покрытые лаком — должны быть насухо вытерты. В тех местах, где краска или лак сошли, необходимо немедленно их возобновлять. При появлении на окрашенных деталях ржавчины краска должна быть смыта (смесью скипидара с денатурированным спиртом или бензином), ржавчина зачищена шкуркой, и промытая керосином деталь должна быть вновь покрашена. Части из цветных металлов — медные, латунные, алюминиевые — очищаются от грязи и жиров и вытираются насухо. Медные и никелированные части должны быть вычищены (в доступных местах) до блеска.

Сварные башмаки, ушки, сережки и т. п. должны тщательно осматриваться для выявления начинающихся трещин и надломов. Было много случаев появления трещин в сережках и башмаках, главным образом, подстоечных узлов. Так, наблюдался ряд случаев обрыва ушков стальных сережек для лент-расчалок в подстоечных узлах (рис. 36 и 37). Из 15 исследованных случаев обрыва этих сережек 10 случаев имели место у подстоечных узлов задней несущей ленты, 4 случая — у задней поддерживающей и только один случай обрыва сережки передней несущей ленты.

Обрыв происходил как в полете, так и на земле при регулировке самолета. В некоторых случаях удавалось обнаруживать трещину при осмотре самолета перед вылетом. Причина этих обрывов в основном лежала в применении несоответствующей стали марки «С» (прочность на растяжение 50—60 кг/мм², удлинение—16%, содержание углерода 0,3—0,4%, вместо марки «М») которая нормально должна идти на эти

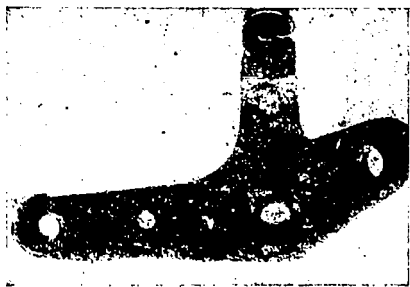


Рис. 36. Обрыв ушка сережки для ленты-расчалки в подстоечном узле.

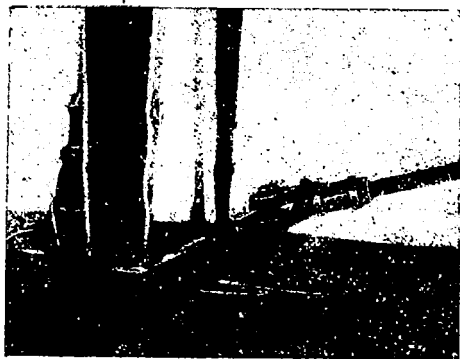


Рис. 37. Обрыв ушка сережки для ленты-расчалки.

сережки (прочность на растяжение 40—50 кг/мм²; удлинение—22%; содержание углерода—0,20—0,30%).

Другим примером является надрыв стального подстоечного башмака для обратных расчалок у одного из истребительных самолетов (рис. 88). В этом случае причиной служило не качество стали, а несоответствующая конструкция башмака (несовпадение направления ленты-расчалки и ушка башмака и резкий угол в месте перехода от ушка к самому башмаку), а также частые полеты на спине.

Для наблюдения за подобными дефектами целесообразно металлические узлы самолетов деревянной конструкции не закрашивать масляной краской, а покрывать светлым масляным лаком.

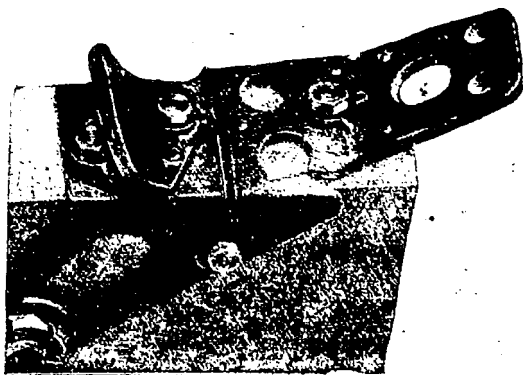


Рис. 38. Разорванный подстоечный башмак истребительного самолета.

II. Вопросы ремонта деревянных самолетов ¹

Чаще всего приходится прибегать к следующим ремонтным работам:
а) если выщерблен или сильно смят кусок лонжерона под стойкой

¹ Вопросы ремонта излагаются в настоящем труде очень кратко и только в виде отдельных примеров, так как в этой области должны быть изданы специальные руководства.

шасси, то это место аккуратно состругивается вместе с фанерой и вместо соструганной части ставится на клею кусок б—б; оставшийся край состругивается «на-ус» и на клею и гвоздях ставится полоса з, а изнутри—накладка в, также на клею и на гвоздях (рис. 39). Обмотка лентой в этом месте уже не делается, б) если имеются только трещины вдоль волокон без вмятин, то ставится накладка из 4-миллиметровой фанеры на клею с гвоздями. Но ни в коем случае нельзя допускать наличия поперечных трещин, при появлении которых лонжерон подлежит обязательной замене.

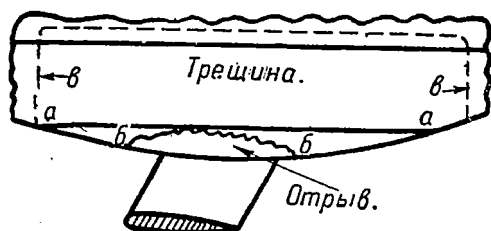


Рис. 39а.

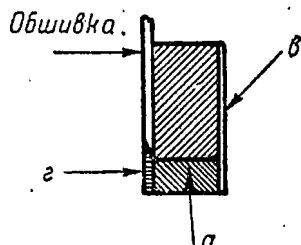


Рис. 39б.

Подобный метод ремонта был подтвержден неоднократными испытаниями, произведенными на одном из ремонтных заводов, которые дали результаты, приведенные в нижеследующей таблице.

Таблица V

Характер образца	Среднее разрывающее усилие в кг	Среднее временное сопротивление кг/см ²
1,2 и 3	609	768
4,5 и 6	700	767
7,8 и 9	753	

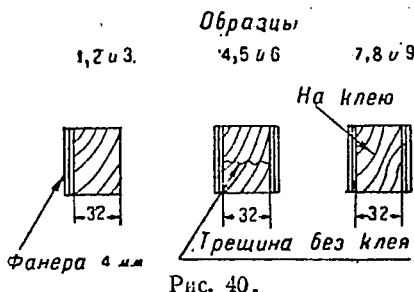


Рис. 40.

При этом первые три образца были изготовлены по типу, указанному на рис. 40, а; остальные же по типам б и в. Фанера ставилась на клею и полдюймовых гвоздях с шагом в 30 мм.

Другой вид ремонта лонжеронов фюзеляжа в конструкциях, сходных по типу с конструкцией фюзеляжа самолета Р-1, заключается в ремонте загнивших мест лонжеронов. Такой ремонт большей частью требует полной замены части лонжерона. Так как это очень сложно и требует полной расшивки фюзеляжа, то для сокращения объема ремонта в тех случаях, когда загнивание происходило не далее, как в 100 мм от места стыка средней и хвостовой части нижних лонжеронов, допускалось вырезание загнившего куска лонжерона средней части с соответствующим удлинением нижнего лонжерона хвостовой части, который в месте нового стыка должен быть равен новому сечению нижнего лонжерона средней части фюзеляжа. При этом новый лонжерон (хво-

стойкой части) должен изготавливаться из соответствующего материала, а срез остающегося лонжерона надо производить с учетом старых отверстий для болтов скрепляющей накладки так, чтобы ближайшее к срезу оставшееся отверстие находилось от среза на расстоянии не меньшем, чем в основной конструкции. Концы лонжеронов в месте стыка надо обмотать лентой на клею.

С целью устранения попадания грязи и влаги между лонжероном и обтяжкой фюзеляжа в месте стыка ставилась фанерная пластинка, как это показано на рис. 41.

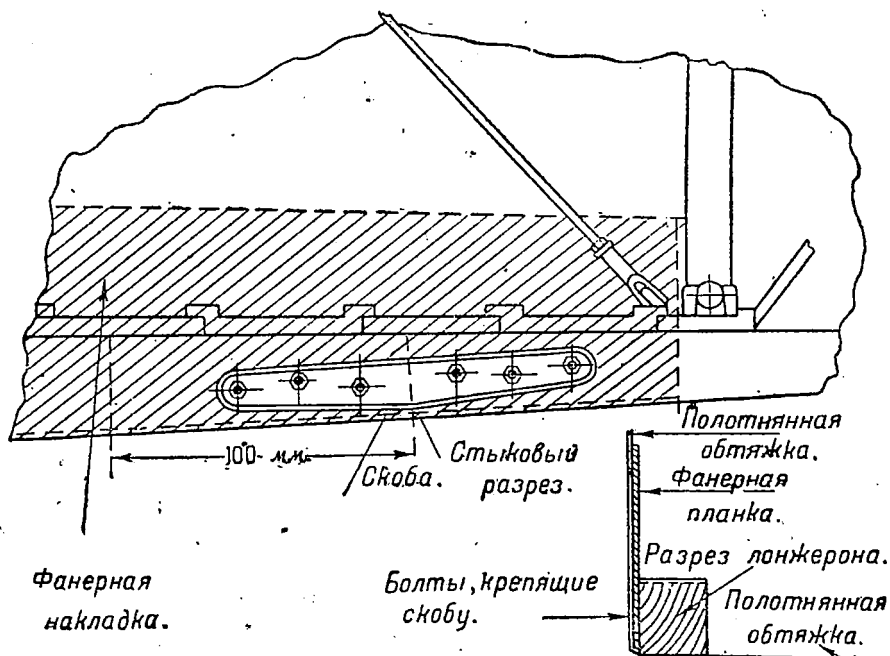


Рис. 41.

Ремонт коковых фанерных фюзеляжей отличается значительными особенностями. Необходимо отметить, что характер поломки кокового фюзеляжа, например, выклеенного из шпона, таков, что при полном капоте самолета в некоторых случаях обламывается вся хвостовая часть вместе с хвостовым оперением, т. е. ремонт становится уже нецелесообразным.

Точно также нецелесообразным становится ремонт в нижеследующих случаях: а) поломка хотя бы двух передних шпангоутов с поломкой лонжеронов фюзеляжа и разрушением фанерного кока; б) поломка лонжеронов в нижнем центроплане (фанерном приливе для крепления нижних крыльев) с разрушением нижних лонжеронов фюзеляжа; в) перелом четырех лонжеронов и кока в кабине пилота; г) общее загнивание фанеры обшивки, стрингеров и рам.

Целесообразным считается ремонт фюзеляжа примерно такого характера: а) местное пробитие обшивки, повреждение стрингера, рамы и отдельных лонжеронов фюзеляжа,—подобный ремонт надо производить путем местных накладок и дополнительных планок, ставящихся параллельно поврежденным на казеиновом порошкообразном клею и на гвоздях; б) трещины, образующиеся на обшивке из шпона, надо ремонтировать путем накладок изнутри фанеры на клею и на гвоздях в два слоя по 1,5 мм, причем второй кусок фанеры должен быть по размерам менее первого; в) трещины в месте сопряжения фюзеляжа и задней кромки нижнего центроплана надо ремонтировать путем уширения фанерной полосы под обшивкой, постановки бобышки в месте сопряжения изнутри, накладки из шпона снаружи и постановки нового фанерного листа снизу центроплана; г) незначительные повреждения шпангоутов фюзеляжа в хвостовой части удавалось ремонтировать силами авиапарков путем местных усилений, производимых изнутри без вскрытия обшивки кока.

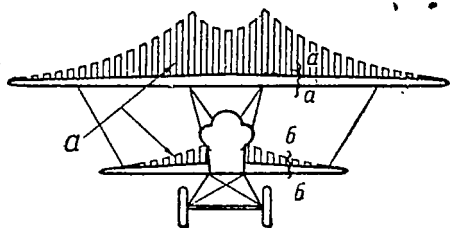


Рис. 42. Эпюра изгибающих моментов крыла.



Рис. 43.

Опыт по ремонту крыльев деревянной конструкции наиболее полно отражен в практике ремонта деревянных крыльев, имеющих фанерную обшивку.

Обычно плоскости имеют характерные коробчатые лонжероны с фанерными боковыми стенками и полками, склеенными из целого ряда вертикальных (или горизонтальных) планок. Наиболее крупным ремонтом крыла является ремонт этих лонжеронов, причем наличие клееной конструкции полок дает возможность производить их «наращивание», т. е. вырезание отдельных планок и постановку новых на клею, что при правильном выполнении ремонта является вполне допустимым.

Основным условием грамотного ремонта является требование, чтобы наращивание производилось только на консоли крыла и для самолетов, имеющих свободннесущую коробку крыльев, не ближе 300 мм от оси стойки. Это объясняется тем, что по характеру работы свободннесущего крыла или коробки крыльев изгибающие моменты лонжеронов возрастают к концу крыла, где достигают очень большой величины (рис. 42); поэтому наращивание лонжеронов у корня крыла или даже в пролете между стойкой и фюзеляжем является недопустимым. Между тем в практике ремонта и эксплуатации мы имели случаи, когда даже на ремзаводе наращивание полок лонжеронов производилось в пролете между стойкой и фюзеляжем простым усом длиной 130 мм из цельного куска дерева. В результате в месте стыка произошла расклейка, и самолет

потребовал нового ремонта. Были случаи, когда наращивание производилось даже в сечении б—б, что легко могло привести к катастрофе.

Обязательным условием является применение казенного клея. Сращивание отдельных планок надо делать так, чтобы длина остающейся планки была не менее 3 м. Склейка должна быть сделана «на-ус» с отношением не менее как 1:9, а желательно иметь даже 1:15, при расстоянии между стыками не менее 1 м (рис. 43). Боковая фанеровка лонжерона не должна сходиться своими стыками со стыками полок лонжеронов, а заходить далее их на 500 мм. Не надо забывать делать в новых лонжеронах отверстия для сообщения внутренней полости лонжерона с воздухом внутри крыла, что важно для высушивания влаги и предупреждения загнивания внутри крыла. Замена боковой фанеровки лонжерона должна производиться не более трех раз на одних и тех же местах лонжерона. Если нервюры имеют склеенные полки, то сращивание их не должно быть на полке лонжерона, а несколько позади ее. Частичная или полная замена нервюр, планок и других мелких деталей набора крыла никаких ограничений на срок службы деталей не налагает.

При ремонте крыльев, связанном с заменой лонжеронов, необходимо учитывать срок службы каждого лонжерона, так как, если при замене одного лонжерона на срок службы другого остается очень короткий промежуток времени, то ремонт плоскости становится явно нецелесообразным.

Ремонт фанерной обшивки плоскостей (из цельной многослойной фанеры) должен производиться в соответствии с нижеследующими правилами:

1. Замена лакового покрытия должна производиться два раза в год, причем весной должно быть сделано только освежение лакировки, а осенью полное капитальное покрытие лаком заново.

При капитальном покрытии лаком надо соблюдать следующее:

а) плоскости при помощи стеклянной бумаги (средних и мелких номеров), наложенной на пробковую колодку, очищаются от старого лака, затем их три раза покрывают новым лаком. После каждого покрытия лаком, через 36—48 час. вновь счищают лак стеклянной бумагой, оставляя лишь третье — последнее покрытие. При подобной обработке можно добиться абсолютно гладкой поверхности плоскостей, что очень важно; б) эти работы должны производиться в теплом, вентилируемом помещении (не менее +20° Ц), так как при работе в сыром и холодном помещении на плоскостях могут появиться белые пятна и лак не будет сохнуть; в) в том случае, если часть листов фанеры была заменена новыми, лакировка производится четыре раза с соблюдением тех же условий зачистки и промежутков между покрытиями; г) 1-е покрытие производится лаком № 22 треста «Лакотраска» или «экипажным» № 17; 2-е и последующие покрытия делаются «копаловым» лаком или тем же лаком № 17. Дешевые лаки применять нельзя, так как они содержат канифоль, разрушающуюся от тепла и масла. Лак наносится как на новые, так и на старые места без предварительного их покрытия олифой; д) в том случае, если производится только освежение лакового покрытия, то плоскости должны быть в теплом помещении обмыты

от грязи и пятен, хорошо вытерты, высушены и после легкой шлифовки покрыты дополнительным слоем масляного лака.

2. Замена листов фанеры. Основным условием является применение фанеры соответствующего качества, т. е. авиационной фанеры холодной или сухой горячей склейки в соответствии с техническими условиями на авиафанеру. Листы фанеры должны быть той же толщины, что и заменяемые. Клей для склейки фанерных листов допускается только казеиновый, и для просушки после склейки должно отводиться времени не менее чем 24 часа.

Новые фанерные листы до натяжки их в местах изгибов (например, передняя кромка крыла) должны быть слегка намочены с обеих сторон. Гвозди для крепления фанеры должны быть медные или оцинкованные со специальными зубринами для увеличения трения. Перед употреблением полезно гвозди обмакивать в смолу (венцианский терпентин) для консервации дерева и надежности крепления. Перед постановкой гвоздей надо делать разметку, чтобы гвоздь не попадал мимо набора

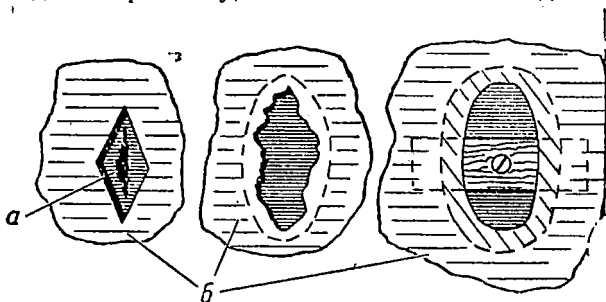


Рис. 44. Способы ремонта незначительных повреждений фанерной обшивки; а—трещина; б—фанерная обшивка.

крыла. При забивании необходимо избегать неправильных ударов во избежание появления трещин при заколачивании гвоздей.

При переходе от одного листа фанеры к другому в местах стыков необходимо на продольные планки, служащие для связи нервюр, накладывать клинья толщиной, равной толщине нижнего листа фанеры, для того чтобы приклеивать к ним листы фанеры без прогибов.

Фанера на передней кромке крыла может быть обклеена суровым полотном на аэролаке 1-го покрытия, но с тем, чтобы край этого полотна заходил за полку переднего лонжерона на расстояние около 65 мм. Все листы фанеры должны быть тщательно просмотрены для обнаружения трещин, расклейки и вылезания гвоздей, являющихся признаками остаточных деформаций от полетных нагрузок. Даже незначительные повреждения фанеры в центральной части плоскостей свободносущего крыла должны повлечь за собой замену всего дефектного листа фанеры. Целесообразно менять всю фанерную обшивку таких крыльев один раз в течение 1—1½ лет, причем полная замена всей фанерной обшивки должна производиться не выше двух раз на один и тот же набор крыла.

3. Ремонт незначительных повреждений. Незначительные повреждения (маленькие трещины не в центральной части крыла, про-

боины и т. п.) могут быть починены путем постановки заплат. Если ставится заплата размером не более 3×3 см, то верхний слой фанеры вырезается острой стамеской в виде ромба и в вырез на нижний слой фанеры накладывается заплата той же формы (при этом нижний слой не надо вырезать в виде какой-либо правильной формы, так как чем более поверхность склейки, тем лучше (рис. 44, фиг. а).

Повреждения большего размера, но не свыше 6×6 см, ремонтируются следующим образом: в фанере вырезается овальной формы отверстие, после чего берется небольшая деревянная планка, которая вводится внутрь через прорезь и прижимается изнутри к отверстию, для чего в нее должен быть ввернут винтик с укрепленной к нему ниткой, или в ней делаются две дырки, сквозь которые просовывается вязальная проволока. Если потянуть за проволоку, планку можно изнутри прижать. Концы этой планки смазываются клеем и приклеиваются изнутри к фанере (рис. 44, фиг. б). Когда клей будет уже держать прочно, то винтик с ниткой надо удалить и сверху наклеить точных размеров заплату, укрепив ее еще несколькими штифтами, после чего все это место лакируется.

В случае более значительного повреждения весь лист фанеры должен быть заменен. Предельная допустимая величина заплат примерно следующая: для внешних концов крыльев 8×4 см при 4 заплатах, для средней части крыла $5 \times 2,5$ см при 3 заплатах.

I. Особенности конструкций сварных трубчатых фюзеляжей

Самолеты смешанной конструкции строятся из дерева и металла с применением стальных и дюралевых профилей, труб, башмаков, косынок и т. п. Обычно такие самолеты преимущественно имеют сварной трубчатый фюзеляж, обтянутый полотном, и крылья с набором деревянных деталей и деревянными лонжеронами, обтянутыми полотном или фанерой или и полотном, и фанерой.

Попытки применить сварку для соединения самолетных деталей имели место с первых же шагов развития авиации, но особенно широко сварка стальных трубчатых фюзеляжей самолетов стала применяться в период империалистической войны 1914—1918 г. и после нее. В настоящее время до 90% американских самолетов имеют сварной трубчатый фюзеляж.

Для изготовления фюзеляжа самолетов смешанной конструкции применяются трубы из углеродистой или специальной (преимущественно хромо-молибденовой) стали.

С точки зрения эксплуатации трубчатые сварные фюзеляжи зарекомендовали себя хорошо простотою ухода ремонта и длительным сроком службы, что ставит их наравне с цельнометаллическими самолетами, но необходимо отметить некоторые их особенности.

При сварке вследствие резкого перехода от температуры плавления на шве до температуры окружающего воздуха, всего лишь в нескольких сантиметрах от него, в расстоянии 6—19 мм от шва, труба будет отожжена и временное сопротивление ее понижается. Поэтому и разрыв, и излом труб при испытаниях и в эксплуатации происходят не по самому шву, а на указанном выше расстоянии от него (рис. 45). Но и сам сварочный шов иногда бывает ненадежным, в большинстве случаев причина этого лежит в плохой работе сварщика или неудачной конструкции узла.

До сих пор у нас для сварки применялись трубы из мягкой углеродистой стали с механическими качествами: коэффициент крепости 40—45 кг/мм², удлинение не менее 20%, причем сварка не должна понижать крепость более, чем на 25%. За границей, особенно в Америке,



Рис. 45.

широко применяются для этой цели хромомолибденовые трубы, имеющие коэффициент крепости около 70 кг/мм², при удлинении 12—15%. Коэффициент крепости соответствующей термической обработкой (закалка в масле с последующим отпуском) может быть доведен до 135—180 кг/мм². Трубы из хромомолибденовой стали обладают следующими чрезвычайно ценными свойствами:

- 1) высокой способностью свариваться;
- 2) способностью получать на воздухе «воздушную закалку» или нормализацию, восстанавливая высокие механические качества;
- 3) способностью еще более повышать механические качества после специальной термической обработки.

С точки зрения эксплуатации сварных трубчатых фюзеляжей наиболее ценным свойством является «воздушная закалка», так как она устраняет основную опасность ослабления трубчатых фюзеляжей сваркой, как это выше отмечено.

Отжиг хромомолибденовой стали происходит при температуре 870—885°; нормализация, т. е. охлаждение на воздухе от этой температуры, увеличивает коэффициент крепости и предел пропорциональности стали. В отожженном состоянии трубы легко гнутся как в холодном, так и горячем состоянии, а в отожженном и нормализованном состоянии легко режутся. Термическая обработка заключается в нагреве труб или готовых сваренных деталей самолетов в специальных электрических вертикальных печах (допускающих закладку в них деталей до 7,6 м длиной) и в охлаждении в резервуаре с маслом. Подобная обработка доводит коэффициент крепости стали до 135—180 кг/мм².

Ниже приводится сравнительная таблица американских сталей (по данным проф. Акимова).

Таблица VI

Механические качества хромомолибденовых труб

	Углеродистая обыкновенная	Углеродистая нормализованная	Хромомолибденовая	
			Нормализованная	Закаленная с отпуском
Коэф. крепости	28	38	67	140
Нагрузка на трубу в кг	10 600	11 600	11 500	12 400
Размеры трубы в мм	25 × 6,5	25 × 4,8	25 × 2,4	25 × 1,2
Вес кг/м	3,0	2,5	1,36	0,75

Необходимо отметить склонность свариваемых деталей к короблению и образованию трещин в силу образующихся внутренних напряжений в сварном шве.

Кроме того, после сварки сложных узлов, приварки различных угольников, ушков и башмаков, благодаря тем же внутренним напряжениям, которые уничтожаются только после отжига целых деталей и конструкций (что представляется весьма сложным), легко могут появиться как

деформации целой конструкции, так и трещины в отдельных узлах и башмаках. В практике производства самолетов известны случаи, когда вынутый из стапеля сварной трубчатый фюзеляж обратно в стапель уже не мог быть поставлен вследствие деформации после сварки. Это вполне понятно, так как отдельные трубчатые соединения благодаря усадке сварочных швов принимают вид, показанный на рис. 46, причем усадка происходит на величину, равную толщине стенки трубы.

Достаточно надежно оценить качество сварки по внешнему виду невозможно. Обычно хороший сварной шов представляется в виде тонких полукруглых слоев, расположенных на равных расстояниях, синевато-серого цвета с металлическим блеском, причем на нем не должно быть следов окалины. Сам шов должен быть плотным. Рыжеватость, ноздристость шва и сильное вспучивание окалины указывают на недоброкачественность сварки.

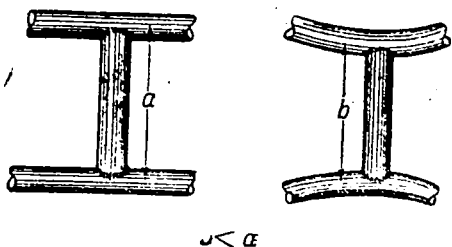


Рис. 46. Деформации от усадки после сварки.

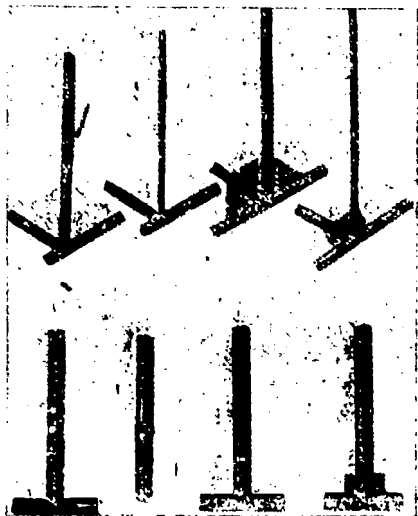


Рис. 47. Т-образные и решетчатые трубчатые сварные соединения.

В противоположность клепаным и болтовым соединениям, которые в результате эксплуатации могут ослабевать, сварные узлы никогда не ослабевают и даже при повреждении всего самолета большей частью остаются целыми, хотя трубы в пролетах между узлами прогибаются.

Сварной трубчатый фюзеляж при авариях способен в большой мере поглощать удары, вызывающие, как указано выше, прогибы труб. Отсутствие расщепления деталей при этом является весьма ценным свойством в смысле сохранения экипажа. Узловые соединения трубчатых сварных фюзеляжей в основном бывают двух типов: Т-образные и решетчатые (рис. 47).

В соединениях самолетов «Фоккер» в Т-образные узловые соединения ввариваются угольники или трубки для крепления внутренней расчалки фюзеляжа (рис. 48). Некоторые из узловых соединений могут быть очень сложными—по шести и более труб, сходящихся в одном узле. Узлы для крепления стоек шасси усиливаются наваркой специальной накладкой, причем самое крепление стоек шасси осуществляют, привари-

вая чашку, в которую входит головка стойки шасси, по типу Фоккера (рис. 49) или путем вильчатого соединения (рис. 50).

Конечно, не у всех самолетов смешанной конструкции узлы выполняются подобным образом. Так, английские самолеты Виккерса имели узлы вида, указанного на рис. 51, где все трубы узла закладываются в специальный башмак, к ним припаянный и приклепанный. Подобные соединения требуют очень плотной подгонки труб к стаканчикам башмака (зазор должен быть не более 0,12 мм). Кроме того пайка очень чувствительна к вибрациям, что требует постановки заклепок, ослабляю-

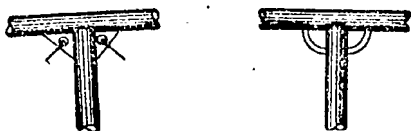


Рис. 48.

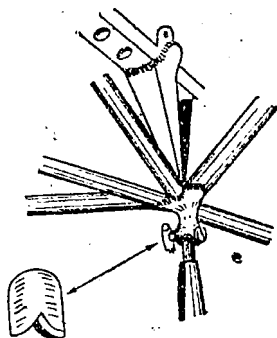


Рис. 49. Крепление стоек шасси по типу Фоккера.

щих сечение. Плохая очистка после пайки вызывает последующее окисление и разъедание металла.

Что касается соединений отдельных труб, то они делаются просто впритык для стыков, работающих на растяжение. Для усиления таких стыков внутрь вставляется буж из трубы меньшего диаметра, и соединение проваривается по стыку (рис. 52). Для стыков, работающих на сжатие, трубы срезаются под углом как в том, так и в другом

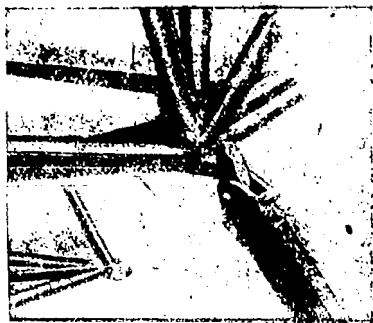


Рис. 50. Узел шасси с вильчатым соединением.

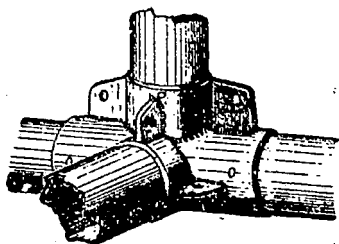


Рис. 51. Узел самолетов Виккерса.

случае. Если одна из соединяемых труб имеет меньший диаметр, чем другая, но она вставляется внутрь на расстоянии не меньше $2d$. Прочность подобных стыков колеблется от 80 до 95% прочности цельной трубы.

Необходимо отметить, что сварные соединения сильно ослабляются

ошибками конструкции. Чтобы избежать этих ошибок, надо соблюдать следующие правила:

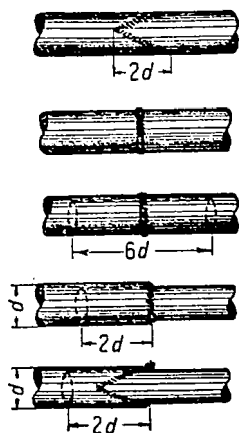


Рис. 52.

- 1) сваривать только ту сталь, относительно которой известно, что она может хорошо свариваться (в случае сомнения необходимо сварить две пробных пластинки и произвести испытания);
- 2) не заставлять сварку работать на отрыв;
- 3) избегать приваривания высоких ребер, усиливающих узел, к основному листу узла той же толщины, так как это может вызвать коробление основного листа узла;
- 4) при наварке шайб надо избегать приваривания шайбы кругом, так как это может повлечь за собой ослабление сечения сварки;
- 5) необходимо, чтобы конструкция предусматривала удобный доступ для подвода сварочной горелки, так как глубоко расположенный шов легче пережечь и выполнить неаккуратно.

2. Общие правила ухода за сварными трубчатыми конструкциями

Уход за сварными трубчатыми конструкциями (будь то фюзеляж, каркас хвостового оперения, стойки, подкосы и т. п.) заключается в контроле и наблюдении за отсутствием деформаций трубчатых стержней, отсутствием трещин, вмятин, наплывов. Наплывы являются наиболее характерными признаками деформации и образуются обычно у конца труб перед сварными узлами, т. е. в тех местах, где труба является наиболее ослабленной сваркой.

Случаев прогибов трубчатых стержней в практике эксплуатации самолетов смешанной конструкции было очень много, причем в некоторых случаях, когда трубы скрыты обтекателем (например в кабине центроплана) или капотом (например трубчатые стержни моторной рамы и передней части фюзеляжа), определить существующий уже прогиб довольно трудно. Не надо смешивать только прогиба, появившегося при эксплуатации, с прогибом, созданным в процессе производства. Для определения допустимых пределов последнего устанавливается допуск прогиба 2 мм на 1 м длины стержня.

Необходимо тщательно следить за появлением трещин как в сварных узлах и башмаках, так и в самых трубах около мест сварки, имея в виду, что в практике эксплуатации были случаи образования трещин в башмаках самолетов, даже не бывших в эксплуатации, что указывает на то, что причиной появления трещин были внутренние напряжения в металле в результате сварки. Аналогичные трещины имели место у истребительного самолета в узле крепления несущих лент-расчалок, где они появились в местах приварки ушков для лент к самому узлу. После усиления ушков дополнительной накладкой появление трещин было изжито.

Трещины самих труб часто наблюдаются в сварной трубчатой подмоторной раме, где, главным образом, они возникают в результате вибраций всей моторной установки. Так, на трубах подмоторных установок самолетов «Фоккер» в результате длительной эксплуатации стали появляться трещины, причем форма трещин была двух видов: или сквозная—поперек узкой части узла паука подмоторной рамы, или вдоль одной из труб, к которой с боков привариваются остальные трубы.

На появление подобных трещин большое влияние оказывало чрезмерное биение винта. Мерой борьбы с этим явлением была постановка накладок (рис. 53), после чего это явление прекращалось. Другим характерным примером является разрыв средней трубы подмоторной рамы учебного самолета, причем в данном случае виной была неудачная конструкция, так как этот стержень был жестко закреплен и лопался от вибраций. Попытки устранения этого явления путем постановки бужа и новой заварки не давали удовлетворительных результатов, и только в результате переделки всей подмоторной рамы (как это изложено ниже) это явление было изжито.

Для предупреждения и выявления подобных дефектов все сварные узлы и самые трубы (в доступных местах) должны тщательно осматриваться. Особое внимание надо обращать на отставание окраски со счисткой во всех сомнительных случаях окраски и исследованием мест, возбуждающих подозрение в смысле наличия трещин, с помощью

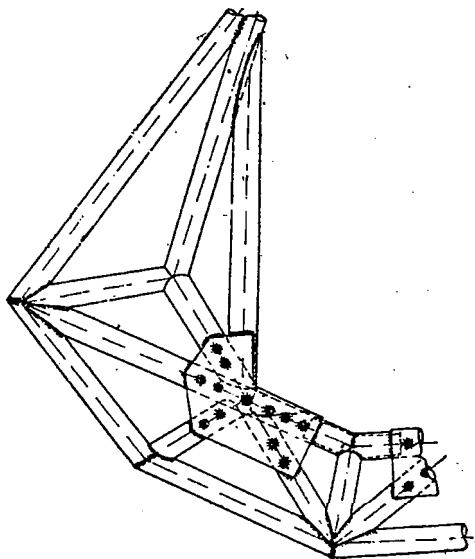


Рис. 53.

лупы (14—15-кратного увеличения). Целесообразно для наблюдения в производстве и ремонте самолетов сварные узлы трубчатых фюзеляжей не закрашивать цветной краской, а покрывать светлым масляным лаком.

Сварной трубчатый фюзеляж внутри обычно расчалывается тросами или проволокой для придания жесткости. Опыт эксплуатации подобных фюзеляжей показывает, что с течением времени они деформируются, в результате чего машина теряет свои летные качества. Для предупреждения этого дефекта необходимо при эксплуатации самолетов смешанной конструкции систематически (не реже, как через 50—60 час. полета) проверять отсутствие указанных деформаций прежде всего путем проверки натяжения внутренних расчалок, а в сомнительном случае — путем проверки смещения задней хвостовой части (или килевой трубы) от продольной оси самолета.

После длительной эксплуатации иногда наблюдается появление как под краской снаружи, так и главным образом внутри труб ржавчины,

которая приводит к значительному падению крепости материала. При испытании образцов, взятых из деталей самолета, находившегося свыше 6 лет в эксплуатации, были поручены следующие результаты:

Таблица VII

Результаты испытания образцов, взятых из труб фюзеляжа самолета

№ по пор.	Наименование труб	Размер	Временное сопротивление разрыву R кг/мм ²		Относительное удлинение в процентах	
			образец	среднее	образец	среднее
1	Откос переднего кабана верхней плоскости . . .	1,2×15,5	31,2	35	12,5	9,8
2	То же	1,2×15,5	38,7		7,2	
3	Откос длинного кабана верхней плоскости . . .	1,2×15,0	37,8	38,7	7,2	5,6
4	То же	1,2×15,2	39,5		6,0	
5	Откос заднего кабана верхней плоскости . . .	1,2×15,3	35,9	33,9	5,0	10,7
6	То же	1,2×15,1	31,9		12,5	
7	Откос стабилизатора . . .	1,2×16,3	35,0	34,7	9,2	8,5
8	» » цельные	1,2×15,2	34,3		7,7	
9	Труба нижнего лонжерона фюзеляжа	2,2×19,5	38,0	37,95	18,0	17,25
10	То же	22,0×19,5	37,9		16,5	

В то же время по техническим условиям трубы из углеродистой стали должны обладать следующими механическими качествами: сопротивление разрыву 37—45 кг/мм² и удлинение 20⁰/о.

В данном случае для некоторых образцов мы имеем падение коэффициента крепости на 15—20%, а удлинение в отдельных случаях уменьшилось в 4 раза.

В эксплуатации отмечены также случаи, когда после травления соляной кислотой ржавчины, обнаруженной при ремонте на трубах сварного фюзеляжа, под нею оказывались раковины, причем самолет, на котором это было обнаружено, эксплуатировался в течение 4 лет. Для предотвращения этого явления надлежит: а) в новом производстве покрывать трубы изнутри маслом (льняным), что производится путем заполнения труб маслом и слива его через концевые отверстия самих труб или специально просверленные для этой цели отверстия, которые затем запаиваются; б) при ремонте с вырезанием частей трубчатых стержней наблюдать за отсутствием внутри их ржавчины и проверять толщину стенок труб; в) систематически проверять целостность окраски труб, зачищая и возобновляя окраску во всех сомнительных случаях; г) при обмотке труб лентой (например для крепления обтекателей, коков и т. п.) покрывать трубы сверху по окраске тонким слоем парафина.

3. Вопросы ремонта самолетов смешанной конструкции

Здесь мы будем рассматривать только отдельные вопросы ремонта самолетов смешанной конструкции, являющиеся наиболее характерными в эксплуатации этих самолетов.

Усиление труб угольниками производится в тех случаях, когда вследствие большой сложности пространственной

фермы (как например подмоторная рама самолетов типа «Фоккер») расчет усилий в стержнях фермы бывает крайне затруднен, в практике эксплуатации весьма часто приходится прибегать к усилениям отдельных узловых соединений труб во избежание деформации последних. Обычно это усиление производится путем приварки специальных угольников (рис. 54) в узловых соединениях, что большей частью дает вполне удовлетворительный результат. Очень часто такие угольники приходится ставить в хвостовой части самолетов, имеющих трубчатый сварной фюзеляж. Так, для усиления узлов хвостовой фермы одного истребительного самолета пришлось поставить до 18 таких угольников.

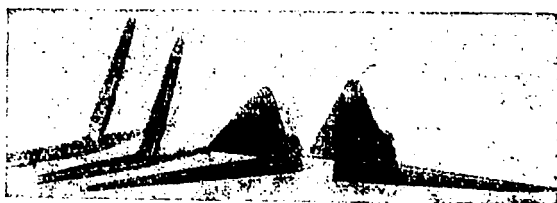


Рис. 54. Угольники, навариваемые в узлах соединения труб самолета смешанной конструкции.

пространственной фермы (как например подмоторная рама самолетов типа «Фоккер») расчет усилий в стержнях фермы бывает крайне затруднен, в практике эксплуатации весьма часто приходится прибегать к усилениям отдельных узловых соединений труб во избежание деформации последних. Обычно это усиление производится путем приварки специальных угольников (рис. 54) в узловых соединениях, что большей частью дает вполне удовлетворительный результат. Очень часто такие угольники приходится ставить в хвостовой части самолетов, имеющих трубчатый сварной фюзеляж. Так, для усиления узлов хвостовой фермы одного истребительного самолета пришлось поставить до 18 таких угольников.

Очень часто такие угольники приходится ставить в хвостовой части самолетов, имеющих трубчатый сварной фюзеляж. Так, для усиления узлов хвостовой фермы одного истребительного самолета пришлось поставить до 18 таких угольников.

В другом случае деформации отдельных труб фермы могут происходить по середине пролета, причем одновременно могут деформироваться несколько труб. Такое явление мы имели на одном из истребительных самолетов в результате посадки, когда деформировались трубы 1, 2, 3 и 4 (рис. 55), что главным образом надо объяснить тем, что в данной конструкции не было соблюдено правило «жесткого треугольника» и имелись параллельно идущие трубы, неукрепленные промежуточными подкосами. В результате пришлось произвести ряд усилений, сводившихся к постановке добавочной трубы 6 с наваркой в узле угольника 7, кроме того, пришлось сварить добавочный трубчатый подкос 5.

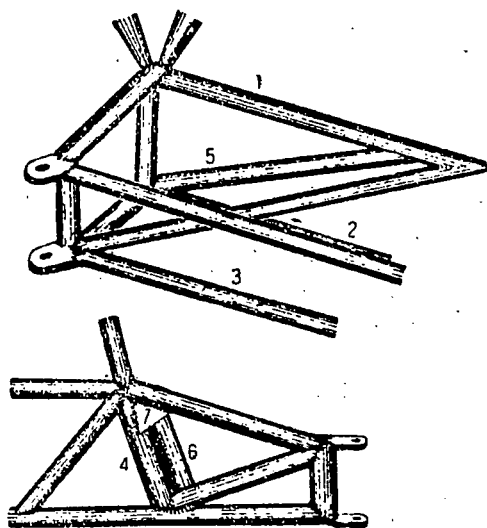


Рис. 55. Усиление фермы фюзеляжа для предотвращения прогибов труб; 1, 2, 3, 4—трубы, на которых появился прогиб, 5 и 6—добавочные трубы для усиления, 7—кница.

идущие трубы, неукрепленные промежуточными подкосами. В результате пришлось произвести ряд усилений, сводившихся к постановке добавочной трубы 6 с наваркой в узле угольника 7, кроме того, пришлось сварить добавочный трубчатый подкос 5.

Упомянутый выше случай разрыва поперечной трубы учебного самолета в сечении $a-a$ объясняется неудачной конструкцией и вибрацией мотора. Для устранения его пришлось жесткий узел K (рис. 56) заменить шарнирным с постановкой лент-расчалок для придания жесткости всей конструкции. Для этого предварительно срезается сварка, выбивается усиливающая узел кница и горизонтальная труба отрезается по сечению $A-A$; кница (толщиной 2 мм) ставится вновь, причем в месте подхода конца горизонтальной трубы, а также в месте крепления муфты для ленты-расчалки на косынку навариваются усиливающие шайбы. Горизонтальная труба и лента крепятся в книце болтами. Подобная переделка выполнялась в парковых мастерских и требовала по времени 4—5 час. (рис. 56а).

Появление трещин труб около мест сварки также часто имеет место в сварных узлах сложных трубчатых ферм, причем трещины бы-

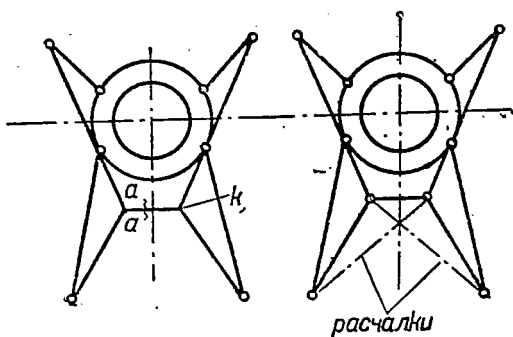


Рис. 56.

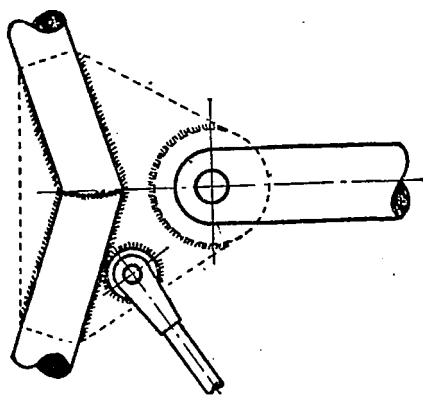


Рис. 56а.

вают двух видов: сквозные — поперек узкой части узла паука, или вдоль одной трубы, к которой с боков приварены прочие трубы. Подобные трещины устраняются, как указано выше, наваркой стальных накладок на весь узел (рис. 53), причем самый процесс этой работы следующий:

а) надо распереть передние башмаки крепления подмоторных брусьев на 6—7 мм, причем распор a (рис. 57) можно сделать из куса водопроводной трубы и железного болта $\frac{3}{4}$ " с гайкой; б) в низ башмаков ставятся деревянные накладки b с той целью, чтобы их не вывернуть; в) наложить на место трещин накладку с тщательной ее подгонкой и проварить кругом, а затем приварить через отверстие в пластинке к трубе паука; г) после остывания — удалить распор, причем бруски должны встать на свое место или оставить разницу не более 1 мм в зависимости от материала и условий сварки.

В практике ремонта сварных трубчатых конструкций весьма часто встречается необходимость вставлять внутрь труб усиливающие бужи 1.

1 Кроме бужей. некоторыми реморганами рекомендуется ставить коробчатые угольники, которыми узлы усиливаются. Обычно они изготавливаются полыми со вставленной внутрь чекой, имеющей вкладыш (медный) для крепления стяжки.

Основными правилами постановки бужей являются следующие: а) бужи при сварке труб разного диаметра не вставляются; б) для бужа берется труба того же диаметра и качества, как и ремонтируемая, причем длина бужа, как правило, должна быть равной 6-кратному диаметру трубы; в) для вставки бужа у отрезанного куска трубы вырезается полоска в 7 мм; г) при сварке не весь буж должен быть охвачен сваркой, а концы должны выходить за место нагрева от сварки; д) после вставки бужа и сварки труб буж дополнительно крепится

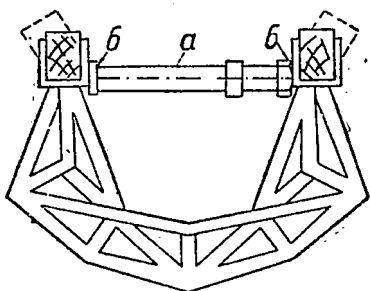


Рис. 57а.

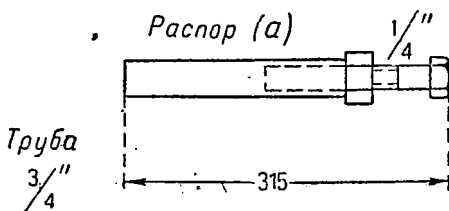


Рис. 57б.

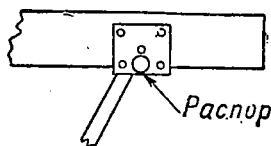


Рис. 57в.

заклепками; е) при соединении труб в узле путем ввода трубы меньшего диаметра и большую, не следует первую вводить во вторую далее места приварки ушка.

На одном из истребительных самолетов наблюдались прогибы передней ноги стоек шасси. Усиление этого подкоса производилось двумя

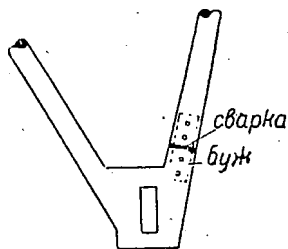


Рис. 58



Рис. 59. Чашки привариваемые к узлам крепления стоек шасси самолетов «Фоккер».

способами: в первом случае передняя нога стойки разрезалась, в нее вставлялся буж из трубы овального сечения, закреплялся четырьмя болтами диаметром 5 мм, а в месте стыка приваривался (рис. 58); в другом случае наваривался коробчатый угольник. Оба эти способа усиливали шасси, но приводили к тому, что усилия, уходившие на образование деформаций;

при посадках стали передаваться подмоторной раме, что потребовало ее усиления.

Отмечен также следующий случай ремонта подкоса V-образной стойки коробки крыльев самолета: подкос был разрезан на расстоянии 130—150 мм от верхнего конца, считая от начала сужения подкоса. Далее

в овальную трубу, из которой сделан подкос, вставлен буж таким образом, что в каждый конец вошло по 50 мм. В качестве бу́жа употребили стальную трубу овального сечения с толщиной стенки 1 мм, общей длиной 100 мм. Буж был укреплен к стенке трубы подкоса 5-миллиметровыми железными заклепками. После постановки бу́жа стенки подкоса и бу́жа были просверлены и поставлена сквозная заклепка, после чего шов стыка концов разрезанной трубы подкоса был заварен.

При вставке целых труб разного диаметра отрезается нужной длины кусок трубы меньшего диаметра, причем на все размеры труб надо давать припуск в длине не менее 1 см. Конец трубы нагревается до вишневокрасного калення и бортник трубы слегка подгибается. После этого конец трубы меньшего диаметра вставляется в большую с соблюдением указанных выше условий, т. е. чтобы он заходил в нее на длину не менее двух диаметров.

При приварке чашек для крепления верхних узлов стоек шасси самое лучшее иметь специальные шасси-шаблон, на верхние узлы которого надеваются чашки (рис. 59), привариваемые к узлам фюзеляжа поочередно и не более одной сразу.

САМОЛЕТЫ МЕТАЛЛИЧЕСКОЙ КОНСТРУКЦИИ

1. Конструктивные и эксплуатационные качества металлических самолетов

Чем меньший намечается срок службы самолета, тем меньше смысла пользоваться более дорогим, хотя и более стойким и выносливым материалом. Поэтому можно было бы ожидать, что дорогостоящие самолеты металлической конструкции имеет смысл строить исключительно многомоторные и гражданского назначения, срок службы которых значительно повышен. Однако целый ряд приводимых ниже соображений говорит в пользу самолетов металлической конструкции и, в частности, самолетов из легких алюминиевых сплавов¹.

1) Относительная устойчивость против атмосферных влияний по сравнению с деревом. Особое значение это имеет в отношении корпуса гидросамолета, который в случае изготовления из дерева, пропитываясь с течением времени водой, увеличивает вес иногда на 100—150 кг².

2) Эксплуатация деревянных самолетов обходится значительно дороже в том отношении, что требует обеспечения аэродромов ангарами (пользование палатками в конечном счете обходится дороже постоянных ангаров). Между тем металлические самолеты, при условии обеспечения несколькими комплектами чехлов (для возможности просушки) и надлежащей консервации металла защитными покрытиями, допускают длительное хранение под открытым небом.

3) Применение дуралюмина, по сравнению со сталью и деревом, невыгодно для деталей, подверженных длительной вибрации, так как под влиянием вибраций возможно разрушение заклепочных соединений.

4) Регулировка самолетов металлической конструкции более устойчива, чем деревянных.

2. Самолеты из дуралюмина. Особенности дуралюминовых самолетов

Наиболее характерные технологические свойства дуралюмина

1. Химический состав. Дуралюмин, употребляемый для изготовления листов, профилей, труб и прутков (согласно техническим условиям № 41 и 42) должен иметь следующий химический состав: меди от 3,5 до

¹ Учитывая однородность кольчугалюмина с дуралюминовыми сплавами; для сокращения текста в настоящем разделе упоминается только дуралюмин.

² См. журнал «La Technique moderne», 1931 г., № 5.

5%, марганца—от 0,4 до 0,85%, магния—от 0,3 до 0,7%, никеля—не более 0,5%, железа—не более 1%, кремния—не более 0,5%, алюминия—остальное. Кроме того, сплав не должен содержать цинка, олова и неметаллических примесей, которые допускаются только в виде следов, т. е. не более (суммарно) 0,1%.

2. Удельный вес—2,7—2,8, т. е. в $2\frac{1}{2}$ раза меньше стали. Механические свойства зависят от видов термической и механической обработок, почему сплав может быть: а) отожженный (мягкий)—для штамповальной, давильной, волочильной и пр. обработки; б) закаленный (нормальный)—для склепки и вырезки; в) нагартованный (твердый),—применяется редко для вырезки и склепки особо твердых изделий.

Механические качества дуралюмина определяются табл. VIII, составленной проф. Сидориным.

Таблица VIII

Результаты испытания дуралюмина в ЦАГИ

Термическая обработка	Предел пропорц. кг/мм ²	Временное сопротивление. кг/мм	Модуль упругости кг/см ²	Удлинение %	Твердость по Бринеллю	Кручение		Сжат. пред. тек. кг/мм ²
						врем. сопротив. кг/мм ²	пред. тек. кг/мм ²	
Отожженный при . . . $t = 400^{\circ}\text{C}$	5—8	19—20	700 000 730 00	15—20	около 50	20	8	13
Закаленный в холод. воде при $t = 500^{\circ}\text{C}$.	19—23	36—42	—	15—22	90—100	8	15	80
Нагартованный	35—30	45—56	—	3—14	100—150	—	—	—

Таблица IX

Механические свойства дуралюмина в разных стадиях механической и термической обработки

Состояние дуралюмина	Предел упругости кг/мм ²	Коэффициент крепости кг/мм ²	Относит. удлинение %	Твердость по Бринеллю кг/мм
Литой в кокиль	7—12	12—30	0,5—5,0	40—60
После горячей прокатки .	12—15	20—25	10—15	—
» холодной »	20—25	30—40	6—2	70—100
» отжига	6—10	18—23	16—20	40—50
Непосредственно после за- калки	15—20	28—32	16—22	80
После 5-дневного старения.	20—30	38—47	18—25	115—130
После 5-дневного старения и дополнительной холод- ной деформации	35—40	50—60	5—2	150—170

3. Нормы температур для термической обработки дуралюмина: температура плавления 650°C , но некоторые составные

части плаваются уже при 540°C . Для закалки наиболее выгодная температура $500\text{--}520^{\circ}\text{C}$, но практически таковой считают 485°C так как ошибка термометра может достигать $\pm 20^{\circ}\text{C}$. Наружные показатели пережога, появляющегося при $+540^{\circ}\text{C}$, проявляются в виде пузырчатости поверхности и трещин. Для отжига лучшей температурой надо считать $370\text{--}400^{\circ}\text{C}$.

Для дуралюмина недопустима термическая обработка после протяжки, которой уже однажды предшествовала закалка.

Нагревание дуралюмина при обработке не выше 170°C безвредно.

4. Процесс старения. После закалки сплав приобретает нормальные механические качества не сразу, а постепенно, достигая нормы по истечении 7 суток. Процесс старения можно объяснить следующим явлением. В дуралюмине находятся химические соединения CuAl_2 и Mg_2Si , растворимость которых в чистом алюминии при нагреве увеличивается. Если после нагрева дуралюмин быстро охладить, то возможно на некоторое время удержать в твердом растворе эти частицы, но с течением времени они начнут выделяться в виде ультрамикроскопических частиц, что и способствует повышению прочности металла, так как эти частицы играют роль шипов между плоскостями кристаллитов.

Если после закалки материал нагреть, то эти ультрамикроскопические частицы быстро превратятся в более крупные включения—шипы. В результате начавшееся улучшение металла быстро дойдет до своего максимума, но при нагреве выше критической точки с последующим медленным охлаждением может совсем исчезнуть (вылеживание при повышенных температурах и отпуск, переходящий в отжиг).

В результате отжига кристаллы CuAl_2 и Mg_2Si выделяются в виде крупных включений, мало укрепляющих материал. Перевести в твердый раствор крупные кристаллы CuAl_2 и Mg_2Si труднее, чем ультрамикроскопические, почему отожженный материал требует более длительной выдержки в ванне.

В первые часы, как и в первые сутки после закалки, улучшение механических качеств бывает наиболее эффективно: через 2—5 час. улучшение достигает 33%, а через сутки—75%.

Пайка и сварка. Согласно инструкции по пайке отливок из легких алюминиевых сплавов (издание Комитета по стандартизации при СТО, 1929 г.), пайкой разрешено исправлять небольшие дефекты (например, мелкие поверхностные трещины, небольшие утяжки и другие пороки литья) в малоответственных деталях, предусмотренных техническими условиями на поставку этих деталей. Пайка не допускается в ответственных деталях отливок по следующим соображениям: а) алюминиевые сплавы обладают высоким коэффициентом теплового расширения, в большинстве случаев отличным от коэффициента теплового расширения припоя, вследствие чего, при значительном изменении температуры детали, в месте соединения должны возникнуть внутренние напряжения. Эти внутренние напряжения должны иметь место и при охлаждении детали после пайки, и они не могут быть устранены каким-либо повторным нагревом; б) большинство металлов, входящих в припой, образуют с металлом детали в месте спая гальваническую пару, что способствует коррозии паяного соединения и постепенному разрушению шва.

В самолетостроении по этим причинам пайка дуралюмина воспрещена безусловно.

Сварка также не применяется, так как нагрев свыше 300° Ц резко ослабляет прочность металла в местах, прилегающих к сварке, создавая литую структуру металла, причем последующая закалка уже не восстанавливает утраченную прочность.

6. Влияние кислот. Азотная и уксусная кислоты высокой концентрации безвредны для дуралюмина, зато слабые растворы разъедают его очень сильно, как и растворы соляной и серной кислот¹; аммиак и хлористая ртуть также разъедают сплав. Пары же кислот действуют незначительно. Особенно сильно разъедается дуралюмин щелочами, содой и поташем.

На легкие алюминиевые сплавы холод оказывает положительное влияние, так как понижение температуры ниже нуля дает незначительное повышение крепости без уменьшения вязкости.

7. Влияние вибраций. Дуралюмин, по сравнению со сталью, примерно в два раза восприимчивее к вибрациям.

Таблица X

Результаты испытания влияния вибраций на дуралюмин в зависимости от термической обработки. (По данным, приведенным в труде инж. В. А. Лыкошина)

Обработка	Характеристика металлов			Продолжительность колебания до нуля	
	Предел упруг. кг/мм ²	Временн. сопр. кг/мм ²	Удлинение %		
				часов	минут
Прокатанный после заковки (продажный)	30	39	16	2	10
Отожженный	9	21	18	—	20
Через 48 час. после заковки в холодной воде, после нагрева 475°Ц	16	34	20	1	30

Коррозия и меры защиты от нее

Легкие алюминиевые сплавы, как дуралюмин, при неблагоприятных условиях подвержены естественному разрушению, называемому коррозией.

1. Значение коррозии по примерам эксплуатационной практики. Вопрос коррозии для эксплуатации металлических самолетов имеет решающее значение, что подтверждается следующими примерами.

Известен случай, когда многомоторный самолет на третьем месяце после выпуска с завода по причине прогрессирующей развивающейся коррозии был срочно возвращен на завод для устранения зачатков коррозии, что потребовало полной расклейки самолета.

¹ У инж. Лыкошина имеется указание, что растворы поваренной соли в шесть раз более слабые, чем морская вода, наиболее опасны для дуралюмина.

Самолет Ю-13, участвовавший в 4-месячной экспедиции 1926 г. на остров Врангеля, при налете в экспедиции около 66 час., а всего—136 час., после возвращения в Москву, исключительно по причине коррозии, потребовал капитального ремонта. Коррозией был разрушен низ фюзеляжа на 75% и продольные шпангоуты центроплана—на 50%. Частично были повреждены лонжероны центроплана, причем лонжероны оказались разъеденными кислотой аккумулятора; внутренняя лакировка самолета облезла, и повсеместно имелись следы коррозии. В наиболее поврежденных местах обшивка крошилась от нажима пальцами.

Испытанием образцов дюралья, взятого с разных мест обшивки плоскостей самолета ЮГ-1, поступившего в ремонт после возвращения с экспедиции по спасению дирижабля «Италия» и имевшего налет 22 ч. 36 м., установлено, что временное сопротивление у целого ряда образцов

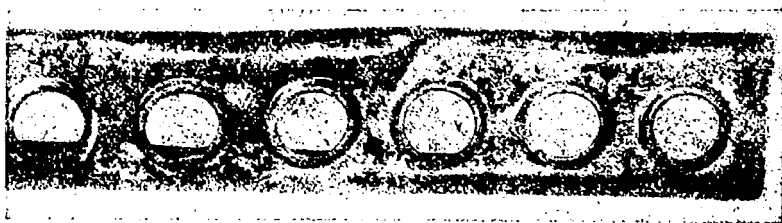


Рис. 60. Разрушение коррозией С-образного дуралюминового профиля самолета ЮГ-1.

понижилось от 15 до 30%, достигая в отдельных случаях до 57% (рис. 60).

Остов дирижабля «Лос-Анжелос» (ZL-126) потребовал капитального ремонта по причине небрежного обращения с раствором хлористого калия, употребившегося для предотвращения замерзания воды.

Можно считать, что примерно 35% самолетов дюралевой конструкции, поступающих с мест в мастерские, требуют ремонта, сопряженного с заменой деталей, пораженных коррозией, и у 95% самолетов требуется зачистка первоначальных зачатков коррозии. Нормы для морской авиации еще более высокие.

Зарегистрированы неоднократные случаи обнаружения признаков коррозии под слоем старой наружно исправной окраски, причем коррозия была обнаружена даже на новых самолетах, только что выпущенных с завода. На некоторых лодках новых гидросамолетов, обслуживающих воздушную линию Англия—Индия, постоянно приходится производить массовую замену заклепок. В одном случае было заменено до 10 000 шт., т. е. около 12% всех заклепок корпуса лодки.

Можно привести и дальнейшие аналогичные примеры вывода из строя самолетов по причине разрушения их коррозией; однако есть и обратные примеры, которые доказывают, что при надлежащем качестве за-

водского производства (особенно в результате умелой и надежной консервации металла) и технически грамотном уходе сроки службы металлических самолетов могут быть очень длительными.

Так, например, в гражданской авиации до сих пор имеются в эксплуатации самолеты Ю-13, поступившие в 1923 г., при среднем налете более 1000 час.

Самолеты АНТ-3 конструкции ЦАГИ выпуска 1925/26 г. до сих пор хорошо выдерживают установленные сроки службы.

2. Определение коррозии. В технической литературе наиболее часто встречаются следующие определения коррозии: а) коррозия—это переход металла из атомного состояния в ионное под действием конвекционного тока, возникшего вследствие нарушения потенциального равновесия в сторону относительного понижения потенциала электролита; б) коррозия—это процесс электрохимического порядка.

В более подробном и в то же время элементарном изложении явление коррозии можно объяснить следующим образом.

Известно, что атом каждого элемента состоит из ядра, заряженного положительным электричеством, и вращающихся вокруг него электронов, заряженных отрицательным электричеством. Атомы могут отдавать один или несколько своих электронов (вращающихся по внешним орбитам) или приобретать новые электроны. В атоме положительный заряд ядра уравновешен отрицательным зарядом электронов и, теряя один из них, атом переходит в ион, заряженный положительно, так называемый катион, а приобретая, наоборот, становится заряженным отрицательно—анион.

Стремление атомов металла терять свои электроны обнаруживается при помещении пластинки металла в какой-либо раствор (электролит). В этом случае образующиеся катионы металла стремятся к катоду (так как разноименные электричества притягиваются). Раствор (электролит), получая катионы металла, становится заряженным положительно, а пластинка металла—отрицательно. Может быть и наоборот. В результате между раствором и пластинкой образуется разность потенциалов. Эта разность потенциалов называется электродным потенциалом данного металла и она различна для различных металлов; например, для алюминия она—1,4 V, для меди +0,35, для железа—0,34, а для олова—0,15 (см. табл. XII).

Два металла с разными электродными потенциалами в растворе электролита образуют гальваническую пару, в которой металл, имеющий более отрицательный электродный потенциал, является анодом, стремящимся превратить свои атомы в катионы, а имеющий положительный потенциал—катодом. Дуралюмин, погруженный в электролит (например в соленую воду), вместе с медью будет разрушаться, так как его атомы будут отдавать свои электроны, переходить в состояние катионов, переходящих в раствор, а оторвавшиеся от них электроны возместят убыток электронов в образовавшихся катионах меди и восстановят их в атомы, т. е. превратят обратно в медь.

Если мы имеем металл в виде сплава (например дуралюмин), то при наличии электролита может образоваться целый ряд микроэлементов,

возбуждающих микротоки, и процесс разрушения будет происходить таким же образом.

3) Наружные признаки и виды коррозии. Поражение ковальюминия коррозией сопровождается изменением его наружной поверхности, на которой возможно появление: а) белого или слегка сероватого порошкообразного налета, отчасти похожего на слабый налет инея и зачастую выступающего даже из-под поврежденного слоя. Этот налет коррозии не бывает сплошным по всей поверхности краски или лака, как это свойственно ржавчине стали и железа (рис. 61).



Рис. 61. Порошкообразный налет коррозии, легко поддающийся зачистке.

Подобного вида коррозия чаще всего встречается на эксплуатируемых уже самолетах и свидетельствует о начавшейся первоначальной стадии развития коррозии. Поэтому, при условии своевременного обнаружения и незамедлительного удаления порошкообразного налета, детали или участки, пораженные коррозией, не требуют замены; б) легкого налета в виде отдельных, но смежных друг с другом серовато-белых пятен, не имеющих изъявлений, но местами слегка шероховатых (рис. 62). Этого вида коррозия имеет много общего с порошкообразной: также часто встречается на эксплуатируемых самолетах под слоем краски и лака, причем налет тоже поддается зачистке, допускающей сохранение на эксплуатации пораженной детали; в) темного сплошного налета с резко очерченными фигурными границами, сопровождаемого шероховатостью и отдельными раковинами (рис. 63); г) отдельных, изолированных друг от друга раковин, иногда выраженных в виде точечных черных ямок.

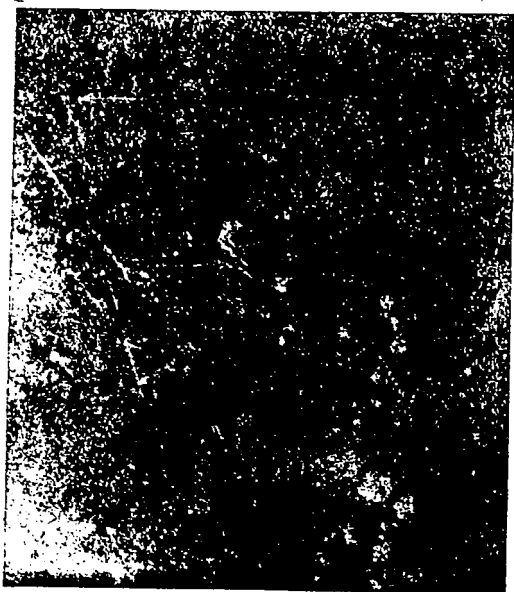


Рис. 62. Коррозия в виде серовато-белых пятен, которые не всегда сопровождаются изъязвлением.

При обнаружении коррозии, имеющей признаки, указанные в пп. в)

При обнаружении коррозии, имеющей признаки, указанные в пп. в)

и г), пораженные места (детали) подлежат замене, так как возможно распространение коррозии в глубину металла, что уже опасно. Этого вида внутренняя или так называемая «междукристаллитная» коррозия значительно понижает прочность металла, причем вначале уменьшается удлинение, а затем, по мере того как коррозия прогрессирует, уменьшается и сопротивление растяжению.

4) Возникновение междукристаллитной коррозии. Габриэлли (G. Gabrielli) утверждает, что в настоящее время определенно доказано, будто внутренняя коррозия не может предшествовать поверхностной коррозии. Поэтому можно думать, что защита поверхности уже достаточна, чтобы не допустить возникновения коррозии внутри. То же

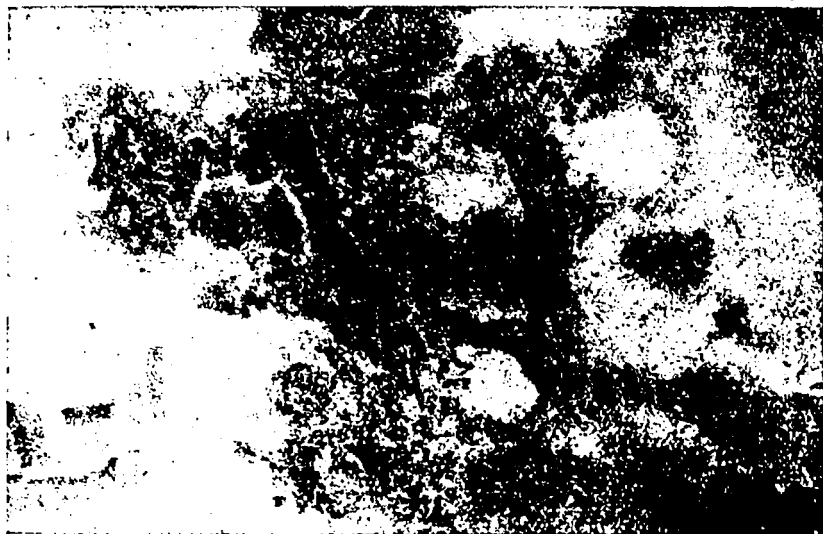


Рис. 63. Коррозия в виде сплошного налета с глубоким разъемлением листового кольчуга алюминия.

говорит и Лыкошин: «...если признаков разъедания на поверхности нет, то с уверенностью можно утверждать, что металл здоров и внутри. Если же он хоть раз очищался от налетов, то быть уверенным в этом уже нельзя».

Однако Суттон (Sutton) выдвигает предположение, что начало появления междукристаллитной коррозии лежит в природе горячей обработки дуралюминия и последующих операций. Он указывает на то, что дуралюмин, отожженный нагревом до $360-380^{\circ}\text{C}$, становится восприимчивым к междукристаллитному воздействию, а также, что дуралюмин, закаленный в горячей воде, более податлив, и что механическая обработка дуралюмина после закалки может вызвать предрасположение металла к междукристаллитной коррозии.

Из отчетов по междукристаллитной коррозии, опубликованных в Америке, выясняется, что окислы и посторонние вещества, вкрапливаемые

в сплав в процессе прокатки, выдавливания и волочения, способствуют появлению трещин, служащих каналами для проникновения коррозии.

5) Условия, способствующие возникновению коррозии. Влага и вода являются электролитами, вызывающими коррозию. Места, пораженные коррозией, сами по себе обладают гигроскопичностью и впитывают влагу даже из воздуха. Шероховатая поверхность более восприимчива к поражению коррозией, нежели гладкая, причем хорошо отполированная поверхность сама по себе уже является до некоторой степени стойкой в отношении коррозии. Лабораторными испытаниями установлено ускорение процесса коррозии под действием солнечных лучей.

Кроме вредного влияния кислот и щелочей, о чем сказано выше, часто причиной коррозии является непосредственное соприкосновение дуралюмина с другими разнородными сплавами. Это подтверждается следующими примерами: на некоторых самолетах Юнкерс около медных баков, установленных в центроплане, дуралюминовые детали внутреннего набора центроплана оказались совершенно разрушенными коррозией, несмотря на обмотку их изоляционной лентой, причем на баках также оказались сильные следы окиси. При снятии с самолета Дорнье-Валь медной пластинки заводской марки, прикрепленной на носу самолета, дуралюмин под ней оказался разрушенным коррозией.

Во всех случаях применения для электроосвещения трубок Бергмана без тщательной изоляции от соприкосновения трубок с дуралюмином на них быстро появляются следы разрушения коррозией.

Данные табл. XI определяют величину потери веса дуралюминия, что также характеризует степень поражения коррозией.

Таблица XI

Испытание степени поражения коррозией дуралюмина в результате соприкосновения образцов с железом и латунью (вес образцов в граммах) (опыты произведены в морской воде)

Наименование образца	В начале опыта	Через 10 дней	Через 20 дней	Через 40 дней	Через 100 дней
Дуралюмин. в креплении с железом	9,36	9,35	9,34	9,33	9,28
Дуралюмин в креплении с латунью	10,06	10,05	10,04	10,04	10,04
Дуралюмин	31,38	31,36	31,35	31,34	31,31

6) Влияние коррозии на усталость дуралюмина. Опытами, доказано, что сопротивление металла усталости при наличии коррозии уменьшается. Кроме того следует учесть, что появление гидроокиси вызывает внутренние напряжения металла, так как гидроокись алюминия занимает больший объем, чем сам алюминий.

7) Предохранительные мероприятия по защите от коррозии. Защита алюминиевых сплавов от коррозии возможна следующими способами: окраской и лакировкой—покрытием электрическим

способом наружной поверхности тончайшей пленкой предохранительных металлов; покрытием поверхности в процессе прокатки алюминием высокой чистоты; анодным окислением; обтяжкой лодок и поплавков резиновыми чехлами; изготовлением подводных частей для самолетов морской авиации из особых сплавов алюминия, отличающихся устойчивостью против коррозии в морской воде; установкой предохранителей (протекторов) на лодках и поплавках.

Лаки и краски. Большое количество применяемых лаков и красок можно подразделить на следующие основные группы:

а) лаки копаловые на каучуковой основе; лаки со смолами; лаки скипидарные; лаки, составленные из высыхающих масел и смолы; асфальтовые лаки и т. д.;

б) эмалевые покрытия, составленные из лаков и красящих пигментов;

в) жирные краски, составленные из высыхающих масел и красящих пигментов;

г) продукты из целлюлозы: прозрачные и красящие с нитроцеллюлозой или с ацетилцеллюлозой;

д) резиновые краски;

е) покрытие алюминиевой бронзой (алюминиевый порошок).

Краски, как правило, применяются для консервирования наружной, а лаки—для консервирования внутренней поверхности.

Асфальтовые краски являются хорошей защитой, но они плохо держатся и требуют систематического возобновления.

Окраска «печными» эмалевыми красками сопряжена с высокими температурами, почему применение их не практикуется.

Согласно заключения д-ра Д. Гуцони и инж. Нарди¹, жирные краски имеют существенный недостаток, заключающийся в том, что при окраске они покрывают поверхность пористым слоем, который исчезает лишь со временем—через несколько месяцев. Кроме того, существенно важно, чтобы краски были однородны, что зависит не только от одинаковой рецептуры, но и от срока выдержки, нормируемого для завершения химического процесса и готовности краски. Продукты с нитроцеллюлозой, несмотря на предупреждение против ядовитости раствора и воспламеняемости, за границей вытеснили жирные краски,—по крайней мере в покрытии кузовов автомобилей,—так как эти покрытия образуют действительно непроницаемую пленку и, быстро высыхая, ускоряют процесс окраски, что особенно важно при массовом производстве.

Что касается предохранительного лака, то лак дюраль, применявшийся у нас, признан непригодным по двум причинам: 1) по недостаточной эластичности (хрупкости) даваемой им пленки и 2) по причине изготовления из исключительно дорогих заграничных смол.

Проф. Дори считает целесообразным применять лак, изготавливаемый на полимеризованном масле с примесью глицерина Гарпиуса. Лак дюраль заменяют иногда лаком следующего состава: масляный лак № 39—80%, льняная олифа—5%, крон зеленый—15%.

Защита металла окраской (лакировкой), по сравнению с прочими способами, имеет следующее преимущество: окраску (лакировку) можно

¹ См. журнал «L. Aeronautica», 1931 г., № 1.

вести во всех процессах производства самолета и освежать ее или заменять новой в последующем процессе эксплуатации, в то время как при других способах консервации поврежденное покрытие можно возобновить лишь при условии расклейки дефектной детали; иначе специальная обработка совершенно невозможна. Окраской разрешаются также вопросы маскировки. Главное отрицательное свойство окраски заключается в слабой механической сопротивляемости ее пленки, отстающей с течением времени от поверхности металла, благодаря чему накапливается сырость и коррозия развивается под слоем окраски (лакировки). Установлено, что с течением времени вследствие непрерывных колебаний температуры пленка начинает трескаться, принимая вид «крокодиловой кожи» и, в конечном результате, облупливается; это происходит по причине значительной разницы в коэффициентах теплового расширения пленки и металла.

В результате применения неудовлетворительных методов окраски, а также неподходящих качеств самих красок имели место случаи, когда окраска новых самолетов в результате первых же полетов облупливалась не только местами, но и целыми полосами (рис. 64 и 64а).

Устойчивость окраски (лакировки) зависит не только от качества материала, но и от производственных условий, а также от условий эксплуатации самолета. Остановившись на рассмотрении производственного процесса, приводим следующие наиболее вероятные причины неудовлетворительной окраски самолета кольчугалюминиевой конструкции, которые в отдельных случаях могут встретиться в производственной практике: а) недостаточно тщательная подготовка самолета к окраске, т. е. когда небрежно производится промывка деталей после термической обработки в сернистой ванне; покрытие деталей защитным лаком, по мере их готовности, производится без предварительной промывки; удаление пыли, смывка грязи и особенно жировых пятен с самолета, предназначенного к окраске, производится совершенно неудовлетворительно.

б) Несоответствие помещения—вместо нормальной температуры $+16^{\circ}\text{C}$ при влажности воздуха 40—50% температура в некоторых случаях колеблется от $+5^{\circ}\text{C}$ зимой до $+30^{\circ}\text{C}$ летом при 100—80% влажности; вентиляция недостаточна или отсутствует; смывка и окраска производятся в одном помещении. в) Применение пульверизационного способа при несовершенном оборудовании—отсутствие специальных водо-масло- и пылеуловителей в магистралях воздухопровода, что загрязняет краску и допускает проникновение в нее воды, чем не только ухудшается стойкость самого покрытия, но и создаются условия для возникновения коррозии.

Опыт покрытия самолетов нитрокрасками был произведен, но не дал ожидаемых результатов. Проф. Дорн объясняет это тем, что нитрокраски обладают вдвое меньшей устойчивостью, чем масляные. В настоящее время для окраски металлических самолетов у нас с успехом применяются масляные краски, причем краска прямо наносится на чистый металл и сверху дается одно покрытие светлым лаком (заграничный лак «Токиоль» или масляный лак нашего производства).

Процесс анодного окисления, или оксидирование, заключаю-

щийся в окислении тонкого поверхностного слоя металла, состоит в том, что обрабатываемую деталь в качестве анода выдерживают в ванне из водной хромистой кислоты с постепенным повышением вольтажа. В дальнейшем получившаяся пленка смазывается ланолином (жир),

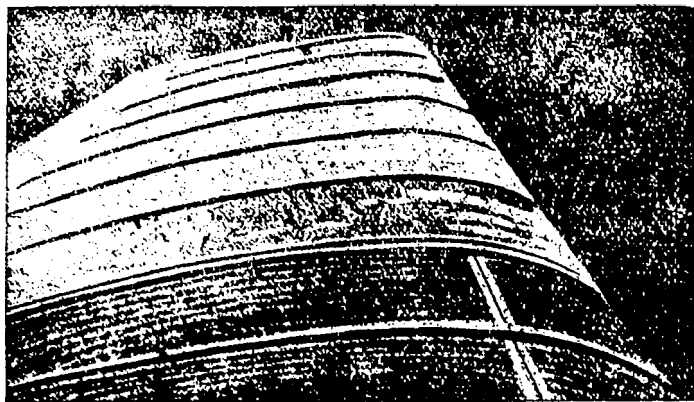


Рис. 64. Облезание окраски на крыле металлического самолета.

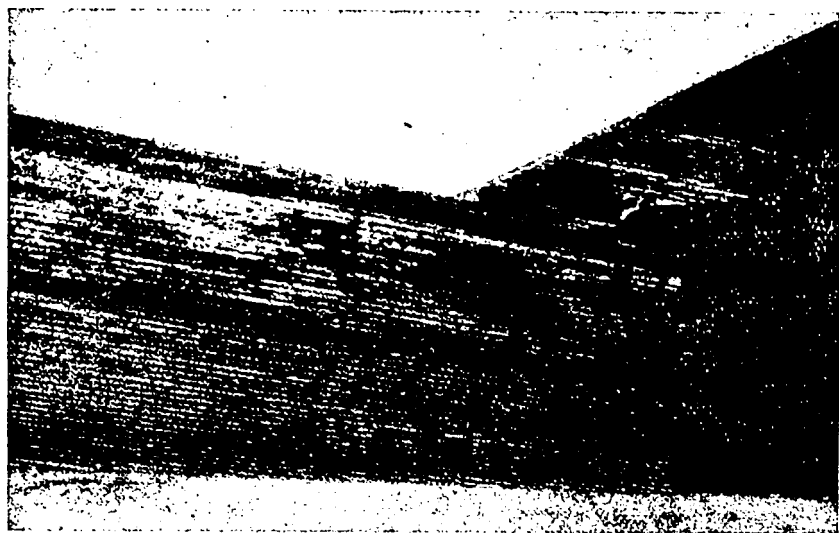


Рис. 64а. Облезание краски на хвостовой части самолета.

являющимся хорошим основанием для последующей окраски. Сам по себе анодный процесс не является достаточной защитой дуралюмина от коррозии, особенно для гидросамолетов, зато комбинирование его с окраской дает вполне удовлетворительные результаты. Кроме того защита анодным окислением вовсе не оправдывает себя для деталей,

имеющих соприкосновение с прочими металлами, включая сталь, и особенно с медью и латуной.

Электролитический способ и пульверизационный метод. Образование на поверхности дуралюмина электролитическим путем тончайших покрытий никеля, цинка и других металлов, как и покрытие кадмием, до сих пор еще не имеет широкого применения. Одна из причин этого заключается в весе пленки, превосходящем нормальный привес, получающийся в результате окраски.

Покрытие поверхности чистым алюминием путем обрызгивания отвергнуто Воздушным министерством САСШ, так как достаточная для защиты пленка должна быть толщиной 0,075 мм, что соответствует весу около 780 г/м². У нас имеется сплав «ЦАГИ CZ», специально выработанный для металлизации поверхности колычугалюминия путем обрызгивания¹. В нашей промышленности эти способы не имеют применения.

Альклед. При подборе металлов, пригодных для создания электролитическим путем защитной пленки на дуралюмине, можно руководствоваться данными табл. XII, учитывая изложенное на стр. 70.

Таблица XII

Перечень электродных потенциалов различных элементов в отношении водорода

М е т а л л	Потенциал	М е т а л л	Потенциал
Золото Au	+0,99	Кобальт Co	-0,23
Платина Pt	+0,86	Железо Fe	-0,34
Серебро Ag	+0,80	Кадмий Ca	-0,42
Ртуть Hg	+0,79	Цинк Zn	-0,77
Медь Cu	+0,35	Алюминий Al	-1,34
Водород H	0	Магний Mg	-1,80
Свинец Pb	-0,13	Натрий Na	-2,71
Олово Sn	-0,15	Калий K	-2,92
Никель Ni	-0,20		

Из таблицы видно, что железо может, например, защитить кадмий, цинк, алюминий и т. д., т. е. только те металлы, которые, как было выше указано, обладают более отрицательным электродным потенциалом и в отношении которых железо будет служить катодом. Вот почему с большим вниманием был заслушан доклад Американской алюминиевой Компании на конференции авиапромышленников в мае 1927 г. о получении легкого, прочного, устойчивого против коррозии листового алюминиевого сплава под фабричным названием «альклед». Листовой альклед состоит из основного термически обработанного легкого алюминиевого сплава типа дуралюмина, поверхность которого в процессе прокатки защищена с двух сторон тончайшими слоями химически чистого алюми-

¹ Процесс обрызгивания указан в производственной инструкции ЦАГИ ОИАМ и КЗМ. Аппараты (пистолеты) для обрызгивания изготовляются заводом «Борец» в Москве.

ния (99—96⁰/₀). Толщина слоя алюминия даже для самого мелкого ассортимента алькледа составляет слой, равный 5⁰/₀ толщины всего листа, а считая с обеих сторон—10⁰/₀. Чистый алюминий лучше сопротивляется коррозии, чем дуралюмин, кроме того он дает электролитическое предохранение на срезанных краях листа или в тех местах, где основной сплав будет обнажен по причине повреждения слоя чистого алюминия. Это обстоятельство имеет решающее значение в разрешении вопроса защиты от междукристаллитной коррозии. Преимущество алькледа по сравнению с дуралюмином заключается в большей устойчивости от переменных нагрузок, что особенно важно в местах применения тонких профилей. Кроме того тонкие профили алькледа возможно применить в конструкциях гидросамолетов, где приходится ставить более утолщенные листы, сверх требуемой прочности, исключительно из соображений возможного поражения самолета коррозией.

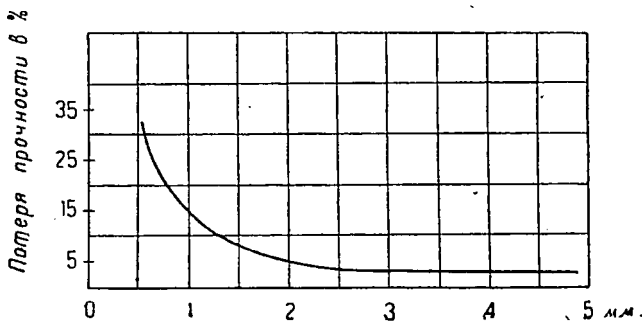


Рис. 65.

Необходимость последнего подтверждается графиком, составленным итальянцем Габриэлли (G. Gabrielli) (рис. 65).

При сравнении одинаковой толщины листов алькледа и дуралюмина прочность последнего окажется больше, что объясняется наличием у алькледа пленки чистого алюминия. Чтобы сохранить требуемую прочность, акционерное общество «Дюралер» заменяет дуралюмин высококачественным дуралюминовым сплавом «К 50».

Сейчас производство лакированного дуралюмина, называемого «альплатом», вполне налажено и у нас в СССР.

Протектора. К числу мероприятий по защите дуралюминовых гидросамолетов от разрушения коррозией следует отнести установку на внешней стороне обшивки лодки или поплавка предохранительных протекторов из цинка. Этот способ давно известен в морском флоте и применение его на гидросамолетах дало хорошие результаты. Протектора устанавливаются в соответствии со следующими правилами.

Протектора должны быть изготовлены из возможно более чистого листового цинка, толщиной 1—2,5 мм. На каждую лодку или плавков надо ставить по 2 протектора, располагая их на расстоянии $\frac{1}{3}$ длины

¹ «Альплат ЦАГИ» различается по химическому составу от дуралюмина и превосходит на 15% по крепости, имеющейся за границей, подобные сплавы.

защищаемой конструкции от носа и кормы лодки и между собою. Один из протекторов должен быть поднят к ватерлинии, но не ниже, чем на 50 мм от плоскости дна (рис. 66).

Перед постановкой на самолет протектора должны быть тщательно прочищены шкуркой. В особенности тщательно должна производиться очистка цинка у отверстий для пропуска установительных болтов. Необходимо следить, чтобы контакт между выводным болтом, сплавом алюминия и цинком всегда сохранялся,—лучше эти места сверху залить лаком (как, например, инертолом). Протектора должны быть подогнаны по форме к борту лодки в месте крепления. После укрепления болтов в корпусе лодки или поплавка пластинка протектора надевается на выступающие части установительных болтов и плотно закрепляется при помощи соответствующих гаек. После этого стальные части болтов покрываются битуминозным лаком. Поверхность протектора должна быть

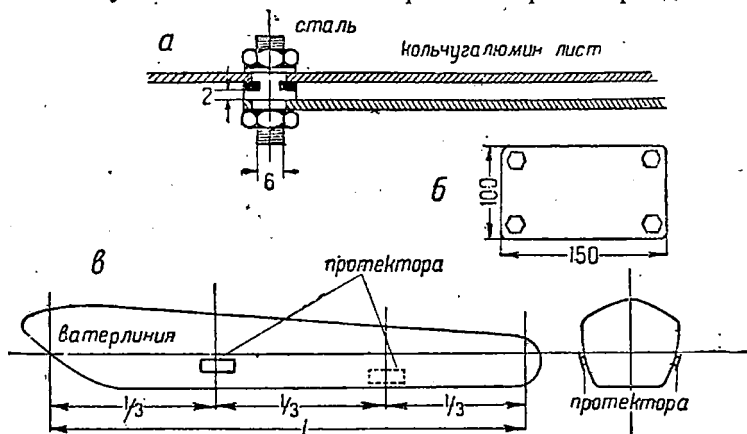


Рис. 66. Установка протекторов на лодках и поплавках гидросамолетов.

совершенно свободна от всяких покрытий, а также масла, бензина и т. п. После полетов при уборке самолета протектор необходимо тщательно промыть пресной водой, удалить с него белые налеты коррозии и вытереть чистой ветошью, не содержащей масла. По приведении протектора в порядок необходимо отвинтить гайки и осмотреть контакт между установительными болтами и цинком. Если имеются следы коррозии, налеты или грязь,—почистить как болты, так и соответствующие части протектора шкуркой и снова закрепить протектор на месте; в случае необходимости—подновить покраску болта и гайки.

Если обнаружится сильное разъедание протектора (глубокие изъязвления на большой площади или отскакивание кусков), то необходимо сменить протектор.

Для лодок больших самолетов следует употреблять протектора 100 × 150 мм, устанавливаемые на четырех установительных болтах. Для малых лодок и поплавков—средние 150 × 100 мм и тоже на четырех установительных болтах. Малые протектора употреблять как дополнение к основным протекторам и располагать в случае надобности в особо от-

ветственных частях конструкции и около контактов с деталями из других более электроположительных металлов. Эти протектора крепятся двумя установительными болтами.

Примечание. В непосредственной близости контакта с дуралюминием специальных нержавеющей сталей и разных алюминиевых сплавов (например, дуралюмин — силумин, дуралюмин — алудур и даже дуралюмин — алюминий и дуралюмин — кольчугалюминий) должны устанавливаться малые протектора.

3. Основные сведения по заклепкам

Дуралюмин, применяемый для изготовления заклепок, содержит: меди — от 2,6 до 3,5% и марганца от 0,3 до 0,7%, в остальном он не имеет различия с нормальным составом, предусмотренным техническими условиями.

Размеры заклепок определяются: диаметрами стержня d и головки заклепки D , высотой головки h , длиной стержня l и всей заклепки с головкой L , радиусом закругления головки R (рис. 67).

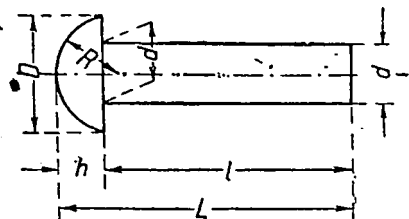


Рис. 67.

Дуралевые заклепки, закаленные при температуре 500°С и выдержанные неклепанными в течение четырех суток, после закалки должны иметь при испытании на срез в стальных пластинках следующие коэффициенты крепости:

диаметром от 2	до 3 мм	— не менее	23 кг/мм ²
»	» 3,5	» 5	» 22
»	» 6	» 7	» 21
»	» 8	»	» 20

причем нагрузка должна быть отнесена не к площади первоначального сечения стержня заклепки, а к площади отверстия пластинки. По внешнему виду заклепки должны быть без задиринок, царапин, вмятин, плен, пузырей и трещин. Кроме того, заклепки не должны иметь признаков поражения коррозией и заусенцев на головках заклепок (в виде избытка металла), образовавшихся при изготовлении (штамповании).

Габриэлли (G. Gabrielli) произвел опыты по определению прочности заклепок и при этом установил, что разрыв шва обычно происходит не вследствие недостаточного размера заклепок, а по причине овализации отверстий в листах. К возможным причинам преждевременного обрыва листов следует отнести случайное уменьшение толщины листа под головкой заклепки и возможное увеличение заклепочного отверстия в момент самой заклепки, что и можно считать за правило для листов толщиной менее 1 мм.

Это говорит о том, что в самолетостроении при выборе размера заклепок нельзя исходить из общеустановленного в металлическом строительстве соотношения толщины листа к диаметру заклепок. Это подтверждается примером из эксплуатационной практики, когда оказались одно-

временно срезанными все заклепки, крепящие к лонжерону рулей глубины рычаг для связи с тягами управления самолетом (самолет Ю-13). На рис. 69 приведены данные, характеризующие отношение диаметра заклепки d к толщине листа s , полученные в результате специального испытания, произведенного в 1929 г. в Аахене. Разрыв заклепок протекает по параболе, определяемой прочностью на срезывание заклепочного материала. Кривая излома самих листов показывает, что разрушающая нагрузка зависит кроме изображенных на рисунке величин

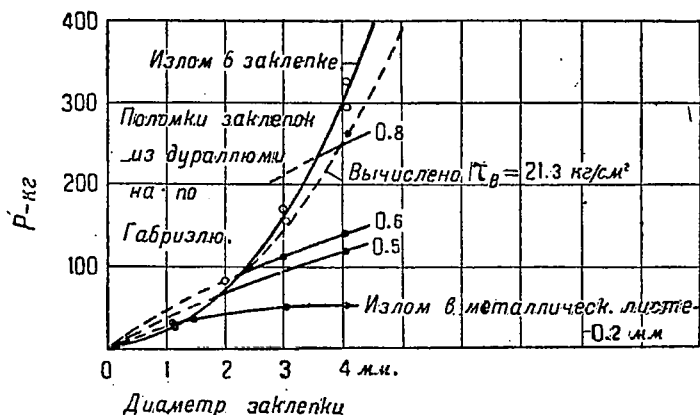


Рис. 69.

d и s еще и от прочности на растяжение металла (она зависит еще и от заклепывающей силы). Точка пересечения кривых излома листов с параболой излома определяет те размеры заклепок, прочность которых на разрыв соответствует прочности листового металла. Согласно инструкции Юнкерса (рис. 70) длина l выступающего конца стержня заклепки, предназначенного для замыкающей головки, должна составлять $1,5 (\pm 0,2)$ диаметра (d); при этом у заклепок с d , меньшим $3,5$ мм, l должно составлять не менее $1,5 d$, а у заклепок с d , большим $4,0$ мм — не более $1,5 d$.

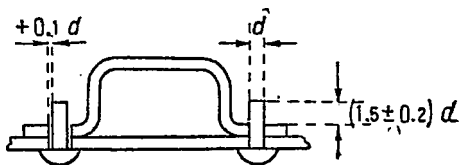


Рис. 70.

Расверловка отверстий под заклепки нормируется следующими размерами: для заклепок, у которых d не более $3,0$ мм, отверстие должно соответствовать $d + 0,1$ мм, а для заклепок с d от $3,0$ до $8,0$ мм отверстие должно быть больше и должно составлять $d + 0,2$ мм.

Правильный подбор заклепок и определение заклепочного шва имеет решающее значение. По заграничным данным для швов внахлестку диаметр заклепок берут равным $3,2$ толщины листов, шаг равным $3-5-7$ диаметрам заклепки при $1-2-3-11$ -рядном шве, расстояние от кромки листа $2,5-3$ диаметра, расстояние между рядами заклепок $1-1,5$ шага.

ЦАГИ руководствуется нормами, изображенными графиками, в которых приведенные цифры являются средними из большого числа опытов (рис. 71 и 72).

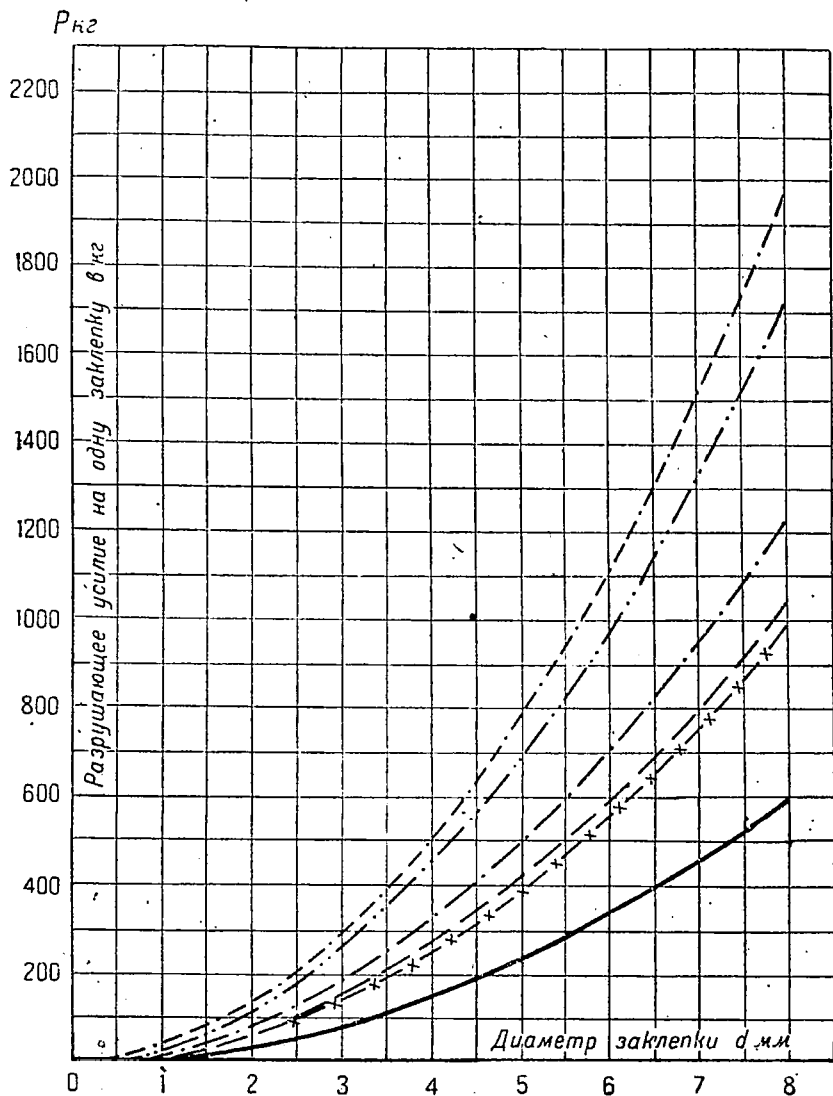


Рис. 71. Расчетные формулы для одностороннего шва.

— · — · — · — · —	Латунные $P=27,5 d^2$ кг
— · — · — · — · —	Железные $P=31,4 d^2$ кг
— · — · — · — · —	Красной меди $P=16,5 d^2$ кг
— × — × — × — × —	Магний $P=15,3 d^2$ кг
— · — · — · — · —	Чистый алюминий $P=9,4 d^2$ кг
— · — · — · — · —	Кольчугалюминий $P=19,6 d^2$ кг.

Шаг заклепок приобретает особое значение при клепке подводных частей гидросамолетов, где для создания водонепроницаемых швов при-

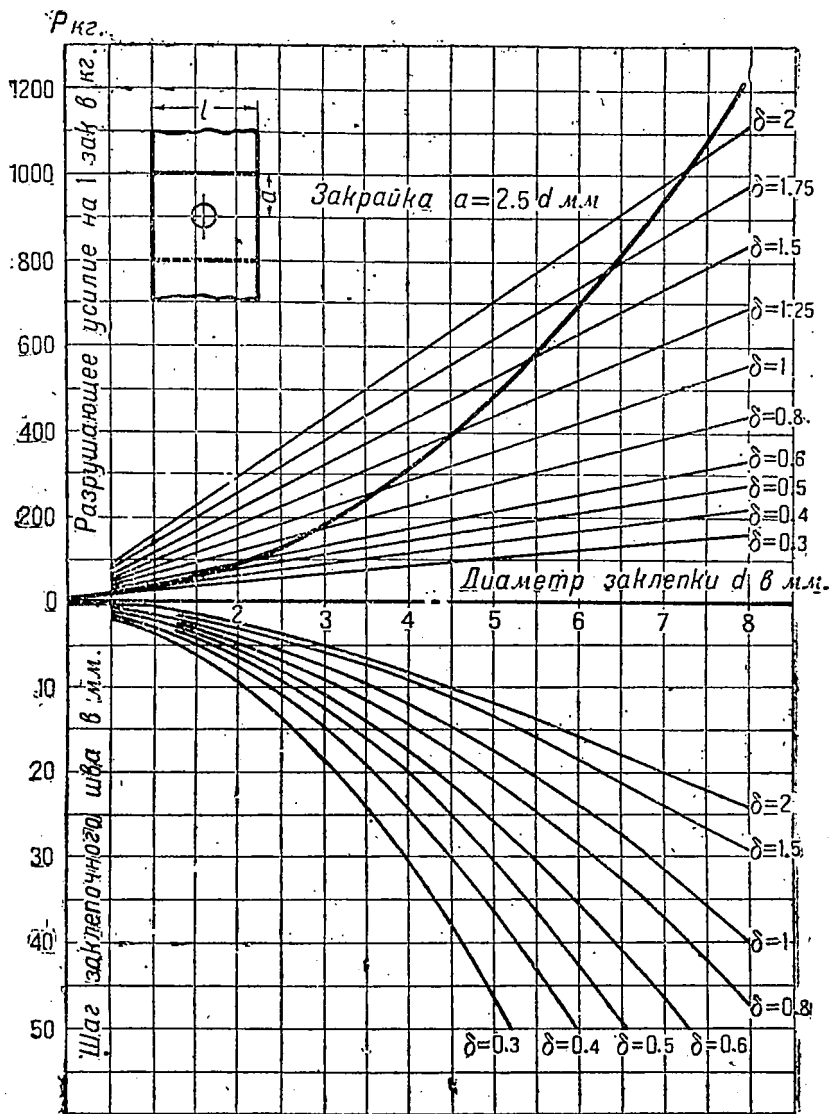


Рис. 72.

ходится размещать заклепки в два ряда с прокладкой между ними бумаги или полотна, пропитанных магнезитом, шеллаком, льняным маслом, свинцовыми белилами, смолой и т. д.

Прочность заклепки на срез зависит не только от свойств материала заклепки, но и от способа обработки ее, т. е. обрабатывается ли она ручным или машинным способом. Инж. В. Плейнес на основании опытов, произведенных им на заводах Юнкерса, приходит к выводу, что прочность при ручной клепке получается выше примерно на 20%, нежели механическим способом; однако последнее относится только к опытным рабочим, так как им же зарегистрированы показатели обратного порядка: заклепки, расклепанные при помощи эксцентрикового заклепочного пресса, оказались более прочными на срез (примерно на 25%), чем расклепанные ручным способом. Это объясняется еще и тем, что в последнем случае уплотнение материала производилось более продолжительно и равномерно, так как длина заклепки l берется больше (около 1 мм), нежели при ручном способе. Нормальное давление для склепки французской дуралюминовой заклепки составляет 450 кг на 4,5-миллиметровую заклепку.

Заграничной практикой установлено, что при склепке обычными дуралевыми заклепками (с закрутленными головками) дуралюминовых листов, лакированных алюминиевым сплавом, под заклепками все же наблюдается усиленное развитие коррозии. Эти явления исчезают при постановке заклепок с утонченными головками. Оказывается, более выгодно заменять заклепки дуралевыми винтами, которые настолько стойки в отношении коррозии, что их существенный недостаток, заключающийся в весе (тяжелее заклепок), не может быть принят во внимание, особенно при установке их на подводных частях гидросамолетов.

При склепке дуралевых деталей должны применяться исключительно дуралевые заклепки, а для склепки дуралюминовых деталей со стальными—железные заклепки, основные головки которых должны прилегать к дуралюминовым деталям.

Категорически воспрещается применение медных и латунных заклепок. При отсутствии дуралюминовых заклепок в крайнем случае можно воспользоваться железными заклепками.

Пистоны применяются только тогда, когда нет никаких сомнений в прочности соединения и где возможность среза совершенно исключается. Если в единичном числе пистоны при исключительных условиях (вынужденная посадка—вне аэродрома и т. д.) будут поставлены вместо заклепок, то при первой же возможности они должны быть вновь заменены на заклепки.

4. Правила технической эксплуатации дуралюминовых самолетов

В настоящем разделе приводятся особые требования в части: а) наблюдения за состоянием окраски и лакировки (сбережение и восстановление); б) наблюдения за коррозией (своевременное обнаружение и удаление зачатков ее); в) ухода за дуралюминовыми, стальными и прочими металлическими деталями; г) производства контрольных осмотров; д) производства текущего ремонта и е) хранения самолетов дуралюминовой конструкции.

Сбережение окраски. С целью сбережения окраски (лакировки) во время эксплуатации самолета устанавливаются следующие требования.

Не класть на поверхности плоскостей, фюзеляжа и хвостового оперения предметов, могущих повредить окраску, как например: инструменты, запчасти и тряпки, пропитанные бензином, керосином, маслом и пр.

Не следует ходить по фюзеляжу и плоскостям и не вести внутри самолета работ без особых мер предосторожности.

Для работы на самолете технический состав должен быть обеспечен специальной мягкой обувью (в крайнем случае валенками и галошами). В числе обязательных приспособлений должны быть предохранительные коврики (предпочтительно резиновые) или мостики, изготовленные как под соответствующий размер гофра, так и для гладких листов. Кроме того надо строго исполнять правила, определяющие порядок размещения экипажа на многомоторных самолетах и способ сообщения между кабинами.

Надлежит всемерно избегать повреждения окраски случайными ударами по поверхности, например: летный состав, закончив полет, обязан бережно сложить привязные ремни, а не сбрасывать их через плечо, как это практикуется у нас, отчего у большинства самолетов тяжелыми замками ремней не только сбита окраска самолета у кабин, но часто встречаются повреждения обшивки фюзеляжа в виде выбоин. Заправку самолета горючим и смазочным вести с соблюдением мер предосторожности: при случайном разливе или разбрызгивании бензина, масла и воды по самолету эти затеки немедленно удалять.

Для удаления масляных пятен, как и для очистки поверхности дуралюмина от окраски (лакировки), строго воспрещается применение щелочных потрав, как-то: извести, натрия, соды, поташа, силиката, аммония, растворов кислот, ацетона, аммиака, хлористой ртути, уксусного эфира. Применение бензина для промывки чистой поверхности дуралюмина рекомендуется, но для удаления грязи и пятен с окрашенной (лакированной) поверхности воспрещается.

Воспрещается соскабливать или применять металлические щетки для удаления масляных пятен (грязи) и для очистки поверхности от окраски (лакировки).

Удаление пыли, грязи, масляных пятен, просушку, освежение окраски, частичную и полную перекраску вести в соответствии с нижеследующими правилами.

При уходе за окраской (лакировкой) следует различать два возможных положения: а) когда качество окраски (лакировки) признано неудовлетворительным при выпуске самолета из производства или ремонта и б) когда самолет был окрашен вполне нормально и состояние его в данное время находится в зависимости от условий и срока эксплуатации.

В первом случае, т. е. при окраске (лакировке) явно неудовлетворительной, необходимо принять меры для полной перекраски (лакировки) самолета заново. Последнее выполнимо лишь ремонтными заводами или мастерскими, располагающими соответствующими помещениями, средствами и непосредственным опытом. Промедление с перекраской опасно, особенно осенью и весной, так как дуралюмин при негодной окраске

подвержен коррозии в большей степени, нежели если поверхность его была бы обнажена вовсе. Однако, если будет необходимо продолжить временную эксплуатацию самолета с подобной окраской (лакировкой), то уход за ней должен заключаться: в своевременном удалении пыли, грязи и масляных пятен; в немедленной консервации облупленных и облезлых мест дуралюмина краской, лаком или техническим вазелином—в зависимости от местных условий; в особо тщательном и систематическом наблюдении за появлением признаков коррозии и в немедленном удалении зачатков ее.

Особых методов и способов в уходе за «негодной» окраской (лакировкой) не устанавливается, так как все будет зависеть от состояния окраски (лакировки), т. е. насколько она будет прочна и окажется ли возможным применять нормальный порядок ухода. Заранее можно констатировать, что при данной окраске уход, главным образом, сведется к систематической подкраске облупленных мест. Как общее правило, независимо от состояния окраски, самолеты должны приводиться в порядок после каждого полетного дня. Масляные брызги должны в обязательном порядке счищаться, пока они еще не затвердели, т. е. сейчас же после окончания полетов. При полетах в дождь просушка самолета также производится в тот же день.

Уход за окраской выполняется в следующем порядке. Пыль в доступных местах удаляется при помощи мягких волосяных щеток или сухими тряпками. Особенно важно своевременное (систематическое) удаление пыли из внутренних деталей, где накапливающаяся пыль под влиянием сырости или затеков масла, бензина и воды превращается в корку, прилипшую к поверхности металла, которую возможно удалить только при помощи смывки. Вот почему на местах должны быть электрические пылесосы для возможности тщательного удаления пыли с внутренних деталей. Может применяться продувка внутренних деталей самолета сжатым воздухом.

Электропылесосы для очистки самолетов желательно иметь с отъемными камерами и со шлангами различных размеров. Мотор с регулятором-реостатом должен быть отделен от воздухопровода и от вентиляционной камеры. Все отверстия, соединяющие камеру моторной установки и реостата с наружным пространством, должны быть закрыты медной или латунной сеткой. Рычаг выключателя и регулятора (один общий рычаг) должен быть закрытого типа.

Продувка сжатым воздухом производится путем ввода в самолет шланга, присоединенного к баллону со сжатым воздухом, причем сила струи должна регулироваться манометром и не превышать 1 ат. В крайнем случае нужно иметь хотя бы ручной мех для выдувания пыли. Чтобы не пылить на соседние самолеты, продувка этим способом должна выполняться вне ангара.

Для ограждения самолетов от загрязнения воспрещается посадка в самолеты с обувью, не очищенной от грязи; с этой целью у самолета рекомендуется ставить хотя бы скребки.

В летний период или в отапливаемых помещениях грязь и свежие масляные пятна смываются мягкими резиновыми губками или чистыми тряпками. Рекомендуется загрязненные и замасленные места предвари-

тельно намыливать ядровым мылом. Очистку грязи и масляных пятен можно производить и теплой мыльной водой, но этот способ менее желателен во избежание возможности оставления на поверхности мыльного налета. В обоих случаях очистка должна заканчиваться обязательной просушкой поверхности чистыми сухими тряпками. Чрезвычайно важно всю указанную операцию производить с осторожностью, чтобы влага не просачивалась во внутренний набор самолета.

В зимнее время исключительно для смывки грязи и масляных пятен допускается применение очищенного или денатурированного спирта и керосина. При этом надо иметь в виду, что спирт является хорошим растворителем всех масел, почему надо следить, чтобы при пользовании им не повредить окраски (лакировки). Разбавлять спирт водой нецелесообразно, так как разбавленный спирт теряет свои свойства как растворитель масляных пятен; вода же не уменьшает своей жесткости, однако применение незамерзающей смеси спирта с водой допустимо зимой в гидроавиации для смывки брызг морской воды с ответственных деталей.

Бензин, бензол и толуол, быстро испаряясь, портят верхнюю пленку краски, а затем, впитываясь в крашенный слой, лишь закрепляют масляные пятна. Поэтому применение их не рекомендуется.

Керосин почти не растворяет масел, но растворяется в них сам, хотя и в длительный срок и не полностью. Кроме того керосин оставляет на поверхности жировой осадок, способствующий накоплению летом пыли. Периодическое применение легкого керосина заметно не отражается на состоянии масляной или лаковой пленки. Прочность, твердость и сцепление с металлом остаются теми же и только заметно поглощение масляной линолеиновой пленкой керосина (около 2% к весу пленки). На нитроцеллюлозное лаковое покрытие керосин не действует, т. е. не поглощается пленкой лака, не растворяется и не изменяет свойств пленки. По заключению ЦАГИ применение керосина, для удаления масляных пятен и затвердевшей корки тряги, допустимо. Пользование керосином допустимо при эксплуатации металлических самолетов в жарком климате, когда жировые пятна впитываются в краску, так сильно, что отмыть их водой невозможно. При этом необходимо соблюдать следующие требования: а) керосином счищать лишь те места, где теплая вода является слабым средством; б) в керосине смачивается и выжимается мягкая тряпка и смывка ведется с осторожностью, чтобы не допустить затека керосина во внутренние детали самолета; в) после смывки эти места тщательно просушиваются чистыми сухими тряпками.

В тех случаях, когда, при очистке поверхности от грязи и масляных пятен или по другим причинам, окраска окажется поврежденной, ее необходимо возобновить. Это требование действительно даже в отношении отдельных царапин окраски (лакировки). Окраска (лакировка) ослабляется под длительным воздействием сырости, что ведет к поражению поверхности коррозией (вода, мокрые чехлы, сырое дерево предохранительных зажимов рулей, тряпичные отбросы, случайные стружки, намокшая грязь внутри самолета и, наконец, отпотевание металла при резких переменах температуры). Поэтому надо избегать соприкосновения с самолетом намокших и сырых предметов.

Самолеты, бывшие под дождем, необходимо предоставить естественной просушке (если нет пыли, то оставить их на ветру вне ангара) при полностью открытых для этого дверках, шторах и люках, а затем тщательно протереть поверхность ветошью (обязательно чистой). При этом надо проверить, чтобы специальные дренажные отверстия не были случайно засорены (закрашены).

У самолетов дуралюминовой конструкции, хранящихся под открытым небом, отпотевание металла бывает особенно сильным весной, так как верхняя поверхность нагревается днем при температуре на солнце до $+10-15^{\circ}\text{C}$, а ночью охлаждается до температуры $-5-10^{\circ}\text{C}$.

При таких условиях более всего подвержена разрушению внутренняя лакировка верхней поверхности самолета, подверженной нагреву прямыми солнечными лучами. В данном случае наиболее целесообразной защитой самолета является: а) установка самолета в такое положение, при котором площадь его, нагреваемая прямыми лучами солнца, была бы возможно меньшей, б) защита хотя бы этой части площади чехлами и в) ежедневный (утром и вечером) контрольный просмотр лакировки (окраски) для немедленного возобновления поврежденной поверхности и для срочных мероприятий по борьбе с коррозией (см. ниже).

Особенности ухода за гидросамолетами. В морской авиации, где действие морской воды является особенно вредным, просушка самолета производится после каждого полета и в особом порядке.

В летнее время при температуре не менее $+1^{\circ}\text{C}$ после полетов, когда самолет вытасен из воды, рекомендуется лодку (поплавки) самолета хорошо промыть пресной водой, пользуясь для этого шлангом. Шланг надо приставлять ко всем открытым донным профилям. Хорошо промыв пресной водой все места, омываемые морской водой, их надо тщательно вытереть досуха сухими тряпками, а внутренние недоступные места продуть сжатым воздухом. После того как самолет хорошо просохнет, все места с отставшей или сбитой краской требуется подкрасить заново.

Кроме того, подводную часть лодки необходимо смазать жиром (можно отработанным минеральным маслом), а закрытые профили, где при отсутствии пульверизатора нормальная смазка будет затруднительна, просто залить тонким слоем масла. Смазка внутренней поверхности также важна, как и наружной; поэтому для доступа к наиболее трудным местам можно применять специальные алюминиевые шомполы, проверяя, чтобы они не имели острых граней или заусениц, коими легко исцарапать дюраль и краску. Подводную часть лодки после промывки от брызг морской воды возможно покрывать тонким слоем минерального масла и керосина, для чего указанная смесь составляется в равной пропорции по объему, а смазывание производится мягкими тряпками, намоченными этой смесью и хорошо выжатыми. Периодически подводную часть лодки (поплавков) рекомендуется перекрашивать специальной итальянской краской, так называемой «Битмо» или немецкой поплавковой смолой. Смолу, согласно инструкции Юнкерса, надо наносить только тогда, когда окрашиваемая поверхность очищена от какой бы то ни было окраски, так как смола в соединении с другими красящими веществами теряет свое основное назначение и уже не представляет

собой безукоризненного средства против коррозии. Не хуже немецкой поплавковой краски наша смола, называемая «Кузбаслак». Применение ее обуславливается теми же требованиями.

При температуре ниже 0° Ц уход за гидросамолетами осложняется,—с другой стороны, при низких температурах корродирование не развивается так сильно, как летом. Затеки морской воды стираются сухой ветошью, а промывка производится разбавленным спиртом слабой концентрации. Во избежание повреждения окраски соскабливание обледенений воспрещается. Сбивание обледенения допускается лишь легкими ударами. В остальных случаях самолет надо предоставить естественному оттаиванию в теплых помещениях.

К мероприятиям, относящимся исключительно к гидроавиации, можно отнести следующие: обязательное хранение самолетов с открытыми вентиляционными люками; систематическое возобновление окраски под баками; отличное содержание шкиперского оборудования (не только в уставной укладке, но безусловно чистым и сухим); систематическая проверка прочности контрольной проволоки (быстро ржавеет и рвется); проверка состояния воздушных винтов (вмятины от брызг); учет возможности отсыревания магнето; учет намокания деревянных предохранительных планок (быстрое развитие под ними коррозии); учет намокания всего самолета и наблюдение за исправностью дренажных отверстий.

Частичная и полная перекраска самолетов стандартными и местными красками. Полная перекраска (лакировка) самолета является производственной операцией, которая должна быть выполнена в соответствии с правилами, указанными ниже, что относится к обязанности ремонтных органов. К непосредственному обслуживанию самолетов относится освежение окраски (лакировки) и местная или частичная перекраска самолета.

Сейчас имеются в эксплуатации дуралюминовые самолеты, окрашенные различными способами. Имеются и самолеты, окрашенные нитроцеллюлозной краской. Удаление пыли, грязи и масляных пятен с самолетов производится общеустановленным способом, но освежение, ремонт и обновление нитроцеллюлозных покрытий должно производиться в соответствии со следующими требованиями¹.

Частичное подновление или ремонт ободравшихся или облупившихся мест следует производить нитроцеллюлозными красками соответствующего цвета и только в случае отсутствия последних можно применить масляные краски того же цвета. При окраске заново поверхность, окончательно очищенную при помощи смывки и промытую бензином, загрунтовать тонким слоем краски АГ-10. Дав просохнуть грунту (1½—2 часа), нижние поверхности надо закрасить тонким слоем красок АП-4-С, а верхние—краской АП-4-З. После окончательного высыхания закрашенная поверхность покрывается бесцветным лаком АВ-4, причем вся операция должна производиться пульверизационным способом. Кистями (флейцами) можно окрашивать лишь незначительную поверхность. После 6—8-месячной эксплуатации самолета вся окрашенная поверхность дол-

¹ По инструкции ВАО.

жна быть покрыта бесцветным лаком АВ-4, причем до лакировки полезно sprysнуть всю всю поверхность растворителем ДМС.

Работа обуславливается следующими требованиями. Поверх масляных красок покрывать нитроцеллюлозными красками совершенно недопустимо. Нитрокраски перед употреблением должны быть тщательно размешаны до полной однородности материала. Во избежание частых засорений выпускного отверстия пульверизатора краску перед самым употреблением надо профильтровать через тонкое сито (саржу). Разжижение красок до консистенции, требуемой при пользовании пульверизатором, надо производить исключительно растворителем марки ДМС. Нитрокраски и лаки предпочтительно хранить в холодных помещениях, но перед употреблением они должны быть выдержаны не менее суток в помещении для работ, где температура не должна быть ниже $+5^{\circ}$ Ц, в сухую погоду можно и на воздухе. Краски и лаки сильно горючи, почему при хранении, равно как и при пользовании ими, надлежит соблюдать все меры пожарной безопасности.

Если на окрашенной нитрокрасками поверхности появляются мелкие трещины, освежение покраски должно быть произведено помощью пульверизатора бесцветным лаком АВ-4, чему предшествует очистка поверхности от пыли, грязи и жирового осадка. Облупленные, облезлые и растрескавшиеся места самолета подлежат перекраске заново в следующем порядке: а) негодная окраска счищается обычным путем, т. е. при помощи смывки с последующим удалением ее остатков, б) тщательно подготовленная поверхность окрашивается в соответствии с основными правилами для окраски самолетов. При этом для разжижения красок, выпускаемых заводом в виде пасты средней густоты, можно пользоваться составом, состоящим из льняной олифы—2 ч., светлого скипидара—3 ч. и сиккатива— $1/8$ ч. При отсутствии стандартных красок и лака и при необходимости в срочной подкраске отдельных мест самолета допустимо пользоваться красками, составленными в следующей примерной пропорции. Для первого покрытия: цинковые белила 000—4 кг, олифа льняная—1 кг, масляный лак № 22 (можно и № 17 или № 39)—1 кг, скипидар не более 400 г, сиккатив около 250 г, лазурь не более 25 г. Первое покрытие должно наноситься насколько возможно тонким слоем—лишь бы не было просветов. Для второго покрытия: масляный лак № 22 (№ 17 или № 39)—4 кг, льняное масло—1 кг, скипидар 200 г, сиккатив—200 г, цинковые белила 400 г. Для защитной краски, вместо лазури, берется около 3 кг желтого крона, растертого на масле, затем добавляется около 400—500 г сажи и 100—200 г мумии. Лакировка внутренних деталей: масляный лак № 22 (можно № 39)—800 г, льняная олифа—500 г (если она первосортная, иначе применение нежелательно) и крон зеленый—около 150 г. Чрезвычайно важно, чтобы краски были хорошо протерты, особенно зелень, так как краски, ложащиеся крупинками, способствуют образованию точечной коррозии.

Временная консервация. Если по местным условиям немедленная перекраска (лакировка) окажется невыполнимой и вспучивание или растрескивание окраски будет касаться лишь отдельных участков, вполне доступных для обработки, то, как временной мерой (до 1 ме-

сяца), можно ограничиться консервацией дуралюмина техническим вазелином, что выполняется следующим способом.

Удаление окраски производится при помощи смывки, после чего тщательно удаляются остатки самой смывки; с этой целью поверхность протирается мягкими тряпками, смоченными и выжатыми в бензине, а затем вытирается насухо чистыми тряпками.

При условии полного отсутствия признаков коррозии вместо краски (лакировки) дуралюмин сейчас же консервируется тонким, но плотным слоем технического вазелина, разбавленного бензином или бензолом в пропорции: 5% вазелина и 95% бензина, который наносится (втирается) мягкими тряпками, намоченными смесью и выжатыми. После окончания полетов, если места, покрытые техническим вазелином, будут забрызганы маслом, указанную операцию надо повторить заново. При перерывах в полетах эту меру необходимо возобновлять летом через каждые 8—10 дней и зимой через 3—5 дней. Если в распоряжении имеется предохранительный лак, то поверхность лучше покрыть лаком, что выполняется обычным способом после предварительной смывки негодной окраски (лака).

Рецептура красок местной заготовки для гидросамолетов. Для гидросамолетов, в случае отсутствия стандартных красок, практически применялись краски следующих составов.

Первое покрытие—грунтовка цинковыми белилами с олифой; второе покрытие—светлая шаровая краска состава: белила цинковые—60%, сажа голландская—10%, ультрамарин—1,50%, киноварь—0,50%, олифа—370%. Этой краской в 1926 г. была окрашена лодка одного из самолетов Дорнье-Валь и при смывке краски в 1930 г. коррозии на металле не оказалось. Особо отмечается, что смолу для поплавков можно наносить только в том случае, если поверхность дуралюмина еще не покрыта какой-либо другой предохраняющей окраской, так как смола в соединении с другими красящими веществами не представляет собой безукоризненного средства для защиты против коррозии. Для покрытия поверхности алюминиевым порошком (бронзой) применяется следующий состав: бронзовой тинктуры—65% и алюминиевой бронзы—35%. Предварительная обработка поверхности выполняется общеустановленным порядком.

Порядок наблюдения за коррозией и способы ее устранения. Имеются указания, что дуралюминовые детали, которые в Балтийском море отлично сопротивляются коррозии, в Караибском море, где условия в этом отношении особенно неблагоприятны, имеют срок службы лишь несколько недель. Это говорит о том, что местные климатические условия имеют значение в развитии коррозии.

Не менее существенное значение в стойкости самолетов против коррозии имеют производственные условия и условия эксплуатации.

Условия эксплуатации,—т. е. эксплуатация в морской или в сухопутной авиации, хранение самолетов в ангарах или под открытым небом, степень технической грамотности личного состава, обеспеченность средствами (обуславливающими нормальный уход),—в целом ряде случаев являются основными причинами не только появления коррозии, но и доведения ее до размеров, требующих снятия самолетов с эксплуата-

ции. Приведенные выше случаи поражения коррозией самолетов, вернувшихся из северных экспедиций, являются показательными примерами, подтверждающими высказанное положение.

Мероприятия предупредительного порядка. Переходя к перечислению правил по защите самолетов от коррозии в период эксплуатации самолетов, необходимо отметить, что указанные правила и способы должны быть взяты лишь в основу, так как конечный успех будет всецело зависеть от местных условий и инициативы личного состава. Мы отметим два основных периода: наблюдение за состоянием самолета и удаление обнаруженных признаков коррозии.

Наблюдение за состоянием дуралюминовых самолетов должно вестись очень строго. Без ведома инженера непосредственная зачистка коррозии авиатехниками воспрещается, и возможность окраски (лакировки) зачищенного места должен санкционировать всегда инженер.

Потребность в перекраске определяется не только по наружному виду окраски (лакировки), но и на основании специальной проверки—как ведет себя дуралюмин под слоем окраски (лакировки). Необходимость этих проверок установлена эксплуатационной практикой, отмечавшей неоднократные случаи обнаружения коррозии под слоем удовлетворительной окраски. Например, в мае—июне 1931 г. при перекраске многомоторных самолетов, пребывавших на эксплуатации не более года, после смывки краски (лакировки) у всех самолетов в тех или иных местах была обнаружена коррозия. На одном из самолетов была обнаружена поверхностная коррозия на нижней поверхности всего центроплана, на передних и задних отъемных частях плоскостей, на нижней поверхности обоих элеронов и легкий налет по всей поверхности стабилизатора.

На другом самолете мелкая коррозионная сыпь обнаружена на руле поворота, на левой стороне фюзеляжа, на киле и на передних обтекателях плоскостей. Кроме того, пятна незначительных размеров обнаружены на наружной поверхности фюзеляжа под стабилизатором (рис. 73 и 74).

Остальные самолеты были поражены коррозией в той же степени, но степень коррозии несколько не зависела от наружного состояния окраски (лакировки).

Согласно указаниям УВВС РККА, приведенным в бюллетене № 23 от 1928 г., примерный срок службы окраски (лакировки) установлен в один год. В дальнейшем на основании ремонтной практики указывалось, что полная перекраска (лакировка) может быть отсрочена, если при пробной смывке окраски (лакировки) в различных местах частей самолета будет установлено безупречное состояние дуралюмина. Результаты проверки должны регистрироваться в формулярах самолетов с указанием намеченного нового срока перекраски.

Способ удаления коррозии зачисткой поверхности. Места самолета, покрытые коррозией, выраженной в виде белого налета (пятен) с шероховатой поверхностью, поддаются полной зачистке, что производится в следующем порядке.

В месте появления коррозии удаляется окраска (лакировка), что выполняется при помощи жестких волосяных щеток, смоченных в бен-

зине; если этот способ окажется мало действительным, то требуется применение смывки. В целях предотвращения возможного протекания бензина (смывки) внутрь самолета и повреждения этим внутренних деталей рекомендуется пользоваться древесными опилками, в меру пропитанными бензином (смывкой).

Поверхность, очищенная от краски (лака), зачищается мелкой наждачной бумагой (00) и отполировывается пемзой (можно порошком). Во избежание повреждения поверхности при зачистке ее наждачной бумагой более крупных номеров рекомендуется поверхность смазывать маслом или вазелином.

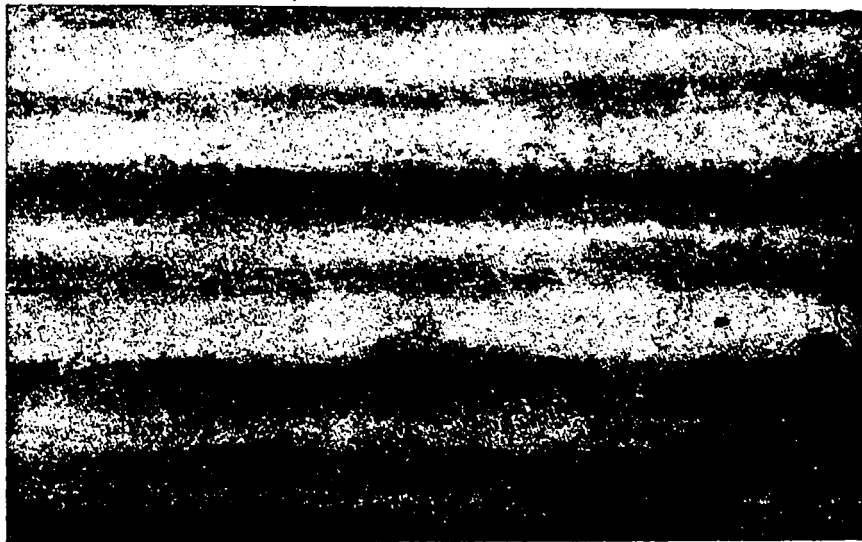


Рис. 73. Ярко выраженная коррозия, сопровождаемая растрескиванием и облупливанием лакировки.

Отполированная поверхность тщательно промывается чистыми тряпками с бензином или бензолом. При помощи увеличительного стекла (не менее 10-кратного увеличения) производится контрольный осмотр степени поражения дуралюмина. Если осмотром будет установлено совершенное отсутствие раковин или точечных образований, свидетельствующих о распространении коррозии внутри металла, наружная поверхность покрывается краской, а внутренняя—лаком.

При отсутствии краски, учитывая необходимость срочной консервации поверхности, вместо краски, как временная мера, допускается применение стандартного защитного лака или масляного лака № 22, 17 или 39, которые в течение 10—15 дней вполне удовлетворительно держатся, если лакировка будет произведена в ангарах даже зимой, но в сухую погоду.

В крайнем случае вместо краски и лака допустимо применение технического вазелина (с керосином).

Виды коррозии, требующие замены пораженной детали или вырезания пораженного участка. Если после очистки поверхности дуралюмина от краски (лакировки) коррозия будет выражена в виде налета (пятен) темного цвета, сопровождаемого шероховатостью, свидетельствующего о том, что происхождение коррозии относится к периоду прокатки, термической обработки или производства, надо ожидать, что зачистка коррозии вышеуказанным способом не



Рис. 74. Коррозия, сопровождаемая разрушением окраски и лакировки.

даст положительных результатов. Если после зачистки данного вида коррозии шкуркой на поверхности металла окажутся раковины (точечные или пятнами), то пораженная деталь подлежит замене, так как можно опасаться, что коррозия распространилась по граням между кристаллами внутри сплава (междукристаллитная коррозия). В этом случае пораженные места (детали) подлежат безусловному удалению (рис. 75).

Если поверхность детали поражена междукристаллитной коррозией в местах склепки, а в прочих местах в размерах более 2% поверхно-

сти ее, то деталь подлежит замене. В противном случае пораженные места вырезаются и взамен накладываются заплаты.

Наблюдение за поведением заклепок. При контрольных осмотрах состоящих дуралюмина надо особо внимательно следить за



Рис. 75. Коррозия в последней стадии, вызывающая растрескивание листового дюрала при легких нажимах рукой. При своевременной зачистке развитие коррозии было бы приостановлено.

поведением заклепок, которые чрезвычайно восприимчивы к коррозии. Это требование должно быть повышено в отношении самолетов заграничных конструкций, а тем более в морской авиации. Инженерами Волковым и Бартини в результате специальных испытаний и практических наблюдений установлены следующие характерные явления.

При сцепке двух листов итальянского дуралюмина и кольчугалюминия был отмечен процесс коррозии, протекающий, главным образом,

за счет кольчугаломиния. Этот процесс через 150 час. привел к разрушению кольчугаломиниевых заклепок.

При наблюдении за поведением различных сортов кольчугаломиния (имеющих отклонения от нормального состава сплава), склепанных различными сортами заклепок в различных комбинациях с металлами, выясилось: с красной медью и сталью—корродируют листы и заклепки, причем последние особенно сильно; с латунью, алюминием и магнием—листы сохраняются, а заклепки корродируют.

При склепке немецкого дуралюмина с кольчугаломинием разными сортами заклепок процесс коррозии протекает, главным образом, за счет листов кольчугаломиния и дуралюминовых заклепок, причем дуралюминовый лист вытесняется из процесса, оставаясь незатронутым.

При обнаружении на двухсторонних головках заклепки (основная и замыкающая) легкого шероховатого налета, поддающегося зачистке, заклепка очищается от зачатков коррозии и оставляется на месте, а при обнаружении раковин заклепка считается дефектной и подлежит замене.

Но ограничиваться данным определением состояния заклепок не приходится, так как очень часто источник коррозии кроется под обеими головками; потому нельзя упускать ни одного случая замены заклепок без тщательного осмотра и дефектной заклепки, и поверхности дуралюмина. Кроме того, в случае обнаружения признаков коррозии на внешней поверхности заклепок (на головках) независимо от зачистки коррозии необходимо 2—3 из них высверлить (спилить) для возможности осмотра состояния поверхности, скрытой под головками заклепок, чтобы иметь хотя бы приближенное суждение о сохранности самолета.

5. Наиболее характерные неисправности, свойственные дуралюминовым самолетам

Кроме возможности поражения коррозией, естественный износ и наиболее часто встречающиеся повреждения дуралюминовых самолетов заключаются в следующем.

Ослабление и выпадение заклепок—главным образом по причине неправильной термической обработки заклепок, а иногда и по конструктивным причинам или в результате длительного срока эксплуатации. Очень часто начинает ослабевать затяжка заклепок, что легко определить по наружным признакам, так как ослаблению заклепок всегда предшествует отставание краски (лака) вокруг головок заклепок, а в дальнейшем становится видимым и зазор, образующийся между головкой и поверхностью склепанной детали.

Для устранения этого дефекта практикуется повторная затяжка ослабшей заклепки, но надо иметь в виду, что при этом нарушается прочность заклепки, почему предпочтительнее ослабшие заклепки заменять. Реже можно встретить срыв головки и полное выпадение заклепки. В первом случае надо иметь в виду, что головка может быть сорвана или основная, или замыкающая (наружная или внутренняя); исправность заклепок рекомендуется проверять легкими ударами молоточка около подозрительной заклепки.

Разрыв кольчугалюминия вокруг головок заклепок—этого вида неисправность встречается довольно часто. Первоначальную стадию обрыва легко обнаружить по облупливанию окраски (лакировки) вокруг головки заклепки; в дальнейшем становится видным круговой разрыв (рис. 76, а, б).

При единичных обрывах дуралиюмина вокруг головок заклепок, не сопровождаемых трещинами поверхности, неисправность можно устранить ремонтом на месте путем постановки новых заклепок с прокладкой шайб.

Осмотр заклепок рекомендуется производить при помощи увеличительного стекла 10—20-кратного увеличения. Особенное внимание надо обратить на самолеты, подверженные ненормальным вибрациям¹, так как кроме возможности появления трещин на дуралиюминовой обшивке и в узлах крепления деталей длительные вибрации нарушают прочность заклепок (рис. 77). Выпадение или ослабление заклепок в узлах скрепления ответственных деталей считается существенным дефектом, требующим затяжки или замены заклепок. В отношении некоторых деталей эксплуатационной практикой установлено, что при определенном числе неисправных заклепок следует ожидать окончательного повреждения этих деталей.

На практике бывали случаи, что заклепки, оставшиеся необработанными из самолета при выпуске его из производства, или заклепки, оказавшиеся срезанными: во время эксплуатации, перемещаясь в самолете, с течением времени попадали под трос, проходящий через ролик, или в направляющую втулку; здесь заклепки способствовали быстрому перетиранию троса и даже приводили к заеданию системы управления. Надо тщательно следить, чтобы внутренние детали самолета не были засорены заклепками, шурупами, болтами и т. д.

Неисправности башмаков в узлах крепления отдельных частей самолета. Башмаки преимущественно изготавливаются из стали, причем на наших самолетах сварка применяется даже для особо ответственных башмаков; поэтому, несмотря на то, что сварка обусловливается обязательным последующим отжигом, не исключена возможность появления, в редких случаях, у башмаков трещин, характерных для неудачной сварки. Контрольный осмотр следует производить при помощи увеличительного стекла, имея в виду, что облупливание окраски является верным признаком возможности обнаружения под слоем поврежденной краски трещины. Иногда последнюю смешивают с глубокой царапиной. При определении трещины надо иметь в виду, что

¹ Эксплуатационной практикой установлено, что ненормальным вибрациям подвержены далеко не все самолеты; но у самолетов металлической конструкции это явление наиболее часто встречается. Например: 1) на одном самолете металлической конструкции амплитуда колебания нижних крыльев достигла при 1300—1350 оборотах мотора 15—20 мм. Изменение регулировки карбюратора, замена горючего другими сортами и подгонка винтов не дали положительных результатов; 2) на самолете АНТ-3 вибрации появляются при 1600 об/мин при амплитуде колебания концов проркоостей до 20—25 мм, причем вибрация имеет место лишь на земле, в воздухе—исчезает.

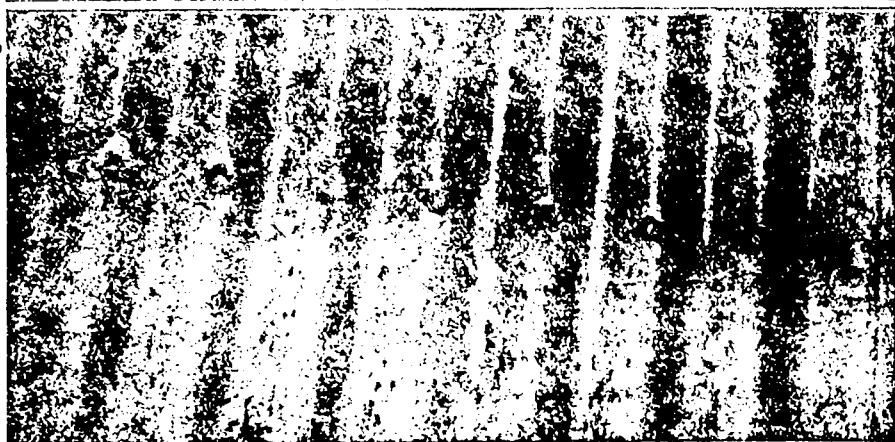
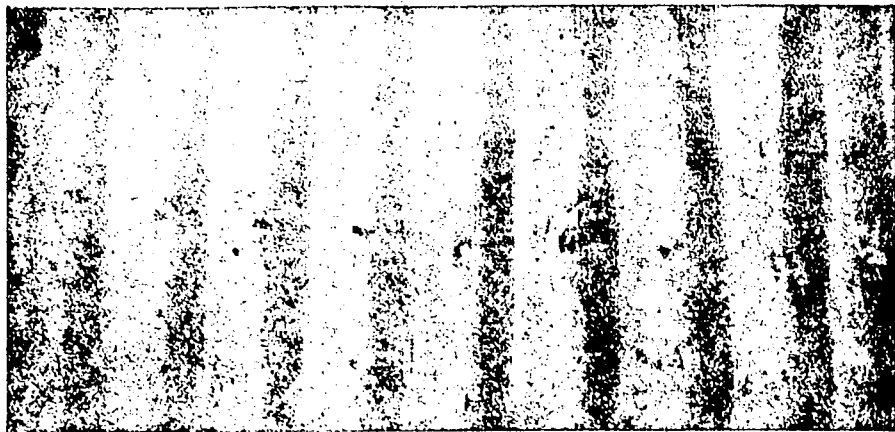


Рис. 76. На фотоснимке 1-м по следам облупившейся окраски и по деформации гофра можно судить об ослаблении заклепочного шва на 25—30%. На фотоснимке 2-м уже заметен подрыв гофра вокруг головок заклепок, а на фотоснимке 3-м произошел полный разрыв заклепочного шва.

края цапаины, особенно свежей, имеют металлический отблеск, хорошо видимый в увеличительное стекло, в то время как у трещины края затемненные и неровные.

Стальные башмаки с дуралюминовыми деталями скрепляются железными заклепками, исправность которых проверяется на общих основаниях.

Особенно внимательно надо проверить башмаки крепления к фюзеляжу плоскостей, так как даже от кажущихся на первый взгляд легких толчков плоскостей о землю возможны серьезные повреждения башмаков. Последнее можно пояснить фотоснимком, показанным на рис. 78.

В данном случае у самолета лопнула при разбеге левая камера, отчего самолет стал заворачивать влево, зацепив при этом травой нижней плоскостью за землю. При наружном осмотре самолета эта плос-

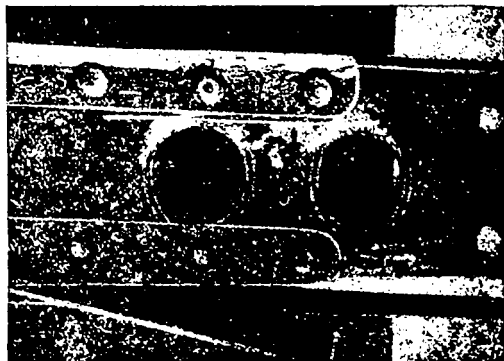


Рис. 77. Скрыта заклепок в узле подмоторного бруса самолета Дорнье Валь по причине вибрации мотора.

Рис. 78. Разрыв стального башмака, к которому крепятся стойки и обратные ленты коробки крыльев самолета (в нижнем подстоечном узле).

кость оказалась едва заметно приподнятой кверху, а при снятии плоскостей был обнаружен разрыв башмаков.

Аналогичный случай был с тяжелым самолетом, у которого при разбеге надломилась полуось шасси, отчего самолет зацепился крылом за землю. Первоначально при наружном осмотре предполагалось ограничиться ремонтом внешнего края крыла, получившего видимые повреждения, но после съёмки крыла была обнаружена деформация лонжеронов в узлах крепления крыла к центральной части.

При осмотре башмаков надо учесть возможность разработки отверстий для болтов. При установке конусных болтов требуется периодическая затяжка их (примерно через 50 час. полета). В случае обнаружения разработки отверстий в виде эллипса производится рассверловка. Для облегчения выемки болтов, последние, перед постановкой смазываются графитовой мазью. В целях сохранения болтов в полной исправности они вставляются только после того, как отверстия будут пройдены направляющими бороздками. Выемка болтов производится путем навин-

чивания вытяжной гайки, для чего воспрещается применять ключ с большим плечом. Если же конструкция болта не позволяет применить этот способ, то применяются вытяжные ключи, которыми подхватывается головка болта после первоначальной выколочки его снизу.

Учитывая возможности усталости металла после 250—300 час. налета, болты, крепящие шасси, плоскости, элероны, хвостовое оперение, подмоторную раму и составные части фюзеляжа, подлежат обязательной замене, даже если по наружному виду они будут казаться вполне исправными.

Возможные неисправности башмаков, кроме трещины и овализации отверстий, могут заключаться в неправильном направлении ушков и сержеек, не совпадающих с положением стоек или лент. При ина



Рис. 79. Разрушение узла крепления амортизационной стойки на самолете АНТ-3

этого явления может быть следствием производственной небрежности, но чаще всего является следствием механического повреждения в процессе эксплуатации. Для устранения этого дефекта приходится или выклепывать промежуточные детали для доступа к дефектному башмаку и для замены его новым, что сопряжено с капитальным ремонтом, или производить исправление на месте. Эксплуатационной практикой выявлена допустимость обратного выгиба плавно подогнутого ушка; однако это можно делать лишь в том случае, если башмак изготовлен из мягкой стали, не имеет усилительной накладки или ребра и если требуемый выгиб не превышает 10° . Обратный выгиб можно производить не более одного

раза и отнюдь не ударами, а медленным движением при помощи рычажного зажима. Операция эта считается успешной, если последующим тщательным осмотром не будет обнаружено ни одной подозрительной трещины или надлома. Выполнение ее обуславливается непосредственным руководством инженера. Неисправности в стыковых узлах крепления составных деталей зависят не только от целостности заклепок, но и от исправности косынок, служащих для объединения в одном узле всего набора деталей. Косынки не должны иметь разрывов и волнообразных наплывов и морщин, свидетельствующих о наличии смещения в узле, как то показано на рис. 79 и 80. Явно выраженный сдвиг узла обыкновенно сопровождается срезом заклепок.

Деформации и трещины дуралюминовых деталей. Остаточным деформациям подвержены все составные части самолета, в том числе

фюзеляж и плоскости. Не всегда появление остаточной деформации сопровождается наружно видимыми повреждениями обшивки (гофра). Свободнонесущие плоскости особенно подвержены остаточным деформациям. При снятии с эксплуатации самолетов Ю-20 и при разборке их было установлено, что более 35% плоскостей имели явно выраженную деформацию.

Примитивный, но наиболее действительный способ проверки правильности положения оси фюзеляжа (отсутствие деформации) заключается в следующем. Каждый фюзеляж дуралюминовой конструкции состоит из продольных лонжеронов и вертикальных отсеков—в виде открытых или глухих шпангоутов (рам). У шпангоутов, еще в процессе постройки самолета, просверливаются отверстия для протягивания вдоль фюзеляжа по линии его оси проволоки, облегчающей контрольные замеры и отчеты. Если в процессе эксплуатации положение оси фюзеляжа осталось ненарушенным, то указанные отверстия остаются в одной линии и свет электрической лампы, зажженной у отверстия первого шпангоута со стороны мотора, будет виден через тождественное отверстие в торце хвостовой части фюзеляжа¹.

Местная деформация и вспучивание обшивки фюзеляжа, плоскостей и хвостового оперения не являются существенными, если они распространяются между шпангоутами, лонжеронами и нервюрам; но если деформация (вспучивание) обшивки будет заметна в плоскости шпангоутов и лонжеронов, то надо тщательно проверить исправность заклепок, крепящих обшивку, и целостность внутреннего набора фюзеляжа (плоскостей и хвостового оперения).

Местные вмятины и прогибы лонжеронов, шпангоутов нервюр и стрингеров в небольших размерах, не сопряженные с разрывом заклепок и расположенные вне узловых соединений, также не имеют существенного значения. Обратное выпрямление их нецелесообразно, так как это отрицательно скажется на прочности металла. Более серьезные повреждения требуют ремонта, который заключается в расклепке дефектной детали для замены новой или в наложении усилительных косынок и заплат.



Рис. 80. Разрушение узла крепления амортизационной стойки на самолете АНТ-3

¹ Для этой цели снимается рудь направления, а из фюзеляжа вынимаются и отводятся в сторону все предметы, расположенные в створе данных отверстий. Для лучшей видимости нужно смотреть, покрывшись фотопокрывалом.

Трещины дуралюминовых деталей могут быть обнаружены во всех местах самолета, так как причины их появления вытекают не только из условий эксплуатации, но могут быть объяснены производственными дефектами. Места, ослабленные коррозией, подверженные постоянной вибрации, расположенные на участках перемещения летного и технического состава и смежные с пулеметами, требуют систематического надзора, с тем чтобы обнаруженные трещины своевременно закрывать заплатами. Обтекатели колес, стоек, шасси, а равно капоты моторов должны быть закреплены на все запоры, так как они подвержены трещинам больше всех прочих деталей. У бензиновых баков из дуралюмина может появиться течь в местах крепления штуцеров и, в редких случаях, в промежутке между заклепочными швами. Подмоторные дуралюминовые рамы также восприимчивы к тряске мотора, но не в столь сильной степени, как стальные рамы сварной конструкции. Примером может служить эксплуатация одного из самолетов, имевших клепаную раму, у которого за весь период службы до осени 1931 г., несмотря на склонность к вибрациям самолета при определенных режимах мотора, был один случай обнаружения трещины рамы, в то время как рамы самолетов Фоккер, имевших сварную трубчатую раму, и др. отличались хроническими трещинами вследствие тряски мотора.

Неисправности в местах шарнирных соединений. Этого вида неисправности главным образом заключаются в разработке отверстий и в износе болтов, что сказывается на появлении ненормального люфта, причем люфтующие крепления рулей и элеронов вызывают вибрацию последних, а это, в свою очередь, расшатывает крепления шарнирных узлов и оказывает вредное влияние на общую прочность крыла и хвостового оперения. В системе управления самолетом люфты вызывают холостой ход ручки и педалей, отчего исчезает требуемая точность управления самолетом в полете.

Если люфт не устранять, то его размеры начинают быстро прогрессировать, что может вызвать перетирание и трещины перемычек в ушках и втулках или обрыв болтов (пальцев). Люфты в шарнирах рулей и элеронов у самолетов металлической конструкции особенно распространены, и у большинства самолетов для устранения поперечных люфтов требуется замена бронзовых втулок (через 10—15 час. налета), а болтов и пальцев через 25—30 час. Устранение продольного люфта (как и на самолетах смешанной и деревянной конструкции) производится при помощи шайб. Специальным замером шарниров одного из самолетов, имевшего налет 114 час., установлены следующие люфты: болты крепления элеронов, крайний—0,2 мм; средний—0,1 мм; шариковый шарнир рычага элерона—0,5 мм; в шарнирах руля управления—0,2 мм; в узлах крепления стабилизатора к фюзеляжу—0,5 мм; подкосов стабилизатора—0,3 мм; в шарнирах соединения руля глубины—0,4 мм. Люфты происходят вследствие износа стальных болтов и отверстий в шарнирах.

Установка болтов выгоднее, нежели пальцев, так как при правильной затяжке и контровке болтов можно устранить продольный сдвиг их по оси.

Соединение шарниром Гука требует периодической проверки исправ-

ности болта с просверленным отверстием для внутреннего болта, так как известны случаи, что этот болт рвется по отверстию, и если не будет иметь специальной контровки, то легко может быть выбит из гнезда.

Обоймы с шаровыми вкладышами, широко применяемые в конструкциях ЦАГИ, вполне оправдывают свое назначение, но через 150—200 час. налета они требуют замены, так как к этому времени изнашивается не только шарик в обойме, но в некоторых случаях начинает лоптаться и обойма в своем гнезде.

В отношении шаровых вкладышей, применяемых в тягах управления рулями глубины, надо иметь в виду, что при неточности производства и монтажа возможен срыв взаимного крепления тяг, если при крайнем поперечном движении ручки управления шаровой вкладыш в узле крепления преждевременно упрется в стенки вилки второй тяги и приостановит этим дальнейший ход ручки.

Болты с шаровыми вкладышами в ушках, применяемые для присоединения к кабанчикам элеронов и рулей тяг управления, состоят из

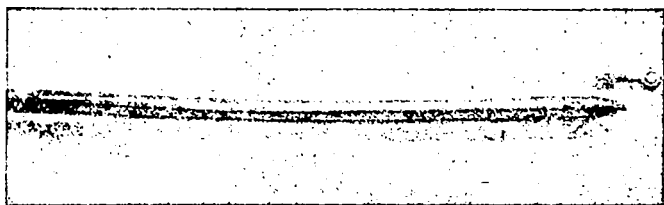


Рис. 81. Обрыв болта крепления тяги к элерону по причине тугой затяжки в ушке соединительного болта (без люфта).

стержня, имеющего нарезку, и из ушка с гнездом для впрессовки в него шарового вкладыша. Основное требование заключается в том, чтобы стержень болта был ввинчен в тягу на глубину не менее нормированной контрольным отверстием и чтобы контровка его затяжкой гайки производилась после предварительной проверки правильности установки болта (без перекоса ушка с шариком), чтобы не ограничить ход рулей (элеронов).

Гайка, контролирующая болт, должна быть затянута без излишних усилий, так как на самолетах АНТ-3 в эксплуатационной практике было несколько случаев обрыва в воздухе чрезмерно затянутых болтов, соединяющих тяги управления с элеронами¹.

В некоторых случаях передаточные тяги, соединяющие элероны с ручками управления, крепятся к последним при посредстве шариковых подшипников. Уход за шариковыми подшипниками заключается в перио-

¹ По причине чрезмерной затяжки гайки вильчатого болта, крепящего верхний подкос подмоторной рамы, на тяжелом самолете также было несколько случаев поломки данного болта. Болт обычно рвется у самой гайки, причем обрыв происходит сразу—без предварительного надлома (рис. 81).

дической промывке их и смазывании. В случае установки «английских» подшипников надо тщательно и часто проверять, все ли шарики находятся на своих местах, так как бронзовые обоймы в этих подшипниках слабо держат шарики, которые часто выскакивают. Значительно лучше ведут себя подшипники марки «SKF».

6. Правила ежедневного контрольного осмотра главных частей самолета¹

Ниже перечисляются дефекты и неисправности, присущие главным деталям самолетов дуралюминевой конструкции.

Контрольный осмотр следует производить с помощью увеличительного стекла (10—20-кратного увеличения), имея под рукой смывку и чистые тряпки на случай необходимости удаления окраски (лакировки) в местах, требующих осмотра очищенной поверхности металла.

Осмотр металлического шасси дуралюминовых самолетов производится по следующим правилам.

Первоначально надо проверить общую исправность шасси: не расшатано ли оно и достаточно ли прочно прикреплено к фюзеляжу, что определяется наблюдением за поведением шасси при раскачивании самолета за плоскости. При этом надо иметь в виду, что в настоящее время имеются в эксплуатации самолеты, у которых шасси может быть следующих конструкций: а) ориентирующееся, состоящее из двух ног, образованных двумя подкосами, жестко скрепленных друг с другом и наглухо прикрепленных к фюзеляжу. Особенность конструкции этого типа шасси заключается в том, что нагрузка, воспринимаемая колесами, передается на полуоси. Полуоси, будучи прикрепленными к амортизационным шатунам, являющимися составными деталями амортизационных стоек, имеют ход в пределах действия амортизации, причем стойки и подкосы допускают очень незначительное перемещение; б) полуориентирующееся, — где колеса крепятся на цельной оси и воспринимаемые усилия передают на амортизационные стойки, которые при этом несколько смещаются (по радиусу) в стороны и вверх, что в свою очередь вызывает сдвиг подкосов и лент-расчалок. Этими особенностями этот тип шасси отличается от первого типа, так как здесь предусматривается шарнирное крепление стоек, подкосов и лент-расчалок к фюзеляжу; в) бесосное шасси типа АНТ-4 с двумя полуосями и с разнесенными узлами крепления их к фюзеляжу. Здесь шнуровая амортизация крепится полуоси вместе с рамой подкосов, которые крепятся к самолету, также при посредстве шарнирного соединения.

Из приведенных соображений явствует, что исправность шасси с шарнирными креплениями стоек и подкосов требует, чтобы в узлах крепления не было заеданий, и, наоборот, шасси с глухим креплением стоек и подкосов не должно перемещаться в тех же узлах.

Для более тщательной проверки исправности крепления шасси к фюзеляжу рекомендуется самолет устанавливать на козелки с тем, чтобы

¹ Правила осмотра самолетов деревянной конструкции опубликованы в журнале «Вестник воздушного флота», № 1 за 1931 г., а также изданы в виде отдельной брошюры, почему в настоящей книге не приводятся.

шасси осталось на весу. В этом случае предоставляется возможность установить, насколько разработались отверстия в ушках банмаков и не вышли ли образовавшиеся зазоры из пределов допусков. Затем надо проверить, чтобы натяжение амортизации было равномерным (чтобы самолет стоял без крена).

Переходя к осмотру отдельных деталей шасси, необходимо руководствоваться следующими требованиями, которые в данном случае носят общий характер, а в практике могут иметь существенные особенности и своеобразные приемы и методы.

1. Исправность оси (полуосей) и обтекателя проверяется в отношении:

а) прямолинейности обтекателя и оси, что производится на-глаз, размер прогиба определяется при помощи прикладываемой линейки; в сомнительных случаях для более детального осмотра обтекатель следует снять. При условии изготовления оси из хромоникелевой стали и если стрела прогиба не превышает 6 мм, разрешается обратный выгиб оси (в холодном состоянии). Выгиб хромомолибденовых осей воспрещается (о том, из какого материала изготовлена ось, обычно имеются записи в формулярах, в противном случае это должно быть проверено специальным запросом);

б) прочности крепления обтекателя к оси, обращая особое внимание на исправность крайних узлов, которые часто сминаются при небрежной установке самолета на козелки;

в) отсутствия трещин на полуосях самолетов типа АНТ-4, обращая особое внимание на нижнюю сторону полуосей в месте припайки контрольных пластинок (несколько полуосей были забракованы по причине обнаружения трещин в указанных местах);

г) исправности упорных колец на оси (полуосях)—не смещены ли они;

д) исправности узлов, обеспечивающих крепление к оси амортизационных стоек, подкосов и лент-расчалок, а к полуосям—амортизационных шатунов и узла взаимного крепления полуосей.

2. Исправность лент-расчалок:

а) равномерность натяжения (при ослабевших или неравномерно натянутых лентах возможен надлом подкосов, что имело место в практике эксплуатации);

б) необходимо следить, чтобы лента была достаточно завинчена в муфту (пользуясь контрольным отверстием);

в) правильность затяжки гаек (нельзя затягивать с чрезмерным усилием).

3. Исправность амортизационных стоек и подкосов:

а) отсутствие трещин и зазоров в узлах крепления стоек к фюзеляжу, правильность контровки;

б) состояние оплетки и эластичность резинового шнура (резиновых колец);

в) смазка телескопических труб;

г) контровка упорного (стяжного) болта;

д) отсутствие трещин и прочность крепления обтекателей к стойкам;

е) прямолинейность труб подкоса и наружно видимой амортизационной стойки;

ж) исправность верхних узлов полуосей типа АНТ-4 проверяется в отношении целостности заклепок и отсутствия разрывов ушков, так как в силу большого расстояния между колесами при крутых разворотах самолета получается большой выворачивающий момент в верхних узлах крепления полуосей.

4. Исправность колес (см. специальный раздел по колесам). При осмотре колес надо проверить прочность крепления колпака на конце оси (исправность шпильки и контровки).

Осмотр костыля имеет целью установление исправности крепления и правильности действия костыля, что проверяется тщательным наружным осмотром специальных узлов и работой его.

В зависимости от конструкции костыля наблюдение производится или при раскачивании самолета за фюзеляж, или при рулежке. У неориентирующегося костыля специально проверяется шарнир, общий с осью вращения. У полурентирующегося костыля важно убедиться в исправности приспособления, ограничивающего развороты костыля. У ориентирующегося костыля важно убедиться в отсутствии заедания при крайних разворотах костыля.

Управляемый костыль должен свободно поворачиваться вместе с рулем поворота при управлении последним и, наоборот, легкие развороты костыля, получающиеся при рулежке вследствие неровностей местности, не должны сказываться на педалях ножного управления.

При осмотре действия амортизации необходимо проверить, чтобы при крайних положениях костыля он не задевал тяг к рулям глубины и деталей внутреннего набора фюзеляжа.

Осмотр моторной рамы. В данном случае приводятся требования, установленные для осмотра дуралюминовой моторной рамы. При этом проверяется:

а) исправность каркаса рамы,—нет ли трещин, особенно в местах отбортовки, и нет ли сорванных или ослабших заклепок в узлах крепления двух листов каркаса, в узлах крепления ушков и по окружности крепления к каркасу толевого стального кольца;

б) надежность крепления моторной рамы к фюзеляжу,—нет ли трещин в узлах; правильность затяжки и контровки болтов, крепящих раму к фюзеляжу;

в) исправность капотов проверяется в отношении прочности остова для крепления капота (отсутствие трещин, вмятин, надежность крепления остова в вилках набора) и общая исправность дверок, люков и съемных частей капота (отсутствие трещин и прочность запора их при постановке на место).

Осмотр фюзеляжа производится с целью установить отсутствие общетиповых неисправностей, как например: ослабление и срыв заклепок, сдвиг косынок, трещины и прогибы башмаков, вспучивание и деформация обшивки, признаки коррозии и т. д. В зависимости от размеров и местоположения обнаруженных неисправностей разрешается вопрос о возможности дальнейшей эксплуатации самолета. Места, вызывающие сомнение, рекомендуется проверять, раскачивая самолет за плоскости или хвостовую часть фюзеляжа; при этом способе легко определить ослабшие узлы. Необходимо учесть, что в

некоторых конструкциях самолета, как например у самолета АНТ-3, сидение летчика одновременно обеспечивает поперечную жесткость фюзеляжа на данном промежутке; тождественное назначение имеют трубы (балки), служащие для подвески педалей, качалок, приборных досок и т. д. Гаргрот (верхняя обшивка фюзеляжа за кабиной летчика или наблюдателя) является не только обтекателем, но в самолетах кольчугалюминовой конструкции усиливает общую прочность фюзеляжа.

Мелкие механические повреждения в виде вмятин, выбоин и пробоин, находящиеся вне узлов, не могут служить препятствием к вылету самолета.

Исключительное внимание должно быть обращено: а) на исправность узлов и башмаков, служащих для крепления к фюзеляжу плоскостей, подмоторной рамы, шасси, хвостового оперения; б) на исправность крепления к фюзеляжу упорных подшипников для труб и педалей системы управления, а равно на исправность крепления качалок, подвесок, роликов и секторов в системах управления самолетом и мотором; в) на исправность крепления сидений, подушек и прочности привязных ремней.

При контрольном осмотре фюзеляжа надо убедиться в отсутствии в фюзеляже посторонних предметов (инструмент, болты, гайки, патроны, ветошь). В отношении сборных фюзеляжей необходимо тщательно проверить исправность узлов и правильность контровки болтов. Конусные болты независимо от их назначения подлежат периодической затяжке, примерно, через 15—25 час. полета.

Особо внимательно следует проверить исправность фюзеляжа на участке крепления костьюля. Здесь можно обнаружить вспучивание обшивки, срыв заклепок, деформацию шпангоутов и повреждение лонжеронов при ослабшей амортизации костьюля.

Осмотр плоскостей и хвостового оперения. Учитывая, что внутренний набор плоскостей доступен для осмотра только на больших самолетах и то не на всем протяжении,—вывод об исправности плоскостей в большинстве случаев приходится делать по состоянию наружной обшивки плоскостей на основании просмотра внутренних деталей в местах контрольных люков и по состоянию наружно видимых башмаков в узлах крепления плоскостей к фюзеляжу и в узлах крепления стоек и лент-расчалок коробок плоскостей.

Кроме того, периодически (примерно после 50—75 час. полета) и во всех случаях заявления летчика об изменении летных свойств самолета необходимо не только проверить общую регулировку самолета, но и убедиться (нивеллировкой) в отсутствии у плоскостей остаточной деформации, которая возможна не только у свободвонесущих плоскостей.

При обнаружении на обшивке повреждений в виде трещин, вмятин, пробоин, срыва заклепок и т. д. необходимо установить причину их происхождения, имея в виду, что при обнаружении неисправностей хотя бы и в единичном числе, но происшедших не в результате случайного механического повреждения, а вследствие аэродинамических нагрузок в полете, следует проверить, нет ли других каких-либо признаков, указывающих на неисправность внутренних деталей крыла.

В этом случае очень важно проанализировать характер разрыва обшивки у головок заклепок: если отверстия останутся не овализированными, то можно предполагать, что обшивка оборвалась по заклепкам. При наличии овализации отверстий можно утверждать, что крыло было подвержено скручиванию в сторону овализации отверстий. При

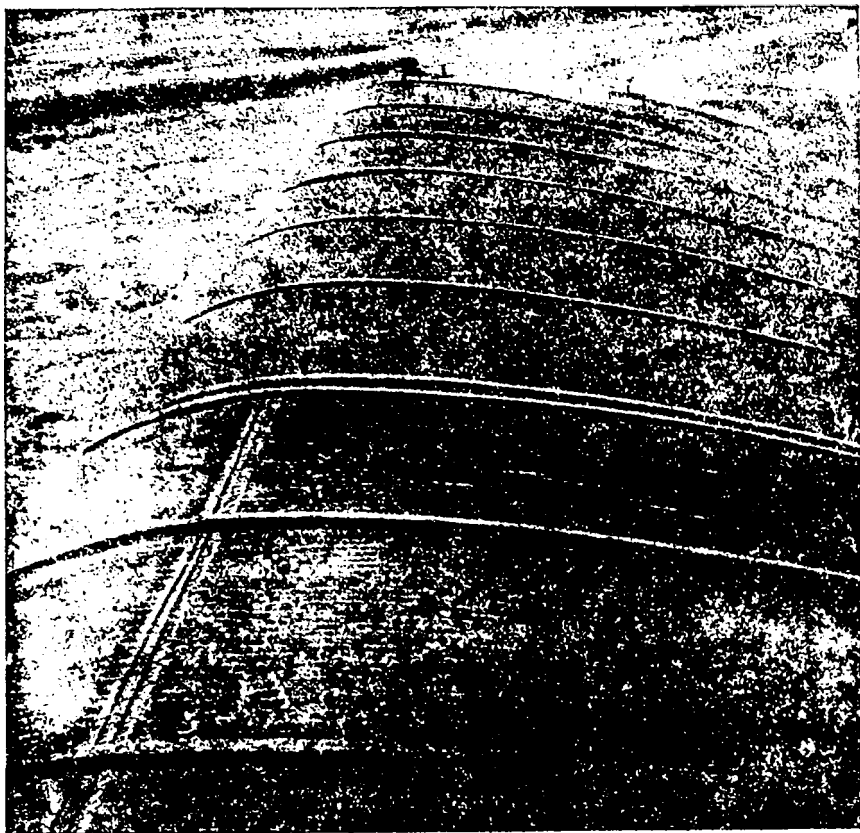


Рис. 82. Вмятины гофрированной обшивки крыла.

этом надо помнить, что плоскости, обшитые гофром, не имеют внутренних расчалок.

Рекомендуется все вмятины и трещинки, оставленные без ремонта, отмечать лаком или масляной краской и перед полетом обязательно проверять число и месторасположение неисправностей, отмеченных этим способом.

Если на обшивке плоскостей будут обнаружены неисправности, которые по своим признакам (изменение хотя бы местного профиля, характерный разрыв заклепок и т. д.) вызывают опасение в повреждении остова крыла, то осмотр его производится при посредстве перевесных электрических ламп, вводимых в крыло через контрольные люки¹.

¹ Электrolампы должны быть с бронированным кабелем и защищены предохранительным стеклом и сеткой.

Кроме того у плоскостей, имеющих на внешней кромке консольной части съемные обтекатели, рекомендуется последние отнять, а электролампу опустить в щель башмаков крепления плоскостей к фюзеляжу, что предоставит возможность продольного осмотра всего внутреннего набора плоскостей.

При сомнении в исправности плоскостей, они подлежат снятию с самолета для детального просмотра средствами мастерских.

По наружному состоянию гофра можно судить об отсутствии или о наличии деформации. внутреннего набора деталей.



Рис. 83. Волнообразность гофра и вмятины профилей.

Волнообразность гофра и П-образных профилей, а тем более наличие смятостей у профилей, как это видно на рис. 83, свидетельствует о серьезном повреждении, полученном в данном случае левой плоскостью центроплана самолета. В то же время вмятины гофра, показанные на рис. 82, являются следствием небрежного хождения по крылу самолета.

7. Основные правила производства ангарного ремонта дуралюминовых самолетов

Объем ангарного ремонта. Кроме работ общего порядка, как например, отжиг медных трубопроводов, замена амортизации, удаление накипи радиатора, заплетка концов тросов и т. д., специальный ремонт предусматривает:

- а) замену цельных деталей за счет комплекта запчастей;
- б) частичную замену обшивки и стрингеров;
- в) наложение заплат на гладких листах и в обшивке гофром;
- г) замену неисправных и подтяжку ослабевших заклепок;
- д) устранение в пределах допусков овализации отверстий и зазоров (люфтов) в порядке рассверловки отверстий и подгонки новых болтов и втулок (повышенных размеров);
- е) удаление признаков коррозии в местах, доступ к которым не сопряжен с расклепкой ответственных узлов и деталей;

ж) частичное освежение окраски и лакировки самолета;

з) регулировку самолета.

Учитывая громоздкость многомоторных самолетов, в ангарных условиях иногда приходится прибегать к более серьезным видам ремонта, как например: замена башмаков, замена деталей, сопряженная с подгонкой их (в зависимости от серий самолетов, выпускаемых с завода, не все запчасти являются взаимозаменяемыми), переоборудование самолета и т. д.

Правила термической обработки дуралюминовых деталей. При ангарном ремонте приходится выполнять ряд работ, связанных с термической обработкой дуралюмина. Это обусловливается следующими требованиями:

Обработка закаленных деталей должна быть закончена не позже 3 час. после закалки, а заклепок—не позже 30 мин., так как в дальнейшем сплав уже становится чувствительным к переменным нагрузкам.

Состав селитровых ванн следующий: 80% калиевой и 20% натриевой селитры, но возможно и 50-процентное отношение. Расплавленный раствор надо систематически перемешивать и периодически освежать с промывкой самой ванны (железной), так как выделяемая окись железа разъедает стенки ванны и ведет к неравномерному нагреву ее, что может вызвать пережог деталей, подлежащих закалке.

Ванны для охлаждения должны быть обеспечены проточной водой, чтобы полностью удалялся селитровый осадок, смываемый с деталей.

Необходимо точно придерживаться установленных норм нагрева, так как при 550° Ц уже вероятен пережог сплава (при этом поверхность покрывается пузырями, пятнами и сплав резко утрачивает свою крепость). Время загрузки деталей зависит от их толщины (см. табл. XIII).

Таблица XIII

Время загрузки (выдержки) в ванне профилей из листового дуралюмина

При толщине в мм	Выдержка в минутах	При толщине в мм	Выдержка в минутах
0,3—0,4	5	1,5	22
0,5	5	1,8	26
0,8	10	2,0	30
1,0	15	2,5	35
1,2	18	3,0	40

Обработка отожженного дуралюмина, нагретого в ванне до 360—370° Ц и медленно охлажденного, более выгодна, чем закаленного, но, с другой стороны, прочность отожженного дуралюмина ниже закаленного, а потому такой дуралюмин применяется лишь в исключительных случаях (например, при волоочильных работах).

Изготовление деталей из отожженного дуралюмина не практикуется из опасения, что при закалке их покоробит.

Воспрещается оставлять селитровые ванны без надзора опытного специалиста, так как, кроме возможного пережога дуралюмина, не исключена возможность взрыва ванны. Опасно приводить в соприкосновение с расплавленной селитровой массой воду или другие жидкости, а также и другие металлы, особенно электрон. Опасен нагрев пустотелых деталей и труб, закрытых с обеих сторон.

В случае пожара ванны надо тушить огонь не водой, а песком. Воспрещается применение селитровой ванны необорудованной или с неисправными термоэлектрическими приборами.

После закалки или отжига детали необходимо тщательно промыть и насухо вытереть чистыми тряпками, так как селитровый осадок может послужить причиной образования коррозии. В эксплуатационной практике были случаи, что наружная коррозионная сыпь в виде белого порошкообразного налета состояла исключительно из селитрового осадка.

Однако не во всех условиях предоставится возможность воспользоваться селитровыми ваннами для отжига дуралюмина.

В виде исключения можно допустить отжиг заклепок путем нагрева их паяльной лампой после предварительного густого обмазывания их марсельским мылом или тавотом. Заклепки кладутся в коробку не более как в 2—3 слоя. Когда мыло почернеет или сгорит тавот, то нагрев считается достаточным, после чего заклепки естественным путем остывают на воздухе. Перед употреблением их надо тщательно промыть и протереть насухо.

Отжиг несущественных деталей и в неответственных местах производится путем непосредственного нагрева поверхности струей паяльной лампы с нагревом не свыше 320°C . Для распознавания предела нагрева пользуются мягким, не остро очиненным химическим карандашом, если черта, проведенная карандашом перед или во время нагрева, примет золотистый оттенок, то нагрев считается достаточным.

Пользование паяльными лампами для означенных целей разрешается исключительно с ведома инженера опытным рабочим. Рабочие перед отжигом обязаны проверить силу струи лампы на образцах, учитывая, что весь процесс нагрева протекает в 25—30 сек.

Норма загиба. Штамповку и гнутье кольчугалюминия можно производить и в холодном состоянии, но во избежание образования трещин по ребру загиба следует соблюдать определенную норму загиба.

На графике (рис. 84) нижняя кривая представляет допустимые минимальные радиусы закругления, предлагаемые ЦАГИ на основе исследования упругой и пластической деформации загибом; отношение $\frac{r}{d}$ (r —радиусы закругления и d —толщина листов) равно двум; верхняя кривая дает радиусы закругления по существующим техническим условиям (ВСТ № 131).

Гнуть надо по направлению прокатки. При двустороннем загибе гнутье следует так, чтобы линии загибов составляли с направлением прокатки угол в 45° .

Замена заклепок производится путем удаления негодных заклепок. Затем, используя старые отверстия, вставляются новые заклепки тех же размеров и в том же числе.

Если старые отверстия для заклепок окажутся сильно овализированными, сбитыми или с трещинами, то эти листы подлежат полной или частичной замене. При незначительных дефектах можно ограничиться

прокладкой под заклепки шайб или сплошной ленты (той же толщины) по всему шву; выбор того или иного способа зависит от места расположения детали и ее назначения.

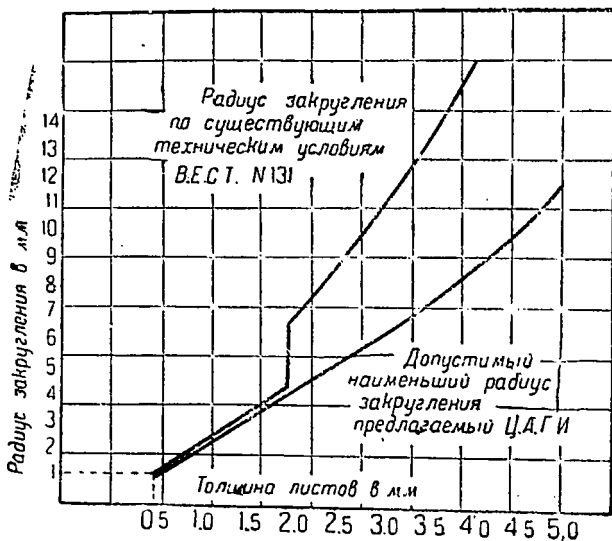


Рис. 84.

Наложение заплат на обшивку фюзеляжа. Небольшие повреждения обшивки (100×100 мм) исправляются заплатами из гофрированного дуралюмина соответствующей толщины, приклепываемыми только од-

ним рядом заклепок, размещаемых во впадинах волн.

При повреждении больших участков негодная обшивка расклепывается и аккуратно вырезается. Вставляемые новые полосы листового

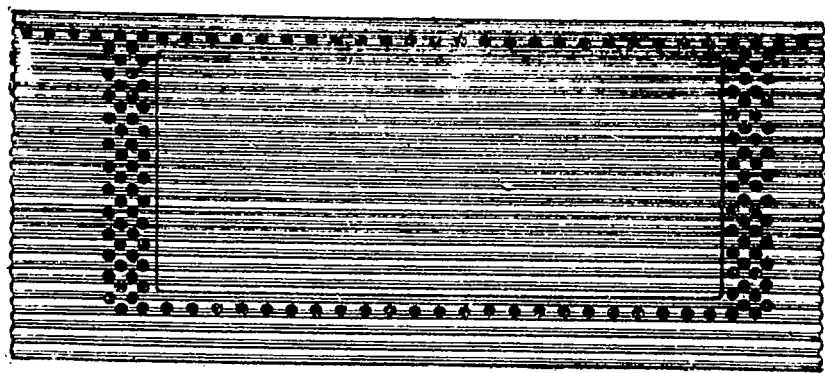


Рис. 85.

дуралюмина по углам слегка закругляются и прикрепляются в поперечном направлении четырьмя рядами заклепок (рис. 85). При склепке необходимо использовать имеющиеся старые заклепочные отверстия на

обшивке и правильно пригнать заплата по месту и закрепить их зажимами. Клепку следует вести от середины листа к краям, чтобы этим способом избежать коробления листа. Наложение заплата в обшивке плоскостей и хвостового оперения ведется в том же порядке.

Применение пистонов. Как правило, пистоны применяются в тех местах, где нет сомнений в прочности и где сдвиг деталей невозможен, например у колпачков обтекателей стоек, на чехлах-обтекателях, по кромке консольной части плоскостей и т. д.

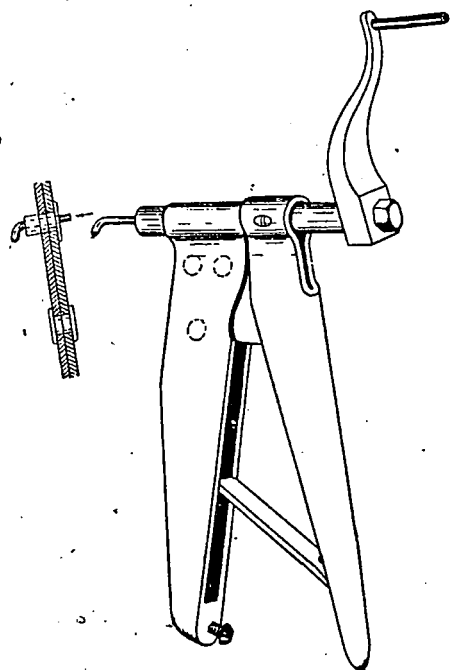


Рис. 86. Пистонница.

Если, ввиду отсутствия заклепок, будут применены пистоны, то по возвращении самолета на основной аэродром пистоны обязательно должны быть заменены стандартными заклепками.

Заправка пистонов производится при помощи приспособления, называемого «пистонницей» (рис. 86)

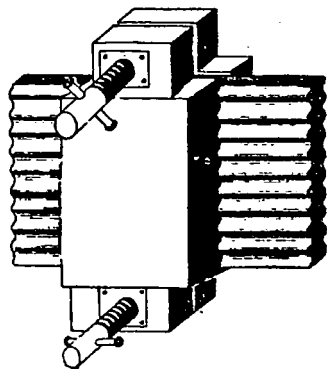


Рис. 87.

Наложение заплата на обшивке плоскостей осложняется отсутствием доступа к обеим головкам заклепок. Поэтому при легких повреждениях обшивки заплата накладывают при помощи пистонов, заделывая их отверстия замазкой. При повреждениях более серьезных крыло снимается с самолета, заклепки высверливаются, обшивка на соответствующих участках вырезается и отнимается.

Для возможности присоединения новой обшивки высверливаются пистоны на внешнем обтекателе крыла, затем обтекатель отнимается и через открытые концы трубчатых лонжеронов в них вводятся клепальные эксцентрики.

Заблаговременно пригнанные полосы гофра (выгнутые при помощи роликового приспособления) приклепываются с помощью эксцентрика. В последнюю очередь надевается и приклепывается пистонами обтекатель.

Для массовой резки горфа применяется ленточная пила; небольшие полосы отрезаются ручными ножницами, но распиловка возможна и

ножовкой. В последнем случае несколько листов зажимается струбцинами. Заготовку полос для заплат выгодно производить с косым срезом (45°), так как при этом накладываемый лист плотно прилегает к обшивке. Эскиз примитивной струбцины показан на рис. 87.

Для использования старых отверстий в лонжеронах новая обшивка подгоняется следующим способом.

Полосы новой обшивки прикладывают по месту, и легко ударяют ладонью руки, с тем чтобы на нижнем изгибе волны гофра определилось направление лонжеронов. Затем при помощи деревянного шаблона, пригнанного по форме нижнего изгиба гофра, подобными же ударами намечаются очертания отверстий, имеющиеся в лонжероне. Отмеченные отверстия сейчас же просверливаются и заклепываются. Чтобы избе-

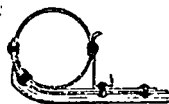
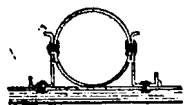


Рис. 88. 1) Нижний изгиб гофра приходится между имеющимися отверстиями. 2) Крепление профилей к среднему лонжерону. 3) Крепление профилей к лобовому лонжерону.

жечь неправильного натяжения обшивки, клепка ведется не в порядке расположения волн, а в разбивку, например: 1, 18, 4, 12, 6, 16 и т. п.

При неправильно подогнанном гофре новые заклепки пришлось бы ставить посередине между старыми отверстиями.

Если конструкция крыла будет препятствовать сдвигу обшивки и если нахождение старых заклепочных отверстий окажется невыполнимым, то трубчатый лонжерон должен быть усилен по всей длине исправляемого листа специально приклепан-

ными профилями. Способ крепления профилей и гофра показан на рис. 88:

Ремонт внутренних деталей плоскостей производится в порядке вскрытия обшивки на требуемом участке, расклепки поврежденных деталей и вырезки дефектного куска лонжерона. Положение лонжерона обязательно выверяется при помощи параллельно натянутой проволоки. В процессе работы надо всемерно оберегать расклепанную плоскость от деформаций, что возможно, если рабочие будут облокачиваться на плоскость. Установка плоскости для ремонта показана на рис. 89 и 89а.

Трубчатый каркас и лонжероны плоскостей воспрещается рассверливать для присоединения других, не входящих в конструкцию данного крыла деталей и предметов оборудования.

К сложному ремонту можно приступать только при наличии опытных мастеров и соответствующих средств, как-то: инструмент, контрольные приборы, полуфабрикат требуемых размеров, стапели и т. д.

По окончании ремонта надо проверить правильность внутренней клепки в трубах лонжеронов, что производится при помощи электролампочки, прикрепленной к стержню.

Замена стрингеров производится в следующем порядке: а) путем рассверловки заклепок удаляется поврежденный стрингер; б) взамен производится подготовка нового стрингера—по размеру и по профилю; в) пользуясь отверстиями от старых заклепок, на стрингере производится разметка расположения заклепочных швов и рассверловка; г) при помощи зажимов стрингер ставится на место и производится склепка.

Замена шпангоутов выходит из объема ангарного ремонта, так как обуславливается строгой установкой фюзеляжа в линию полета и закреплением его в постоянных (неподвижных) стапелях. При по-

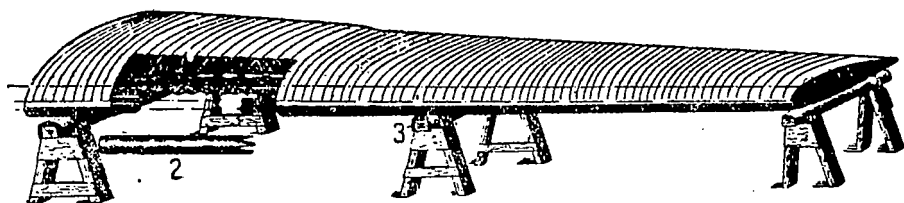


Рис. 89. Ремонт плоскостей: 1—натянутая проволока.

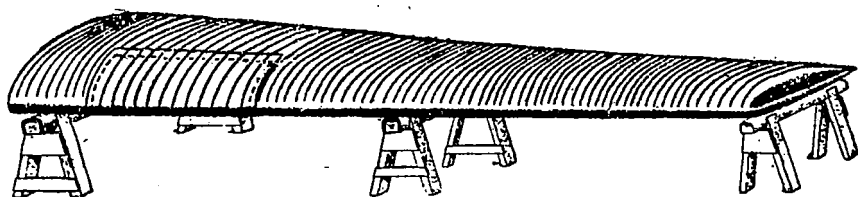


Рис. 89а.

вреждению только отдельных профилей шпангоута надобности в сборочном шаблоне нет.

Ось самолета обозначается туго натянутой проволокой и дальнейшая работа сопровождается проверкой точности расположения заменяемых шпангоутов и сопряженных с ними деталей. Если повреждено несколько шпангоутов, то их заменяют поочередно, так как пригонку нового шпангоута легче произвести, если рядом расположенные шпангоуты еще держат каркас фюзеляжа. Для подхода к внутреннему набору фюзеляжа обшивку следует вырезать уступами, как это показано на рис. 90. Затем, осторожно высверливая заклепки, отсоединяется поврежденный шпангоут от прилегающих к нему деталей.

Замена хвостовой части фюзеляжа относится к категории капитального ремонта, так как эта операция обуславливается установкой самолета в стапельные приспособления, обеспечивающие точность присоединения торца фюзеляжа по отношению к оси самолета (рис. 91).

Работы выполняются в следующей последовательности: снимается хвостовое оперение, система управления и костыль, самолет устанавли-

вается на козлы; вырезается обшивка фюзеляжа; высверливаются заклепки, и поврежденная конечная часть фюзеляжа отнимается; затем фюзеляж и новый торец устанавливаются в стапельное приспособление

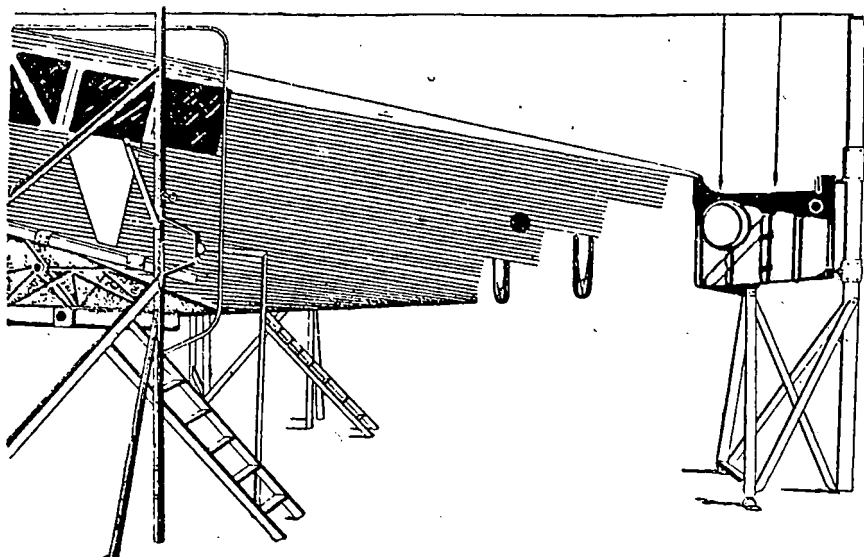


Рис. 90. Способ установки фюзеляжа при замене конечной хвостовой части.

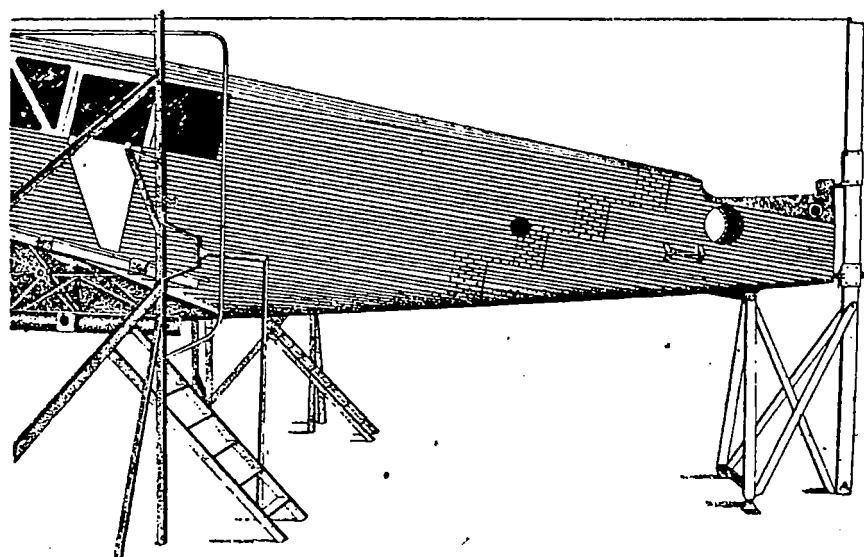


Рис. 91. Способ установки фюзеляжа при замене конечной хвостовой части.

и проверяется правильность установки присоединяемого торца. После этого пригоняется и приклепывается обшивка, пригоняется костыль, система управления и хвостовое оперение.

Ремонт надломанного трубчатого лонжерона производится в следующем порядке (рис. 92): вскрывается обшивка, отъединяются от лонжерона на поврежденном участке склепанные с ним детали и эта часть лонжерона вырезается; взамен подгоняется аналогичных размеров новая труба, которая крепится при посредстве хомутов, и затем приклепываются детали и обшивка.

Сварка стальных узлов обуславливается следующими требованиями: а) производство отжига (при температуре 900—950°С с естественным остыванием), б) производство сварки стальных деталей исключительно до установки или после снятия их с самолета.

На заводах при условии тщательной изоляции прилегающих дуралюминовых деталей, обеспечивающей последние от перегрева свыше 100°С, сварку стальных деталей производят иногда непосредственно на самолете. Для изоляции применяется размоченная масса асбеста.

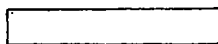
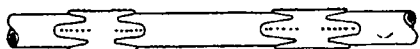


Рис. 92. Ремонт надломанного трубчатого лонжерона.

Летом 1931 г. был применен интересный способ ангарного ремонта на одном самолете стального узла для крепления полуоси шасси, которое имело следующее повреждение: по сварочному шву заметно было на-глаз отставание втулок шарнира и появились 15—20-мм трещины. Так как замена башмака была сопряжена с капитальным ремонтом, решено было заварить башмак на месте. Работы велись в следующем порядке. После установки самолета на балках с него были сняты подкосы шасси. Затем после подгонки втулок по месту в шарнирах узла были сняты фаски с втулок болта и ушка в глубину на 4 мм. Для охлаждения дуралюминового лонжерона из его трубчатых полок были вынуты болты, служащие для крепления плоскостей к фюзеляжу, и через отверстия в лонжерон был вставлен (на протяжении трех метров) 12-мм шланг, через который при помощи насоса Альвейера непрерывно прогонялась струя холодной воды. Кроме того дуралюминовые детали, смежные с башмаком, были обложены размоченной асбестовой массой, которая периодически заменялась свежей (холодной). Для доступа к башмаку была вскрыта обшивка плоскости.

После этой подготовки было приступлено к приварке втулок автогенном. Сварка велась в течение 20 мин., причем нагрева лонжерона и смежных с башмаком деталей замечено не было.

По окончании сварки охлаждение продолжалось еще в течение 10 мин. Затем была произведена тщательная пригонка шарниров, после чего было приступлено к просушке лонжерона теплым сжатым воздухом. На просушку каждой трубчатой полки было израсходовано по 12 баллонов в 42 л при 65 ат сжатого воздуха, который пропускался дважды с перерывом в 2 часа. Ремонт был закончен внутренней лакировкой лонжерона пудлверизационным способом.

Указанный способ ремонта не может быть рекомендован для широкого и повсеместного применения; к нему следует прибегать в исключительных случаях и только в тех частях, где успех ремонта может быть гарантирован непосредственным руководством знающего инженера.

Устранение зазоров. С целью предохранения от частой замены шарнирных узлов, служащих для крепления рулей и элеронов, ушки снабжаются бронзовыми втулками, замена которых не представляет особых затруднений и производится следующим порядком: от самолета отнимаются люфтующие части и при помощи специальных клещей выдвливается сработанная бронзовая втулка.

Впрессовка втулок производится при помощи тех же клещей. После впрессовки всех втулок рули (или элероны) подвешиваются к самолету при помощи временных крючков (соответствующих внутреннему диаметру вновь вставленных втулок), оставляя свободным—без крючка—один подшипник, который проходят цилиндрической разверткой (диаметр которой больше на 0,2 мм); после этого вставляется стандартный валик (болт). Эта операция в порядке очередности осуществляется в отношении остальных подшипников.

Поперечный люфт в ручке управления появляется в результате износа бронзовых втулок в главной продольной трубке управления. Для устранения этого люфта надо:

а) отделить вертикальную трубку от продольной трубы управления, для чего вынимается соединительный болт;

б) проверить, нет ли овализации в отверстиях, которую можно устранить новой рассверловкой с увеличением диаметра до 0,4 мм;

в) при разработке только бронзовой втулки в продольной трубке надо выбить втулку, зажав для этого трубу в тисках, и впрессовать новую втулку, развернув ее после впрессовки под требуемый размер болта;

г) изношенные отверстия в стальной вилке вертикальной трубы можно заварить и затем рассверлить их заново. Подварка дыр не рекомендуется, так как при развертке неровностей кромок легко нарушить центровку. Сверлить следует вначале конической, а затем цилиндрической разверткой.

Продольный люфт в ручке управления можно устранить следующим способом:

а) вставить опорный штифт в отверстие для смазки, вывернуть хвостовик и отвернуть контящую и установочную гайку;

б) снять часть нарезки внутреннего конца установочной гайки на величину люфта и поставить установочную гайку на место;

г) выбрать заподлицо торцевым фрезом (диаметр должен быть равен диаметру контящей гайки) излишек внутренней втулки с резьбой, получившийся после обработки установочной гайки.

Замена кия и руля направления. Кроме общих работ, относящихся к данной операции, рекомендуется установить самолет в линию полета и опустить отвес, пропустив нить через отверстия подшипников кия и фюзеляжа. Этим способом проверяется правильность произведенной установки кия, так как нить отвеса должна пройти через центр отверстий в подшипниках.

Если центр одного из подшипников окажется сдвинутым (нить будет касаться), надо вынуть бронзовую втулку у данного подшипника и впрессовать новую; затем, пользуясь остальными подшипниками, присоединить временно руль направления с тем, чтобы впрессованную втулку рассверлить по месту соответствующего подшипника на руле

направления. Прохождение втулок после впрессовки целесообразно производить не цилиндрической, а конической разверткой. При отсутствии навыка подшипники лучше развертывать не в собранном виде, а порознь, так как рули при монтаже пружинят и можно сломать развертку.

Окраска и лакировка самолетов. Чтобы окраска (лакировка) самолетов вместо консервации металла не оказалась причиной появления коррозии, необходимо руководствоваться следующими основными правилами.

1. В отношении производственного процесса. Температура малярной должна быть в пределах 15—20° Ц, влажность не больше 70% при 25—30-кратном обмене воздуха в час. Самолет или отдельные его части, подлежащие окраске, должны быть вынесены в помещение малярной не менее; чем за 3 дня до начала окраски (лакировки) для окончательного завершения процесса отпотевания металла. Перед поступлением самолета в малярную очистка от пыли, грязи, жировых пятен и т. п. должна быть окончательно закончена.

Последующие слои краски могут наноситься только тогда, когда предыдущий окончательно высохнет, так как иначе недостаточно высохшие частицы нижнего слоя будут восприимчивыми к поглощению жидкости, отстанут от металла и сольются со свеженанесенным слоем. Для наших заводов установлено временное требование, состоящее в том, чтобы каждое следующее покрытие наносилось через промежуток времени, не меньший 24 час. после предыдущего, при общем времени пребывания самолета в малярном цехе—4 суток.

Окончательную просушку рекомендуется заканчивать в той же температуре (15—20° Ц).

Для окраски рекомендуется применять мягкие щетинные подвязанные кисти № 16—18, при длине свободной щетины не более 3 см; для лакировки—мягкие щетинные кисти № 14—16, которые должны быть подвязаны с оставлением свободной щетины не более 8 см. Покраска должна производиться по чистому металлу². Лак «диураль» в местах, предназначенных к покраске, должен быть смыт вне малярной.

Из этих основных правил видно, что в ангарных условиях не всегда удается гарантировать результаты. Однако, окраска самолетов, проведенная (в мае—июне 1931 г.) в ангарных условиях, оказалась вполне удовлетворительного качества. При этом окраска велась следующим способом: первый слой—грунтовка масляной краской, второй слой—масляная краска, третий слой—масляный лак.

2. Обращение с красками. Нормальной окраской считается: первое и второе покрытие специальной масляной краской, третье покрытие—масляным лаком. Рекомендуется лак № 17-А.

Состав лака: китайское масло (из китайских орехов), канифоль (с глицерином для эластичности лака) и скипидар.

Норма расхода краски должна быть не более 50 г на 1 м². Перед

¹ По данным д-ра Гуцони и инж. Нарди температура никогда не должна превышать 16° Ц.

² До сих пор у нас применялось, как правило, что окраска наносилась на уже имеющийся слой предохранительного лака, в настоящее время лакировка будет применяться исключительно для консервации внутренних деталей.

употреблением краски и лаки. нужно не менее суток выдержать в температуре, соответствующей малярной. Краски от поставщика должны поступать на завод (мастерские) в окончательно приготовленном для работы состоянии, т. е. в разведенном виде. Краски должны быть изготовлены на льняной олифе огненной варки. Употребление сиккативов воспрещается. При разведении краски на месте ее изготовления, разрешается добавление чистого скипидара в количестве не более 5%. Употребление рыночных красок, лаков и олифы воспрещается, так как они имеют примесь суррогативной олифы.

3. В отношении смывки. Как в процессе производства, так и при ремонте часто приходится удалять старую окраску и лакировку, что осуществляется при помощи специальных растворителей красок и лаков, которые называются смывками. Смывки встречаются различных сортов. Так, например, у нас изготавливается так называемая «смывка-дюраль». По наружному виду при температуре ниже 20° Ц смывка малоподвижна и имеет мутный соломенножелтый цвет. Перед употреблением смывка взбалтывается и подогревается до 32—34° Ц, т. е. до наступления полной прозрачности и до перехода в желтооранжевый цвет. На поверхность металла смывка наносится мягкой волосяной кистью или пульверизатором, действующим подогретым воздухом. Действие смывки проявляется через 5—7 мин.: слой краски вспучивается и отстает от металла, после чего его удаляют простым стиранием мягкой тряпкой или губкой. Примерный расход смывки на 1 м² поверхности определяется в 300 г, если применение ее будет производиться на поверхности, установленной горизонтально или под углом не более 25°. Весьма важно, чтобы в период всего процесса смывка сохранила температуру 32—34° Ц, иначе ингредиенты, образующие пленку, всплывут на верх и получится непропорциональная смесь. Желательно, чтобы температурные условия помещения не выходили из пределов, установленных для малярной. Состав смывок, применявшихся до 1931 г., изменен (за счет изъятия бензола) и сейчас введены смывки № 25, 29, 31 и 35 (табл. XIV).

Таблица XIV

Состав смывок краски и лака с дуралюминовых самолетов

С о с т а в	«С Д» ¹ обычнов.			«С-Д» специальн.		
	до 1931 г. %	н о в ы е		до 1931 г. %	н о в ы е	
		№ 29 %	№ 35 %		№ 25 %	№ 31 %
Парафин	2,8	2,4	2,4	—	—	—
Нафталин	11,5	11,1	11,1	—	—	—
Бензол	31,4	—	—	47,1	—	—
Ацетон	48,6	—	7,5	52,9	—	—
Ацетонистый спирт	—	39,7	40	—	31,4	25
Метиллацетат	—	15,9	12	—	29,4	25
Бензин	—	8,7	14	—	19,6	30
Спирт этиловый	—	—	6,5	—	—	20
Серный эфир	—	6,3	6,5	—	—	—
Кетоновое масло	—	15,9	—	—	19,6	—

¹ «Смывка-дюраль».

1) Смывка № 29 — густая, применяется по первому разу; № 25 — жидкая, применяется при очистке начисто от жиров.

2) Расход смывки: 1—2 кг на 1 м².

3) Кислотное число: № 29—0,18 № 25—0,60.

Нормы времени для производства наружной окраски самолета, как показала практика окраски самолетов летом 1931 г., имеют значительный разбег. Так, например, на заводе за норму покрытия тяжелого самолета было принято 273 человеко-часа; но на местах эти нормы были увеличены до 300 человеко-часов. В некоторых случаях эти нормы были увеличены до 340 человеко-часов при следующем расходе красок:

а) защитной—при нанесении двух слоев—от 20 до 21 кг;

б) серой—при нанесении двух слоев—от 10 до 11 кг;

в) серой—с добавлением масляного лака—около 5 кг;

г) масляного лака—для покрытия третьим слоем—5½ кг.

Противопожарные мероприятия. Кроме общих мероприятий противопожарной охраны необходимо при пользовании переносными электролампами следить за исправностью электропровода, так как короткое замыкание может вызвать пожар. На одном из заводов по этой причине сильно обгорела плоскость самолета. В сущности горела только лакировка и окраска, но под влиянием высокой температуры дуралюмин в отдельных местах оказался поврежденным в такой сильной степени, как это бывает в последней стадии коррозии.

Воспрещается пользоваться электролампами без предохранительных сеток и ручными фонариками без рефлекторных стекол, так как в случае повреждения лампочки произойдет подсос воздуха к раскаленным нитям, и если воздух насыщен парами бензина, то последует взрыв.

8. Стальные самолеты из нержавеющей стали

Главные особенности производства самолетов из нержавеющей стали. Отличительным признаком английского способа производства стальных самолетов является применение тонких листов толщиной от 0,2 до 0,8 мм при сопротивлении стали на разрыв от 80 до 120 кг/мм².

Для изготовления деталей советского самолета «Сталь-2» преимущественно применялась листовая сталь (наиболее ходовая толщиной 0,3—0,5 мм), которая режется на полосы (ленты) различной ширины и прокатывается или протягивается в различные профили, отличающиеся от дуралюминовых резкими загибами.

Комбинируя ленточную сталь и, главным образом, разнovidные профили, производится набор деталей (рис. 93).

Взаимное крепление стальных деталей производится при помощи сварки; пистоны встречаются очень редко и только для крепления дуралюминовых деталей. Обычные заклепки из дуралюмина не ставятся вовсе, но применяются специальные электрозаклепки, у которых замыкающая головка приваривается электросваркой.

Особенности ухода за самолетами из нержавеющей стали.

Наблюдение за исправностью деталей в отношении деформации, трещин, люфтов, контровки и т. д. не отличается от наблюдения за дура-

люминиевыми самолетами, так как конструктивный запас прочности у них аналогичен, а, следовательно, сроки службы деталей, главным образом, вытекают не из сортамента, а из совершенства конструкции.

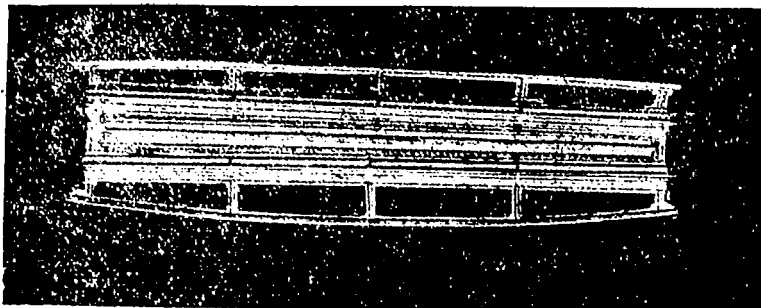


Рис. 93. Средняя часть усиленной нервюры крыла самолета «Сталь-2». Головная и хвостовая части нервюры отъемные.

В отношении противокоррозийных мероприятий самолеты из нержавеющей стали выгодно отличаются от дуралюминиевых самолетов. Ржавление в определенных условиях все же возможно, и только хорошо полированная сталь не боится ржавления. К сожалению, ее можно применить не во всех конструкциях.

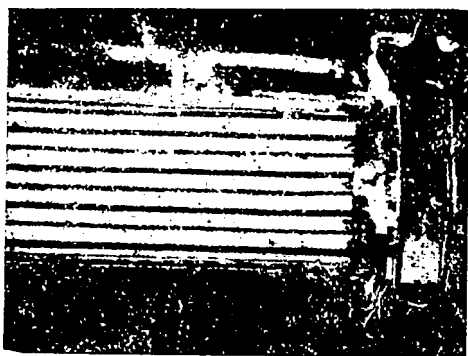


Рис. 94. Разрез крыла (в торцовой части) самолета «Сталь-2».

Кроме того, в процессе сварки полированная поверхность нарушается и несколько изменяется структура, что способствует ржавлению. Главное преимущество первых советских самолетов из нержавеющей стали в отношении технической эксплуатации заключается в простоте ремонтных операций, основанной на принципе замены поврежденных деталей. Все главнейшие части самолета набраны из составных частей, которые в свою очередь подразделяются на отъемные самостоятельные детали. Например каждую нервюру можно разобрать на 3 части, лонжероны фюзеляжа—разобрать на ряд отсеков и т. д. (рис. 92, 93, 94, 95). Еще нельзя сказать сейчас, как это скажется на стойкости регулировочных данных самолета и, насколько часто придется менять болты в многочисленных жестких узлах крепления (от износа и от усталости).

Наблюдение за правильностью затяжки и контровки болтов, а также за исправностью самих узлов (отсутствие трещин) и равномерностью натяжения проволоочных расчалок в фюзеляже и плоскостей (внутренних) является основной задачей. В связи с этой задачей правильная техническая эксплуатация самолетов обуславливается необходимостью периодической проверки регулировки.

ОБЩИЕ ПРАВИЛА УХОДА ЗА ОТДЕЛЬНЫМИ ДЕТАЛЯМИ САМОЛЕТА

I. Уход за тросами и лентами-расчалками

Основные данные об авиационных тросах. Тросы применяются исключительно стальные, изготавливаемые из специальных лучших сортов стали путем свивания в определенном порядке стальных оцинкованных провололок.

По своему изготовлению тросы разделяются на 2 вида.



Рис. 95. Один из узлов фюзеляжа самолета «Сталь-2».

а) Трос простого плетения, представляющий собой одну прямую проволоку, вокруг которой обвит первый слой из 6 провололок, затем 2-й—из 12 провололок и т. д., в зависимости от чего число всех провололок, считая и среднюю, может быть: $1 + 6 = 7$; $1 + 6 + 12 = 19$; $1 + 18 + 18 = 37$ и т. д.—до 91 провололки. Этот трос отличается большой прочностью (см. приводимую ниже таблицу), малой гибкостью и легко может расплетаться, почему в авиации почти не применяется.

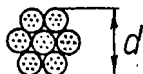


Рис. 96.

б) Трос двойного плетения состоит из 6 составных прядей, обвивающих центральную седьмую прядь, причем каждая прядь представляет собой трос простого плетения

одной конструкции для всех прядей.

Нормальные тросы двойного плетения могут быть следующих конструкций: 7 прядей по 7 провололок; 7 прядей по 19 провололок и 7 прядей по 37 провололок (рис. 96).

Этот трос гибок, эластичен и в то же время достаточно прочен, почему и применяется широко в авиации.

Авиационные тросы обладают следующими механическими качествами:

Таблица XV

Данные о тросах

d в мм	Простое плетение		Двойно: плетение		Примечание
	разруш. усил. кг	вес 1 пог. м г/м	разруш. усил. кг	вес 1 пог. м г/м	
1	20	6	—	—	Трос двойного плетения употребляется для управления, ограничителей и вообще во всех случаях, когда имеются перегибы или необходима большая работа разрыва.
1,5	190	12	—	—	
2	350	23	265	17	
2,5	515	33	415	27	
3	730	48	615	40	
3,5	—	—	775	50	
3,6	1 000	64	—	—	
4	1 275	81	1 050	67	
5	2 000	124	1 550	100	
6	2 800	180	2 300	145	
7	4 000	260	3 300	210	
8	5 250	330	4 250	267	
9	6 750	425	5 400	345	
10	8 300	525	6 500	418	

Прочность плетеного троса всегда составляет лишь 70—85% суммарной прочности всех его прядей.

Вес и прочность возрастают, примерно, так же, как и диаметр троса (при той же конструкции троса), но в несколько большей степени. Заграничные тросы изготавливаются преимущественно с пеньковой сердцевинной и еще более гибки и эластичны, что значительно удлиняет срок их службы, особенно в местах перегиба. Кроме того, отдельные проволочки прядей делаются значительно более тонкими.

Помимо тщательного контроля на заводе каждому тросу дается предварительная вытяжка, причем момент окончательной вытяжки троса определяется показанием динамометра, включенного последовательно с тросом, которое не должно быть менее 35% от разрушающей нагрузки троса. При этом необходимо наблюдать, чтобы после вытяжки не было ни одной порванной нити.

Каждый тип самолета имеет точно подобранные размеры троса, которых надо придерживаться в эксплуатации. Хотя в практике применения тросов был ряд случаев замены их тросами диаметра несколько большего или меньшего (что объяснялось отсутствием тросов нужного размера), но необходимо указать, что все эти замены являются крайне нежелательными, так как с размером троса связано не только разрывающее усилие, соответствие которого можно проверить подсчетом,

но также и размер роликов, направляющих втулок и пр., что может сделать применение троса другого диаметра рискованным.

Общие правила ухода за тросами. При эксплуатации тросов надо прежде всего тщательно следить за износами их, в особенности в местах перегиба их на роликах и в направляющих втулках и трубочках. Износ выражается следующими признаками: а) обрыв отдельных нитей троса; б) общее уменьшение диаметра троса без обрыва нитей, что сопровождается сильным падением прочности и может привести к внезапному его обрыву; в) хрупкость троса в месте перегиба, что обнаружить внешним осмотром нельзя и для проверки трос необходимо снять с места перегиба (ролика или валика) и согнуть несколько раз в разные стороны; при этом у троса, ставшего хрупким, лопнут несколько нитей. (На рис. 97 показан трос управления самолета после 30 час. эксплуатации. Нити лопнули при перегибе троса в месте прохождения его через ролик.)

Обрыв нитей («заершенность») обычно легко обнаруживается осмотром, причем для проверки надо трос в подозрительном месте зажать пальцами и попросить кого-либо подвигать органами управления, приводимыми этим тросом: тогда оборванная нить легко будет обнаружена. Но так как обрыв нитей чаще всего бывает на роликах, то не всегда возможно его прощупать рукой, в особенности, когда ролик имеет закрытый чехол. В таких случаях надо трос обтереть от смазки и применить небольшое зеркальце (если надо, то освещая его электрическим фонариком), ставя его так, чтобы в его отражении был виден трос, движущийся по ролику с обратной стороны.



Рис. 97.

Дальнейший допуск в эксплуатацию троса, имеющего 1—2 порванных нити, должен производиться каждый раз с разрешения инженера. Как правило, трос, имеющий до двух порванных нитей, должен быть заменен при первой возможности. Трос двойного плетения нашего производства, имеющий свыше двух порванных нитей, совсем не должен допускаться в эксплуатацию. Случаи обрыва нитей очень часто имеют место при эксплуатации.

Другой вид износа—уменьшение диаметра без обрыва нитей—встречается реже. Этот вид является более опасным, так как определить его наощупь трудно, особенно, если трос смазан, и для установления дефекта необходимо трос снять с ролика или вынуть из направляющей и измерить его диаметр, сравнив с диаметром в другом месте того же троса.

Наконец, третий вид износа—появление хрупкости троса—является еще более опасным, так как определить ее можно, только сняв трос и проверив сомнительные места путем перегиба в разные стороны. В практике эксплуатации имели место случаи (на самолетах тяжелого типа), когда тросы к рулям глубины, имевшие изгиб на валиках в хвостовой части самолета, обнаруживали хрупкость и ломались при перегибах после 20—30 час. эксплуатации.

Износ тросов имеет место почти исключительно в местах перегиба их на роликах или в местах прохождения через направляющие втулки. Ролики по конструкции могут быть ориентирующиеся, могущие изменять свое положение, поворачиваясь и наклоняясь в стороны, и «глухие», жестко закрепленные (рис. 98). Для того чтобы трос не мог соскочить с ролика, в некоторых случаях ролик закрывается специальным чехлом.

Огромное значение для износа троса имеет диаметр ролика. Английские требования ставят условием, чтобы диаметр ролика был бы не менее 20 диаметров троса или в 7 раз более длины его окружности.

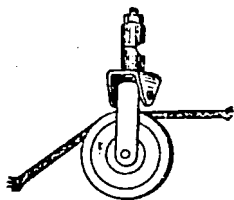
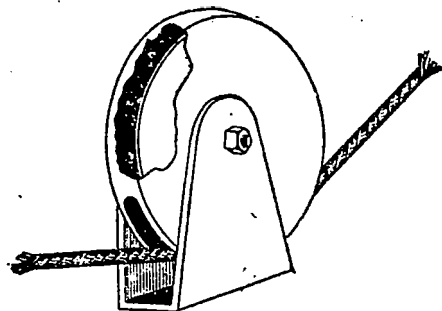


Рис. 98. Ориентирующийся ролик (внизу) и неориентирующийся (вверху).

троса как бы въедаются в тело ролика и предохраняют этим проскальзывание троса по ролику.

При неправильной постановке (не по оси) ролика или при заедании вращающегося ролика трос изнашивается значительно быстрее; такой же результат дает неправильная установка ролика, когда трос трется об один из его краев или о край чехла, окружающего ролик. Надо особенно внимательно следить за правильной постановкой роликов по отношению к тросу.

Точно так же влияет и конструкция ролика на износ троса, в особенности наличие канавки с глубокими параллельными стенками.

Срок службы троса значительно увеличивается при хорошей смазке канавок ролика, причем даже грязная смазка все же лучше полного отсутствия смазки.

Так, при упомянутых выше испытаниях оказалось, что если трос на ролике из электрона выдерживал совсем без смазки 61 000 колебаний,

При специальных исследованиях в Берлинском аэродинамическом институте было определено, что для троса диаметром 3,1 мм из 114 проволок диаметром, равным 0,21 мм — диаметр ролика должен быть не ниже 70 мм, так как при этом диаметре трос выдерживает 140 000 колебаний. Объясняется это явление тем обстоятельством, что при меньшем диаметре проволока троса подвергается при каждом отклонении руля большому изгибу. По американским данным отношение диаметра ролика к диаметру троса должно быть не менее 20.

Твердый материал ролика значительно быстрее изнашивает трос, чем мягкий, почему на стальном ролике трос перетирается значительно скорее, чем на алюминиевом.

Наилучшим материалом для ролика является электрон, затем литой алюминий, латунь, дюралюмин и сталь. Следует отметить, что при мягком ролике проволоки

то при обильной смазке 392 000 колебаний, а при смазке, засоренной песком, 134 000 колебаний.

Поэтому канавки роликов должны быть хорошо смазаны летом тавотом, зимой—тавотом с гаргойлем, а в большие морозы—чистым гаргойлем.

Эта смазка должна периодически обновляться, причем ролик и трос в этом месте должны быть очищены от старой смазки тряпкой с керосином и заново смазаны чистой смазкой.

При эксплуатации самолетов на пыльных и песчаных аэродромах ни в коем случае нельзя оставлять ролики сухими, но производить смену смазки по возможности чаще (после каждого полетного дня).

Срок службы тросов весьма различен и зависит как от самого троса (гибкие тросы с пеньковой сердцевинкой служат долее, чем жесткие), так и от условий эксплуатации (смазка, натяжение, диаметры роликов и т. д.). В том случае, если срок службы тросов на данном самолете не регламентирован, смену троса надо производить в зависимости от фактического его состояния, ведя специальные наблюдения с целью установления срока службы троса. В том же случае, если срок установлен, надлежит руководствоваться этим сроком, удлиняя его только с разрешения инженера. Для приблизительного определения срока службы тросов могут служить нижеприводимые данные службы тросов по опыту одной из частей ВВС.

Опыт показывает, что трехмиллиметровый трос нашего производства при хороших условиях эксплуатации служит до 200 час., в среднем же—около 100 час.; двухмиллиметровый трос (к стабилизатору) служит 30—50 час.

Осмотр и проверка исправного состояния тросов должны быть включены в порядок повседневных осмотров самолета техником, причем, как было выше отмечено, при проверке тросов, идущих к органам управления, нужно, зажав трос между пальцами около ролика и двигая трос или руку, установить как завершенность троса, так и общий его износ на всем участке, соприкасающемся с роликом или втулкой.

Проверка хрупкости троса в соответствующих местах должна производиться периодически через 15—20 час. эксплуатации в соответствии с указаниями специальной инструкции по эксплуатации самолетов данного типа.

Необходимо также тщательно следить за тем, чтобы трос нигде не терся о посторонние предметы или о другой трос. В случае, если это трение очень незначительно и избежать его нельзя, то на трос в этом месте надо надеть кожаный чехол на длину, превышающую длину соприкосновения троса в крайних его положениях.

Натяжение тросов не должно быть слабым во избежание вибрации и возможности соскакивания с ролика, но не должно быть также и чрезмерным во избежание обрыва троса и тугоosti управления. Проверка натяжения при наличии заводских данных о натяжении и тензопметра должна производиться с помощью последнего (см. ниже). При отсутствии же специального прибора проверка натяжения должна быть сделана от руки, причем особое внимание должно быть обращено на

равномерность натяжения параллельных парных тросов, так как в случае перетяжки одного из них другой совсем перестает работать и вся нагрузка ложится на перетянутый трос.

Таблица XVI

Тип самолета	Назначение троса	d мм	Причина и место износа	Число случаев замены	Число часов работы		
					средн.	мин.	макс.
P-1	Управление стабилизатором	2	1) Обрыв у червячной муфты	2	24	—	—
			2) Обрыв в месте соединения и в направляющих	1	90	—	—
			3) Завершенность в штурвале	5	87	56	123
P-1	Управление элеронами	3	Завершенность у роликов	4	99,5	84	138
P-1	Управление рулями глубины	3	1) Завершенность у роликов	16	91	36	140
			2) Излом нитей на изгибе и в направляющих	6	90	20	200
И-2	Управление рулями поворота	2,5	Завершенность в направляющих	1	65	—	—

В Германии существует приближенный способ определения натяжения троса, заключающийся в следующем. Если подвесить гирьку весом в 1 кг посередине между опорами какого-либо свободнолежащего отрезка троса или если при наклонно идущем тросе зацепить посередине пружинные весы (безмен) и натянуть их с силою в 1 кг, то стрела прогиба должна быть не более $1/200$ длины отрезка троса между опорами. Точнее этот же способ характеризуется графиком (для троса диаметром 3,5 мм), данным на фиг. 99.

Хотя перед пуском в эксплуатацию тросам дается предварительная вытяжка, составляющая 35% от разрушающего усилия, тем не менее при дальнейшей эксплуатации весьма часто происходит повторная вытяжка троса. В результате натяжение ослабевает, что необходимо учитывать (в особенности для тросов с пеньковой сердцевинкой), и при обнаружении вытяжки отрегулировать длину троса с помощью тендеров.

Необходимо также следить за тем, чтобы тросы при эксплуатации были всегда чистыми, без ржавчины и грязи, для чего периодически, не реже одного раза в декаду, протирать тросы тряпкой, смоченной в керосине; вытерев насухо, смазать тонким слоем технического вазелина. Обнаруженную ржавчину удалять только с помощью тряпки, смоченной

в керосине. Ни в коем случае не допускать применения для этой цели наждачного полотна, стеклянной бумаги и т. п.

При осмотре тросов надо обращать внимание на исправность заплетки их концов, на целостность коушей и следить за тем, чтобы в крайних положениях троса ни коуш, ни тендер не могли попасть в

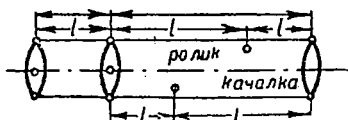
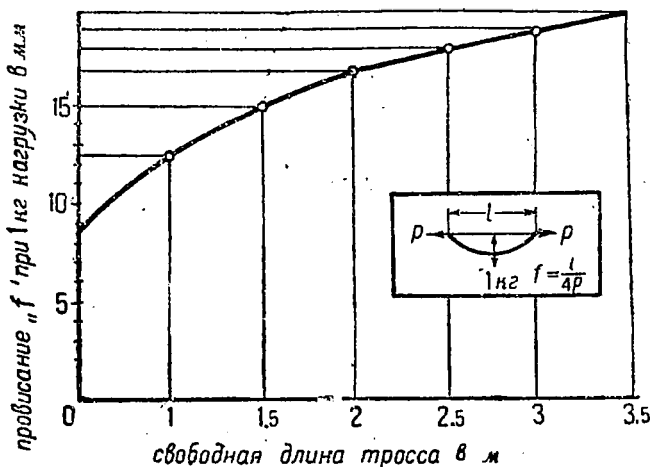


Рис. 99.

какой-либо ролик и вызвать тем самым заклинивание троса. Точно также коуш троса может в некоторых случаях при свободном состоянии заскочить в ушко тендера (как показано на рис. 100) и вызвать его перегиб, ограничив также ход рулей. Для предупреждения этого явления

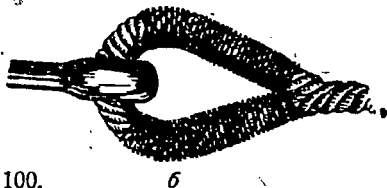
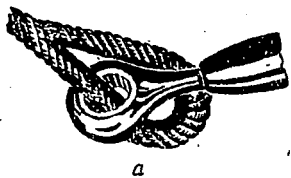


Рис. 100.

в сомнительных случаях целесообразно коуш троса обмотать тонкой вязальной проволокой, как показано на рис. 100, б. Также надо обращать внимание на те места, где движутся параллельно два или несколько тендеров, устраняя всякую возможность зацепления их друг за друга (это может быть в особенности в том случае, если тендер, помимо обычной контровки, имеет дополнительную контровку стальной проволокой).

При осмотре и замене тросов следует проверять соответствие тендеров и правильность их контровки. При этом надо учитывать, что правильно подобранный тендер должен иметь диаметр шейки ввинчивающегося наконечника такой же, как и диаметр троса (двойного плетения, а для тросов заграничных—сложного плетения на 1—1,5 мм более) (рис. 101).

Контровка тендера должна производиться медной (вязальной) или железной оцинкованной проволокой; в Англии рекомендуется применять

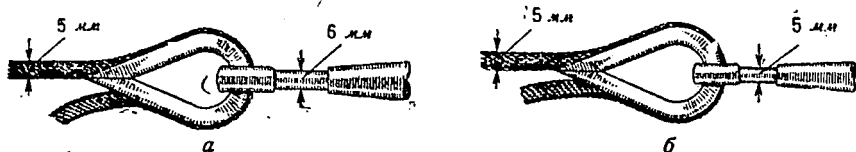


Рис. 101.

железную проволоку, отожженную нагревом до красного каления с медленным охлаждением на воздухе, причем проволока употребляется только один раз и после снятия ее должна быть выброшена.

Способ контровки должен быть таким, чтобы муфта тендера не могла вывернуться от натяжения троса. Правильный способ контровки пока-



Рис. 102. Правильная контровка тендера.

зан на рис. 102. Наконечники тендера должны ввертываться в муфты таким образом, чтобы обеспечить невозможность вырывания наконечника из муфты. Практически надо следить за тем, чтобы неутопленной нарезки в муфте было бы не более 2—3 ниток.

Параллельные тросы, идущие на большой длине без опоры, должны схватываться специальными скрепками (рис. 103) во избежание хлопания их о детали самолета.



Рис. 103.

Необходимо отметить еще редкий, но имевший место в практике эксплуатации случай замыкания тросами накоротку аккумулятора, причем часть нитей троса при этом плавится, а сам трос может при дальнейшей эксплуатации лопнуть.

Заплетка тросов. Существует несколько различных способов заплетки, но они разнятся обычно только в деталях. Ниже приводятся эскизы и инструкция по заплетке 5-жильного троса. Разница в заплетке его по сравнению с 7-жильным заключается только в том, что средняя прядь 7-жильного троса (которую легко определить по наружному виду, так как она гладкая) не заплетается отдельно, а в процессе заплетки остальных прядей исчезает автоматически. В про-

в процессе заплетки пользуются следующими инструментами: 1) деревянный или свинцовый молоток; 2) шило специальное с желобками; 3) плоскогубцы; 4) тиски; 5) паяльная лампа; 6) кусачки.

Процесс заплетки заключается в следующем:

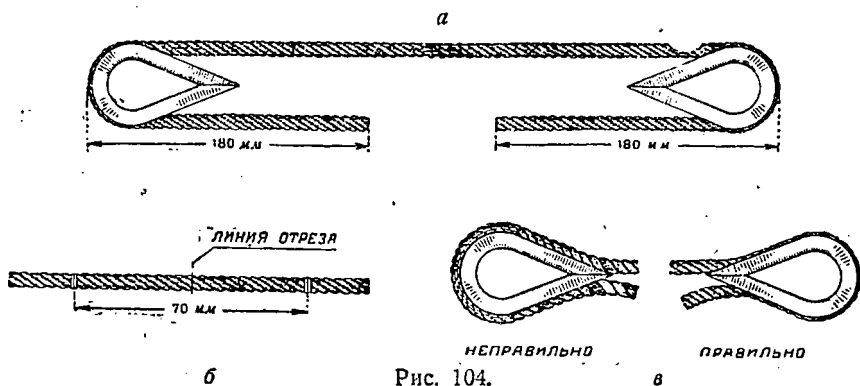


Рис. 104.

Первая операция—подготовка троса.

а) Необходимо прежде всего измерить точно длину троса и для заплетки концов пропустить по 180 мм (рис. 104, а).

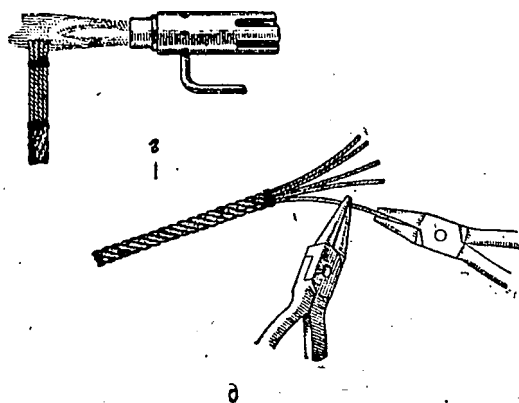


Рис. 105.

б) Затем, прежде чем отрезать трос, надо перевязать его в двух местах (рис. 104, б) проволокой на расстоянии 60—70 мм друг от друга и перекусить трос кусачками.

в) Подобрать коуш соответствующих размеров, чтобы он не был мал (как показано на рис. 104, в), но точно также не надо брать и такой коуш, в котором трое исчезал бы совсем.

г) Отжечь концы троса на паяльной лампе на длине не более 20 мм, если будет отожжена большая величина, то концы надо обрезать кусачками. (В настоящее время отжиг концов прядей троса не рекомендуется).

д) Отпущенные концы прядей закруглить плоскогубцами; точно также с помощью плоскогубцев отогнуть концы коуша (фиг. 105).

е) Вставить коуш в трос, предварительно изогнув его плоскогубцами по форме коуша, и закрепить коуш вязальной проволокой, как показано

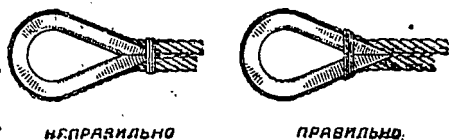


Рис. 106.

на рис. 106, или же сделать несколько восьмерок, охватывающих трос и нижнюю часть коуша.

ж) Затем свободный конец троса распустить на пряди и разделить их в виде паука (фиг. 107).

Вторая операция—закрепление коуша.

а) Закрепить трос коушем, надев на какой-либо болт, зажатый в тиски (рис. 108, а и 108, б).

б) Найти первую прядь и приложить ее к тросу, в желобок между прядями.

в) Взяв шило и установив на найденный желобок, поднять справа налево им три пряди, которые лежат сверху, и пропустить под них первую прядь (сюда же пропускается и средняя прядь при 7-жильном тросе).

г) После этого пропущенную прядь (или 2 пряди) надо оттянуть, зажав в тиски или плоскогубцы.

д) Также с помощью шила вторая прядь пропускается в ту же сторону, но уже под две пряди.

е) Третья прядь пропускается так же, но под одну прядь.

ж) Все остальные пряди так же пропускаются под одну нижележащую прядь и затягиваются так же, как и первая (фиг. 109 и 110).

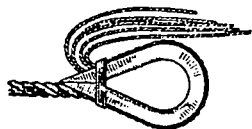


Рис. 107.

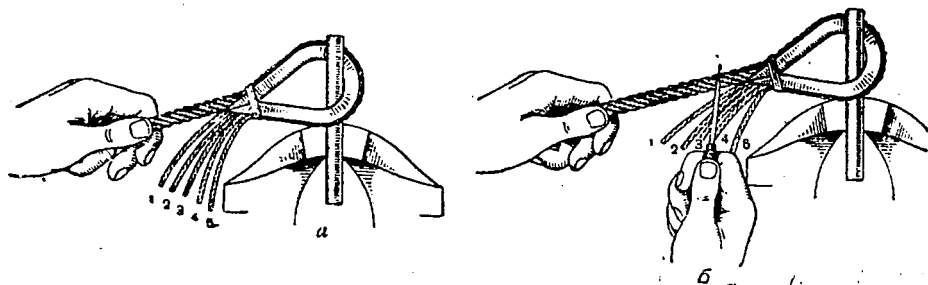


Рис. 108.

Третья операция—заплетка троса.

Второй вольт, или по существу первый вольт самой заплетки троса делается так (рис. 1. А).

а) Первая прядь (и средняя при 7-жильном тросе) пропускается через одну прядь под две, но в обратную сторону; при этом лучше трос зажать в тисках и держать его за коуш.

б) Конец пропущенной пряди зажать в тиски, пропустить шило в коуш и тянуть на себя, что даст хорошую натяжку пряди.

в) Все остальные пряди пропустить так же (через одну под две), затягивая их тисками (или плоскогубцами); при этом надо следить, чтобы каждая последующая прядь, была слева от предыдущей.

г) При пропускании последней пряди надо затянуть первую прядь, которую берут в левую руку и тянут на себя и после этого пропускают последнюю прядь.

д) Для большей крепости заплетенные пряди должны быть обжаты плоскогубцами или обиты ударами молотка.

Эта операция (или вольт) повторяется совершенно идентично 5 раз или, как говорят, «пять кругов», в результате чего каждая заплетенная прядь обовьет основной трос 5 раз.

Четвертая операция—заделка концов заплетки.

а) Заплетка прядей сводится на конус, для чего все четные или все нечетные пряди отпускаются, а оставшиеся пропускаются через одну прядь под две (фиг. 112).

б) Далее надо намотать тонкую медную проволоку на деревянный стержень (рис. 113), пропустить конец ее под две пряди троса и обернуть ее около этих прядей два раза; затем намотать проволоку, вокруг

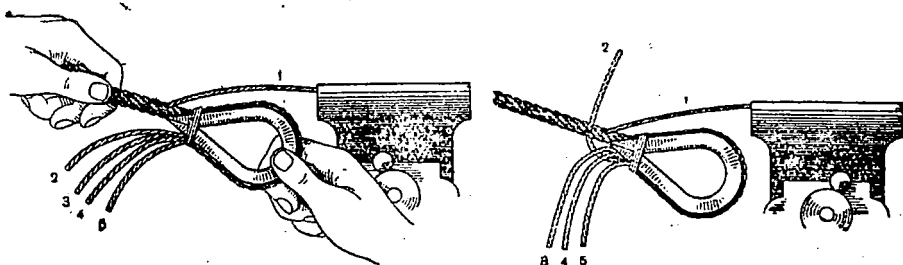


Рис. 109.

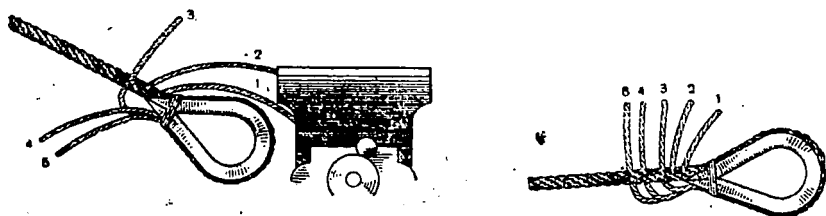


Рис. 110.

троса в месте обрезки прядей и закрепить другой конец проволоки, также пропустив его под две пряди троса и обвив их проволокой два раза.

За границей в качестве заделки применяется метод запайки места заплетки троса, причем, как оказалось, очень трудно найти подходящий припой, который не окислял бы нитей троса, что в результате приводит к его разрушению. Никаких кислот, очищающих трос, перед запайкой применять не разрешается, особенно в тех случаях, когда трос трудно доступен для осмотра, или если кислота легко может проникнуть между отдельными прядями троса. Рекоменгуемый припой представляет собой стеариновую кислоту или смесь ее с канифолью, или канифоль, растворенную в каком-либо растворителе. При применении же кислоты ее действие иногда может быть парализовано растворами щелочей, например соды. Однако при тросе, состоящем из отдельных прядей, эта

мера еще недостаточно гарантирует от появления коррозии соединения, так как кислота может проникнуть внутрь, хотя по внешнему виду трос не будет иметь следов ее действия.

В то же время пайка заплетки является весьма заманчивой, так как вместо ослабления троса заплеткой, что имеет место при обычной за-

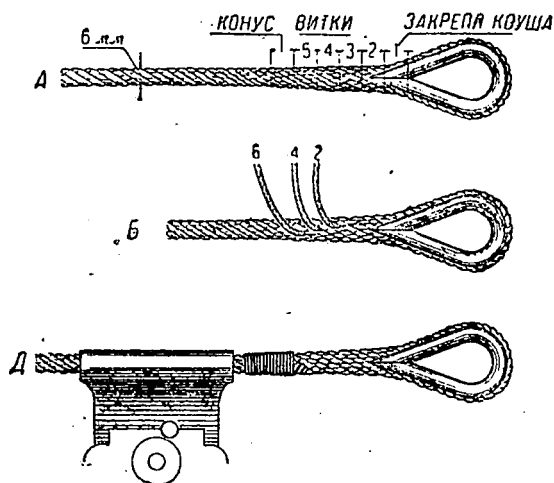


Рис. 112.

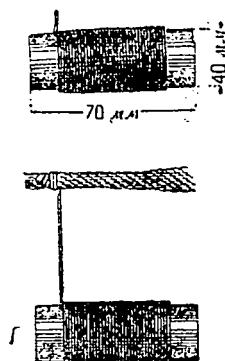


Рис. 113.

плетке троса, он в этом месте становится даже более прочным. По американским данным, трос диаметром 3/16" разрушался после пайки в месте заплетки при 4730 фунт. нагрузки, а по целому месту—при 4600 фунт. нагрузки.

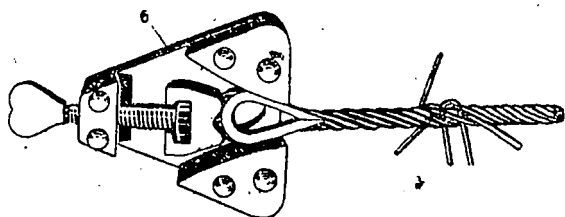


Рис. 114. Прибор для обжатия коуша.

Немцы применяют еще специальное обжатие коуша прибором, показанным на рис. 114. В Англии закрепление проволокой делается не сплошным, а с промежутками (рис. 115).

При заплетке тросов надо всячески избегать: а) пользования металлическим «ручником» при подравнивании прядей, б) пользования для направления стренг шилом с 3-гранной заточкой или напильником, в) отпуска коньков троса перед заплеткой за пределы допуска, г) перекручивания и расплетения стренг при заплетке.

С целью удлинения срока службы тросов на ремзаводах и в крупных соединениях, имеющих хорошие тросозаплетные мастерские, разрешено применять, в соответствии со специальной инструкцией, сращивание тросов. В результате при ремонте может заменяться не весь трос, а только его износившаяся часть (около ролика, втулки и т. п.).

При выборе места наращивания тросов необходимо строго руководствоваться следующими соображениями: при всех возможных положениях элерона и руля от конца сращивания до ролика длина ненарощенного троса должна быть не меньше 300 мм, чтобы место наращивания ни в коем случае не попадало на ролик.

Наращивание тросов допускается неограниченное число раз, но каждый раз должно производиться на новом месте.

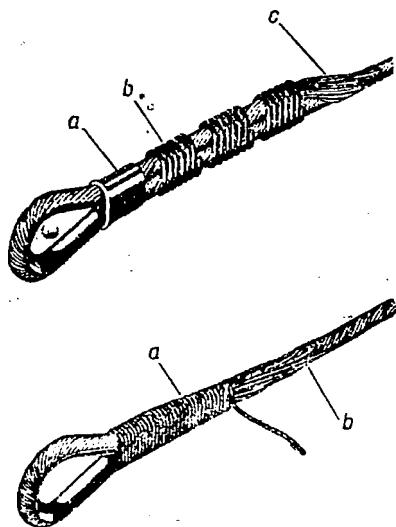


Рис. 115. Английский способ закрепления заплетки троса проволокой.

При хранении тросов следует держать их намотанными на деревянные катушки или тщательно свертывать в бухты. Для предотвращения появления ржавчины—густо смазывать неокислотной смазкой, как например вазелиновое или ружейное масло.

Ленты-расчалки. С целью уменьшения лобового сопротивления самолета для расчалок коробок плоскостей, расчалок крепления хвостового оперения и в прочих, обдуваемых встречным потоком воздуха, деталях применяются, как выше сказано, ленты-расчалки овального сечения, дающие почти в 16 раз меньшее лобовое сопротивление, чем тросы круглого сечения с диаметром, равным толщине сечения овальной расчалки.

Для этих лент применяется холоднотянутая прутковая сталь. Прутки не подвергаются термической обработке, но после механической обработки (обжим и пропуск через валки и протяжки на протяжном стане) приобретают сопротивление разрыву не менее 100 кг/мм² и удлинение около 5%.

Испытания наращенных тросов показали, что ослабление троса в месте заплетки получается не большим, чем у нормально заплетенного троса вокруг коуша.

Испытание сросшенных тросов в одной из школ давало ослабление в месте сплетки: для двухмиллиметрового троса—16,35%; для 2,5-миллиметрового троса—12,3%; для трехмиллиметрового троса—4,8% против норм, соответствующих техническим условиям.

Так как тросы несут в самолете весьма ответственную работу, то при сборке и разборке самолета и даже при хранении его с ними надо обращаться очень бережно, главным образом избегая давать им резкие перегибы и не давая образоваться узлам.

Наиболее слабым местом ленты овального сечения является место перехода от овального сечения к круглому (с нарезкой). Поэтому в тех случаях, когда лента не имеет повреждений в других местах, излом ее происходит именно в этом месте.

Износ лент состоит в следующем: а) перетираание ленты об ленту в местах перекрещивания; б) обрывы лент вследствие усталости (от вибрации), в) вытяжка; г) кроме того, надо учитывать возможность обрыва лент от перетяжки.

Перетираание лент. В практике эксплуатации лент вследствие неудачной конструкции откатателя в месте перекрещивания несущих и поддерживающих лент и недосмотра со стороны техсостава наблюдалось перетираание лент в месте их касания до $1\frac{1}{2}$ мм. При этом возник вопрос о возможности дальнейшего допуска этих лент в эксплуатацию.

Испытания, произведенные на заводе со специально надпиленными лентами, показали, что повреждение верхнего (нагартованного) слоя ленты очень сильно сказывается на пластичности металла, понижая удлинение до 50% при надпиливании края ленты всего лишь на 0,2%. Характер надпила в произведенных испытаниях был не острый, как это имеет место фактически при перетирании лент, а пологий, как показано на фиг. 116, тогда как при острой зарубке результаты получаются худшие.

Результаты этих испытаний показаны в приводимой ниже таблице.

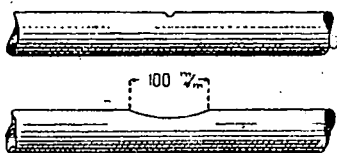


Рис. 116.

Таблица XVII

Глубина зарубки мм	Наибольшая нагрузка кг	Удлинение %
0,2	4 190	1,9
(1) 0,6	4 100	1,5
1	4 010	0,7
1,5	3 850	0,7
1,8	3 800	0,3
без зарубки	4 195	3,7

Лента имела размеры $3,45 \times 12,9$ мм и коэффициент крепости 121,1 кг/мм². Образец (1) был испытан на изгиб с перегибом и дал следующие результаты: без зарубки—2 перегиба на 180°, с зарубкой 0,2 мм—1,5 перегиба (излом произошел у зарубки).

При этом оказалось, что чем более нагартован материал при протяжке, тем сильнее сказываются повреждения поверхностного слоя, и даже еле заметные трещины, образующиеся в производстве, фактически ведут к браку.

Еще более интересные результаты дают специальные испытания лент, получивших потертость края при эксплуатации на утомляемость, произведенные на машине Уптон-Левис (Upton-Levis).

Таблица XVIII

Номер ленты	Ширина	Число вибраций	Примечание
12	16,9	5 350	Лента без дефектов, излом у зажима Потертость глубиной 0,8 мм — излом не по дефекту
	16,1	4 850	
11	15,7	3 900	Потертость глубиной 1,2 мм зачищена на длине 100 мм Лента без дефектов
	16,0	4 150	
11	15,6	6 050	» » » С надрезом 0,9 мм
	15,6	3 450	
12	14,4	3 950	Потертость глубиной 1,6 мм зачищена на длине 100 мм С зарубкой зубилом глубиной 1 мм, излом по дефекту
	15,0	3 650	
12	15,5	4 250	С потертостью 0,5 мм, излом по дефекту Цельный образец без дефекта
	17,1	3 400	
12	17,1	3 650	» » » Потертость 0,5 мм, излом по дефекту
	16,6	3 000	
11	15,8	3 450	Потертость глубиной 1,3 мм, с зачисткой на длине 100 мм Цельный образец без дефектов
	15,7	3 650	
11	14,0	4 040	Потертость 1,7 мм, с зачисткой на длине 100 мм Целая без дефектов
	16,6	8 250	
Англ. лента 7/16	16,1	5 750	Потертость 0,5 мм С зачисткой глубиной 1,6 мм на длине 100 мм
	15,0	5 350	
11	15,4	3 850	Потертость 0,5 мм, излом по дефекту » 0,7 мм, » » »
	15,4	5 150	
12	14,3	2 800	С зачисткой глубиной 1,8 мм на длине 100 мм Целая
	17,1	3 350	
12	17,2	2 500	С потертостью

В результате всех этих испытаний можно установить, что незначительное повреждение верхнего (нагартованного) слоя ленты сильно понижает удлинение ленты (до 80% при повреждении глубиной в 1 мм) и способность противостоять вибрации (до 25%) и сравнительно мало сказывается на разрывающем усилии. Поэтому для лент нашего производства до № 12 потертость свыше 0,5 мм не следует допускать, и ленты с потертостью выше этой нормы подлежат снятию с эксплуатации. Можно также сделать вывод, что влияние этого дефекта значительно усиливается, если зарубка носит острый характер, почему целесообразно производить зачистку зарубки, сводя острые края зарубки «на-нет» на длине около 100 мм (см. рис. 116).

С целью борьбы с перетиранием в местах перекрещивания лент ставятся специальные обтекатели—«воробьи» или «утки», показанные

на рис. 117. В некоторых случаях между лентами ставятся просто латунные прокладки.

При эксплуатации самолета надо тщательно следить за появлением потертости лент и предупреждать возможность ее появления, раздвигая ленты друг от друга с помощью регулировки, наблюдая за исправностью обтекателей и прокладывая, если надо, латунные или алюминиевые прокладки. Несовершенство имевшегося на самолете Р-1 обтекателя (воробья) на передних и задних крестах коробки крыльев заставило снимать эти обтекатели и заменять их обтекателями самодельной конструкции (рис. 118), сделанными так, чтобы между лентами находилась алюминиевая пластинка.

Обрывы лент в воздухе могут быть по двум причинам: или от усталости металла в результате вибраций, или от чрезмерной перетяжки лент при регулировке самолета.

Часто имеет место обрыв ленты от вибраций, что доказывается тем, что лопаются в воздухе главным образом обратные ленты-расчалки, которые в полете ослаблены и могут вибрировать.

На рис. 119 показан обрыв ленты-расчалки истребительного самолета в воздухе, где ясно виден крупнозернистый характер излома, говорящий об усталости металла.

Обрыв обратных лент-расчалок в воздухе оканчивается обычно вынужденной посадкой и не влечет за собой разрушения всей коробки крыльев.

Вытяжка. Несмотря на то, что в процессе производства лентам дается предварительная вытяжка грузом, равным 30—40% от разрушающей нагрузки, в практике эксплуатации после полетов с высшим пилотажем ленты вытягиваются. Поэтому периодически следует довертывать ленты. Если после нескольких подобных доворачиваний ленты она упрется своим нарезанным концом в муфту или ушко, к которому крепится муфта ленты

то такая лента должна быть заменена; спиливать же ее концы воспрещается. Предварительная затяжка ленты имеет громадное значение для эксплуатации. Как уже было отмечено выше, по причине перетяжки лент при регулировке легко может произойти или обрыв самой ленты как в воздухе, так и на земле, или даже поломка коробки крыльев. На

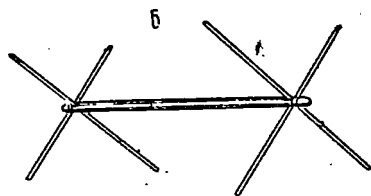
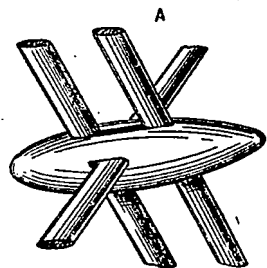


Рис. 117. Установка обтекателей в местах скрещивания лент-расчалок.

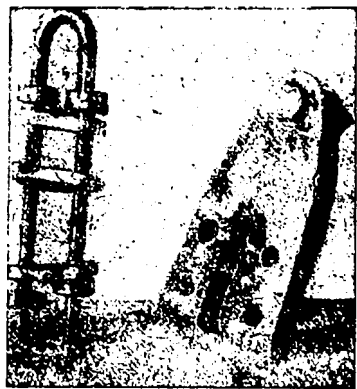


Рис. 118. Обтекатели мест перекрещивания лент, изготовлявшиеся на местах для самолета Р-1.

практике старых самолетов (Ньюпоров, Форманов и т. п.) встречались случаи, когда предположительной причиной поломки коробки крыльев в воздухе была перетяжка лент и тросов.

В последнее время таких случаев, где бы отчетливо была видна в качестве причины аварии или поломки перетяжка лент, не зарегистрировано, но обрывы лент от перетяжки имели место.

За отсутствием тензиометров единственным критерием затяжки лент остается «проба рукой», которая, конечно, не может дать сколько-нибудь точных результатов. В то же время точные измерения натяжения лент-расчалок самолетов, находящихся на эксплуатации, свидетельствуют о весьма частых случаях перетяжки или недотяжки лент. Так, например, при проверке на самолете Р-1 было установлено, что перетяжка отдельных лент достигала 1100—1560 кг, что значительно понижало фактический запас прочности самолета. Абсолютная величина затяжки лент достигала 2800—3250 кг. Если предположить, что лента № 12, имеющая разрывающее усилие, равное 5390 кг, будет иметь предварительную затяжку в 3000 кг, то получаем следующую картину.

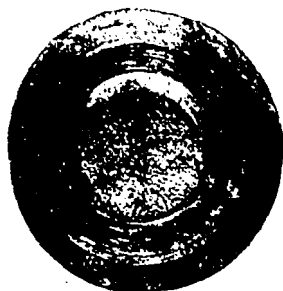


Рис. 119. Характерный излом ленты-расчалки от вибрации; крупнозернистая структура в части излома свидетельствует об усталости материала ленты.

По расчету на случай «А» передняя лента № 12 1-го пролета должна иметь усилие, действующее по расчалке, равное приблизительно половине расчетного (считая, что самолет имеет двукратный запас прочности), т. е. для Р-1: $\frac{5160}{2} = 2580$ кг. Прибавляя к этому усилию предварительную затяжку в 3000 кг, получим $2580 + 3000 = 5580$ кг, т. е. усилие, превосходящее разрывающее усилие этой расчалки. В этих условиях расчалка могла в полете при фигурах даже лопнуть и в прочих случаях должна была вытягиваться. Из проверенных специальным прибором (монохордом проф. В. П. Ветчинкина), примерно, 600 расчалок свыше чем на десятке самолетов оказалось, что 80 лент (13%) оказались перетянутыми и 20 лент (около 3%) недотянутыми. Надо заметить, что и слабое натяжение также является весьма нежелательным, так как может повлечь за собой ударную нагрузку крыльев самолета при различных эволюциях. Обычно бывает так, что несущие расчалки перетягивают, обратные же недотягивают.

В особенности важна одинаковая затяжка парных лент одного назначения. Характерным примером перетяжки одной из парных расчалок может служить следующий случай: в мастерских при ремонте плоскости самолета Р-1 произошел обрыв двух парных стяжек внутри крыла во втором от фюзеляжа пролете. До этого крыло лежало совершенно спокойно при температуре в помещении около 12° Ц, причем никто к нему не касался. Сначала лопнула одна пара стяжек, и на другой день—вторая. Поломка сопровождалась сильным треском; после испытания лопнувших стяжек материал их оказался вполне нормальным и с высоким коэффициентом крепости на разрыв (109—113 кг/мм²); поэтому единственной причиной обрыва надо считать перетяжку лент.

Весьма интересны данные, полученные при обмере натяжения лент-расчалок коробки крыльев истребительного самолета, произведенном с помощью тензиометра до и после полетов с высшим пилотажем. Результаты приведены в нижеследующей таблице

Таблица XIX

		До полета		После полета	
		в кг	в % от разр. нагрузки	в кг	в % от разр. нагрузки
Правое крыло	Несущая передняя	420	9,1	380	8,2
	» задняя	430	9,9	440	9,6
	» передняя	500	10,8	600	13,0
	» задняя	540	11,7	545	11,7
	Поддержив. передн.	440	12	410	11,2
	» задняя	1 170	32	1 010	27,6
Левое крыло	Несущая передняя	420	9,0	400	8,7
	» задняя	480	10,4	520	—
	» передняя	620	13,8	520	—
	» задняя	460	10,8	460	10,8
	Поддержив. передняя	510	17	540	15,1
	» задняя	1 100	30	990	27
В среднем		—	14,7	—	14,3

Из этой таблицы мы видим, что средняя затяжка до и после полета почти не изменилась, но по целому ряду лент мы видим значительное ослабление затяжки.

Максимальная величина затяжки получается у обратных лент и достигает 27—32% от разрушающего усилия (это мы имеем на земле, когда обратные расчалки несут нагрузку от веса крыльев). Затяжка же несущих лент, являющаяся действительно предварительной затяжкой, составляет 9—13% от разрушающей нагрузки.

При осмотре лент надлежит обращать внимание на достаточную глубину заворачивания лент в муфту, проверяя это шпилькой через контрольное отверстие муфты (рис. 120); на законтренность ленты гайкой; на отсутствие потертости в местах перекрещивания лент и общую целость наружного слоя ленты; на отсутствие ржавчины; на правильную постановку пальца или болта крепления муфты ленты к ушку, причем головка болта или пальца должна быть обращена вперед по линии полета или находиться сверху, а гайка или контрольная шпилька—сзади или снизу; на контровку болта и целость самих ушков крепления ленты (учитывая, что вследствие несоответствия стали имел место ряд случаев обрыва в воздухе не самих лент, а именно ушков для их крепления).

Ленты надо содержать в чистоте, удалять грязь и ржавчину тряпкой, смоченной в керосине. Сильную ржавчину можно зачистить мягкой шкуркой, наблюдая за тем чтобы после удаления ржавчины не оста-

валось раковин, в каком-то случае лента подлежит замене. После очистки лента должна быть вытерта насухо и смазана тонким слоем технического вазелина или тавота. В жаркое время года на пыльных аэродромах разрешается покрывать ленты тонким слоем масляного лака. Закрашивать ленты краской воспрещается. Доворачивание лент производить только специальными ключами (рис. 121), имеющимися в наборе инструмента, следя за тем, чтобы лента не перекручивалась.

Некоторые самолеты имеют расчалки коробки крыльев, сделанные из толстой стальной проволоки, причем концы ее заключены в металлический чехол и запаяны. При эксплуатации их выявилась ненадежность этого соединения, так как в месте запайки образуются трещины и проволока начинает вылезать из металлического чехла (рис. 122). За по-

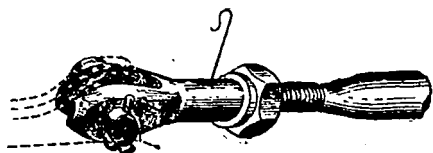


Рис. 120. Проверка глубины заворачивания конца ленты через контрольное отверстие.



Рис. 121. Специальный ключ для лент-расчалок.

добными соединениями наблюдение должно быть особо тщательным. Опыт замены этого соединения соединением с муфтой дал удовлетворительные результаты.

Такая замена должна быть произведена при ремонте самолета подобной конструкции.

Прутковые расчалки. Прутковые расчалки применяются главным образом для внутренних стяжек крыльев и фюзеляжа. Закрепление концов подобных расчалок производится исключительно с помощью муфточек из витой проволоки. Для изготовления муфточек из витой проволоки необходимо изготовить стальной закаленный стержень чечевицеобразного сечения, причем размеры его зависят от диаметра проволоки. Диаметры приведены в следующей таблице:

Таблица XX

Диаметр проволоки в мм	Длина стержня	Ширина стержня	Толщина	Количество муфт на стержне
1	45	2,5	1,5	5
1,5	55	4	2,5	4
2	70	5	3	4
2,5	70	6,5	4	3
3	80	7,5	4,5	3

Затем надо намотать проволоку на стержень, учитывая, что каждая муфта должна состоять из 7 витков и что необходимо оставить до одного, промежуточного, витку, (рис. 123).

В полученной спирали расправить промежуточные витки плоскогубцами и перекусить кусачками (рис. 124).

Далее необходимо подобрать тендер, диаметр шейки наконечника которого был бы равен диаметру проволоки, отмерить нужную длину проволоочной стяжки, загнув и припустив концы в зависимости от диаметра стяжки, в соответствии с приведенными ниже данными.

Диаметр стяжки	Длина припускаемого конца
2 мм	60 мм
3 »	80 »
4 »	100 »

После этого надо надеть муфточки (как показано на рис. 125), сделать правильно ушки стяжки и загнуть конец проволоки специальной трубкой, окончательно подправив загиб газовыми клещами.

При уходе за прутковыми и струнными расчалками надо следить: а) за правильной постановкой муфт, как это было изложено выше, и отсутствием вытягивания проволоки из муфты; б) за отсутствием вытяжки и ослабления расчалок, что должно устраняться подтягиванием соответствующих тендеров; в) за отсутствием ржавчины и внешних повреждений.

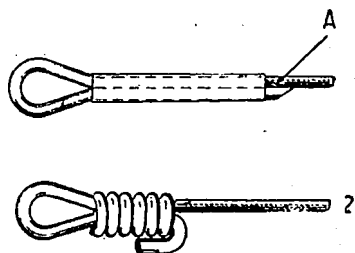


Рис. 122. 1, А—место образования трещины и разрушения пайки; 2—надежная заделка в муфту.

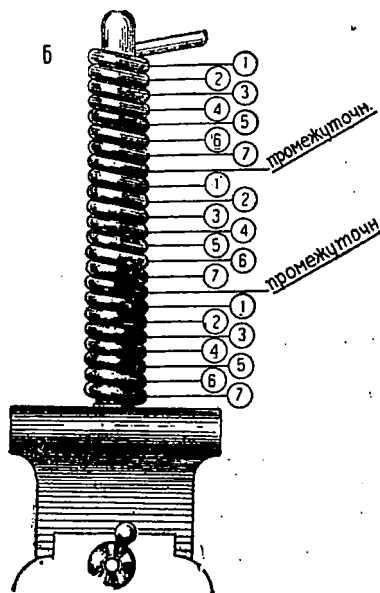


Рис. 123.

Сам по себе уход за прутковыми и струнными расчалками ничем не отличается от ухода за лентами, с той только разницей, что этого вида расчалки разрешается не только покрывать лаком, но и закрасивать масляной краской в тех случаях, когда они ставятся внутри фюзеляжа и крыльев в местах, недоступных для повседневного наблюдения.

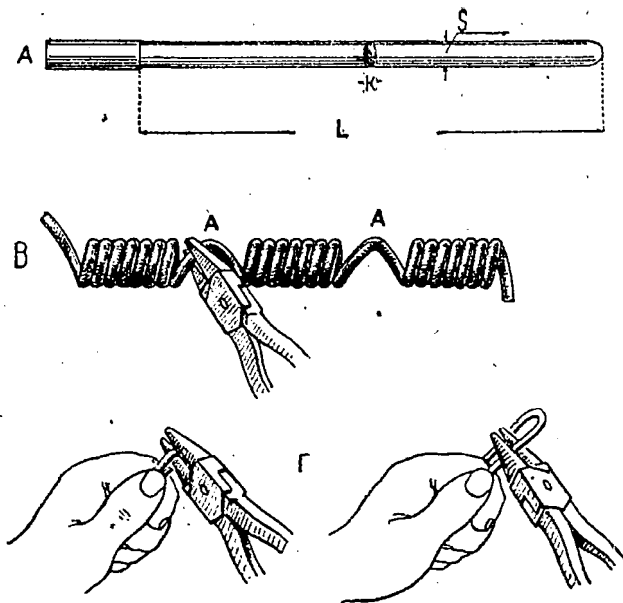


Рис. 124.

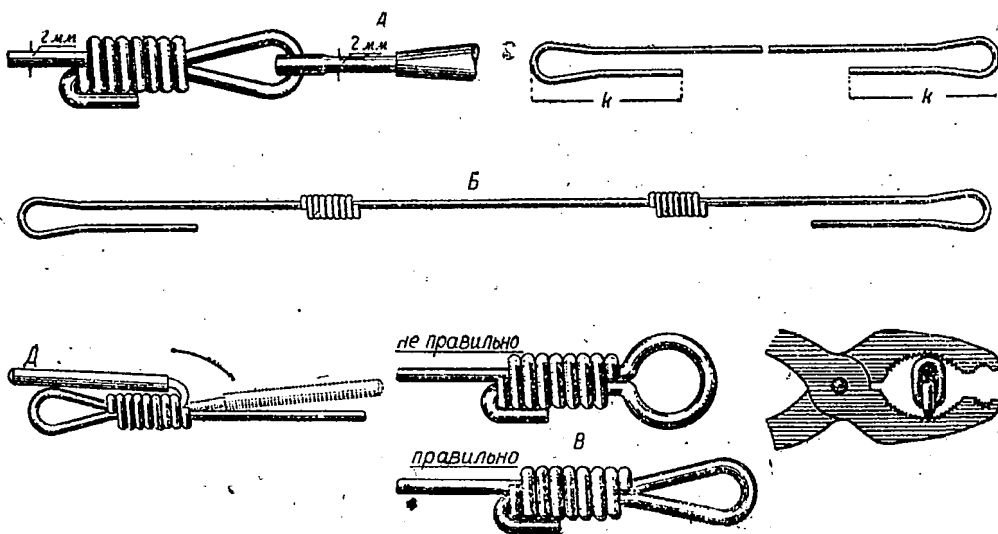


Рис. 125.

2. Эксплоатация амортизации

Существующие типы амортизации. В настоящее время для амортизации широко применяется шнуровая и пластинчатая резина. В прошлом, как, например, на самолетах Вуазен и Ньюпор, в качестве амортизаторов применялись стальные спиральные пружины или рессоры. На самолетах заграничной конструкции сейчас можно встретить масляные буферы, которые обыкновенно комбинируются с другими видами амортизации.

Шнуровая амортизация преимущественно скрепляет ось шасси с узлом подкосов и в редких случаях (например на самолетах У-1, Ю-21 и т. д.) крепится на амортизационных стойках шасси. Пластинчатая резина, как и масляные амортизаторы, размещается исключительно в амортизационных стойках.

Как в том, так и в другом случае амортизаторы всех типов должны иметь предварительную затяжку, равную полетному весу самолета, с тем, чтобы они начали работать, как только на них подействует усилие большее, нежели действующее при стоянке самолета.

Шнуровая амортизация. Амортизационный шнур состоит из пучка параллельных резиновых нитей квадратного сечения и двойной хлопчатобумажной обмотки (нижней — белой и наружной — цветной). По техническим условиям степень вулканизации нитей должна быть такова, чтобы нить длиной в 150 мм, находясь в течение 1 минуты под действием груза, вытягивалась до длины минимум 600 мм и максимум 900 мм, после чего вытяжка не должна быть более 10 мм.

Таблица XXI

Размеры нитей в мм	1,25—1,05	1,15—1,05	1,05—0,95	0,95—0,85	0,85—0,80
Нагрузка в г	210	180	150	120	105

Для учета сроков выпуска шнура с завода в наружную оплетку шнура, изготовленного в октябре—декабре 1930 г., вплетены две цветные нитки — красная и зеленая, а в 1931 г. в первом квартале — одна зеленая нитка, во втором квартале — две, в третьем — три и в четвертом — 4 нитки.

Амортизационный шнур делится на 4 номера, различающиеся внешним диаметром и числом нитей. При нагрузках, соответствующих каждому размеру шнура, при длине образцов в 250 мм, последние должны дать 100% удлинения, не выходя из нижеследующих норм (табл. XXII).

В технически-эксплоатационных инструкциях для каждого типа самолета обыкновенно приводятся указания по намотке амортизации, опре-

деляющие число витков и степень натяжения шнура. С этой целью нормируется порядок разметки шнура по перегибам. В каждом ангаре, в котором хранятся самолеты, целесообразно иметь шаблон для разметки шнура по точкам перегиба его при предстоящей намотке.

Таблица XXII

Номер шнура	Диаметр шнура в мм	Минимальная нагрузка в кг при 100% удлинении	Максимальная нагрузка в кг при 100% удлинении
1	10	17	40
2	13	55	80
3	16	85	120
4	18	140	180

Шаблон изготавливается следующим образом: а) взять пеньковый канат того же диаметра, что амортизатор; б) намотать канат вместо амортизационного шнура, хорошо его растянув и закрепив так же, как амортизатор (закрепы или петли); в) отметить каждый оборот пряди чертой в какой-либо плоскости координат (провести черту мелом или краской по верхнему или нижнему гребню витков каната); г) снять канат и, вытянув его на земле по прямой линии, закрепить концы и определить по нему длину амортизатора, которая должна быть на 15% меньше длины вытянутого каната; д) натянуть амортизатор вдоль каната так, чтобы концы совпали с канатом, и снести со шнура на амортизатор нанесенные отметки (места перегибов). Для того чтобы при пользовании шаблоном намотки амортизатора не приходилось тратить излишнее усилие для натяжения шнура до 15% его длины, надо ослабить натяжение данного шнура до 5% его длины и уже с этого последнего положения шнура снести отметки на заготавливаемый шаблон (на специальную доску); е) при каждой очередной замене шнура надо отрезать шнур требуемой длины и, вытянув его вдоль шаблона (на 5%), снести стандартные отметки мест перегиба и производить намотку, укладывая отметки в одном и том же перегибе.

О влиянии срока и условий хранения на качество амортизационного шнура можно судить из результатов специальных опытов с увлажнением, замораживанием (-30°C), увлажнением и замораживанием (-30°C), с нагреванием ($+50^{\circ}\text{C}$) и с последующим высушиванием, оттаиванием и охлаждением тех же образцов. В результате все образцы дали понижение упругости шнура в среднем на 12%. Так, например, увлажненный шнур теряет 5%, а при высушивании—13%; замороженный—увеличивает упругость на 95%, а при оттаивании теряет 1%; замороженный в увлажненном состоянии увеличивает упругость на 50%, а при оттаивании без высушивания теряет 14%, но при охлаждении принимает полностью первоначальную упругость шнура.

Из результатов испытания можно видеть, что замороженный шнуровой амортизатор резко повышает жесткость, а это сопряжено с хрупкостью резины, почему эксплуатации самолетов с замороженным шнуром надо избегать. При морозах шнур полезно отеплять, а с самолетов, хранящихся в ремфонде, амортизатор снимать и хранить в теплом помещении (от -2 до $+10^{\circ}\text{C}$).

Уход за амортизационным шнуром предусматривает еще сбережение его от вредного влияния солнечных лучей и от разрушения бензином и маслом.

При контрольном осмотре шнура надо обращать внимание: а) на целостность нитяной оплетки,—при расползании оплетки шнур подлежит замене; б) на эластичность шнура, проверяя работу его во время раскачивания самолета за крыло; в) на степень затяжки и на отсутствие удлинения шнура, о чем можно судить по заметному просвечиванию через верхнюю цветную оплетку белых ниток внутренней оплетки шнура, свидетельствующему о наличии вытяжки. Если при этом ось (полуось) или кронштейны для намотки амортизации отойдут от исходного положения на 10 мм и больше, то шнур подлежит замене или перемотке заново. На некоторых самолетах, как например ЮГ-1, установлены указательные стержни, облегчающие замер степени вытяжки шнура; г) на отсутствие вспучивания шнура, указывающего на разрыв резиновых нитей в данном месте,—в этом случае шнур подлежит обязательной замене; д) наконец надо убедиться, что амортизатор при работе амортизационной стойки или костыля не может перетереться от соприкосновения с деталями, неправильно установленными.

Пластинчатая амортизация. Пластинчатая амортизация все более и более вытесняет амортизационный шнур. Это объясняется следующими преимуществами пластинчатой амортизации: количество и сила прыжков при посадке затухает скорее, так как работа, которую может поглотить резиновое кольцо (до предела упругости), пропорциональна его объему, квадрату напряжения и зависит, кроме того, от размеров сечения; исключается возможность обрыва шнура и представляется возможность придать амортизации обтекаемую форму; удлиняется срок службы и упрощается способ замены резины. Указанные свойства пластинчатой амортизации теряют ценность, если качество резины окажется неудовлетворительным и если конструкция набора резины в амортизационных стойках будет несовершенна. Этим, повидимому, можно объяснить внесение конструктивных изменений в шасси наших первых самолетов с пластинчатой амортизацией.

За последнее время пластинчатая амортизация применяется у нас как для легких самолетов, так и для многомоторных.

В конструктивном отношении амортизационные стойки шасси с пластинчатой амортизацией подразделяются на 3 следующих характерных типа: а) амортизационная стойка, состоящая из двух параллельных труб, шарнирно скрепленных с фюзеляжем и наглухо соединенных друг с другом в своем нижнем основании. На этих трубах нанизаны резиновые пластины, сжатые двумя дисками, из коих нижние подвижные, будучи телескопически насажены на упомянутые две трубы, могут двигаться вверх в пределах амортизационного хода. Подвижные диски,

закреплены на одной коробке, которая шарнирно скреплена с шатуном, непосредственно связанным с осью. Шатун состоит из двух труб. Нижняя труба, ввинчиваясь в верхнюю, изменяет длину шатуна, создавая требуемую предварительную затяжку амортизации (рис. 126).

б) Амортизационная стойка также состоит из двух труб, из коих верхняя, шарнирно прикрепленная к фюзеляжу, вставляется телескопически в нижнюю, которая крепится к оси. На нижней трубе прикреплены упорные диски, между которыми размещены резиновые пластины. Верхний диск неподвижен, а нижний допускает вертикальное движение с нижней трубой в пределах амортизационного хода (100 мм), который ограничен размером продольного выреза, имеющегося в нижнем основании верхней трубы.



Рис. 126. Амортизационная стойка самолета с пластинчатой амортизацией со снятыми обтекателями.

При сборке стойки, пользуясь специальным приспособлением, резиновые пластины между дисками зажимают до тех пор, пока специальное отверстие в нижней трубе не дойдет до указанного продольного выреза в нижнем основании верхней трубы, т. е. пока не представится возможность вставить и закрепить упорный болт, чем и нормируется предварительная затяжка резиновых колец¹.

Особенность конструкции данной стойки заключается в том, что она обеспечена обратной амортизацией. С этой целью к упорному болту прикреплен поршень, имеющийся внутри нижней трубы. От поршня отходит вниз шток, на который нанизаны резиновые кольца, а в основании трубы ввинчена пробка. При сжатии наружной амортизации упорный болт отходит вверх и освобождает внутренние кольца. Наоборот, при обратном ходе болта и отдаче наружной амортизации начинает работать внутренняя аморти-

зация. Конструкция амортизационной стойки может быть более проста, хотя в ней предусмотрена обратная амортизация.

Детали такой амортизационной стойки показаны на рис. 127. Работа амортизации шасси заключается в следующем: добавочная нагрузка на шасси воспринимается колесами и передается на амортизационную стойку (частично на подкосы); которая состоит из двух труб, телескопически соединенных друг с другом. Обе трубы имеют упорные диски,

¹ Для уменьшения хода амортизатора последнему необходимо дать предварительную затяжку, наилучшая величина которой близка к 17 кг/см².

между которыми набран пакет пластинчатой резины. Нижняя труба с большим диаметром, воспринимая нагрузку, имеет возможность вертикально перемещаться. При обратной отдаче сжатых резиновых пластин труба с нижним диском, не доходя до исходного положения, сжимает рези-

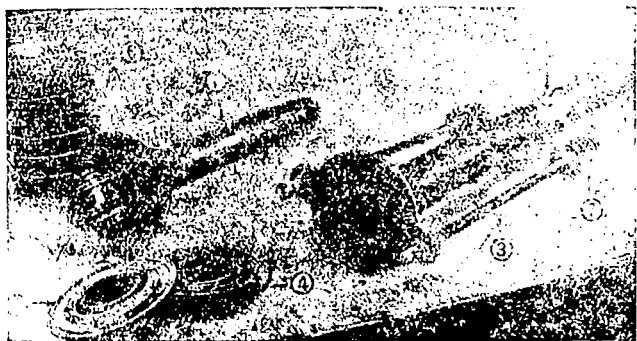


Рис. 127. Амортизационная стойка самолета в разобранном виде: 1—верхняя часть, на которую нанизывается пластинчатая резина, 2—нижняя труба, 3—стальные штоки, 4—резиновые пластины, 5—дюралевые прокладки, 6—пакет резиновых пластин, 7—пластинчатая резина обратной амортизации.

новые пластинки обратной амортизации, которые нанизаны на стальные штоках, одновременно служащих и для первоначальной затяжки амортизационной стойки.

Пластинчатая резина обыкновенно нанизывается на трубы. Для правильной работы резины требуется, чтобы были достаточные зазоры между внутренними краями резины и трубами, так как пластины при сжатии раздаются в стороны с изменением как внешнего, так и внутреннего диаметра. Если этих зазоров не будет вовсе или они будут недостаточны, то возможен разрыв кольца. Не менее существенное требование заключается в предохранении пластин от смещения, чтобы кольца не могли принять эксцентричного положения. Неправильно набранный пакет пластинок (перекос, наклон и эксцентриситет) может повлечь повреждение всей стойки. Поэтому между резиновыми пластинами размещают дуралюминовые прокладки, которые должны способствовать закреплению пластин в правильном положении.

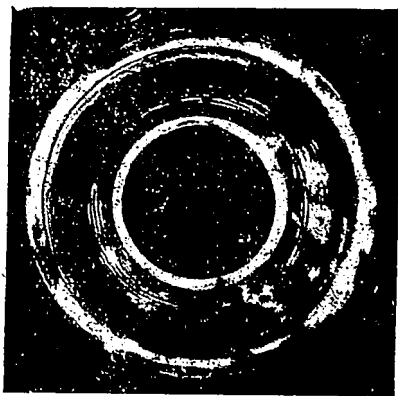


Рис. 127а.

В некоторых указаниях по применению пластинчатой резины предусматривается натирание резины графитом, что якобы должно облегчить скольжение резины при сжатии. Однако специальными опытами выясни-

лось, что при деформации элементы опорной поверхности пластичны не перемещаются, и лишь выпучиваются боковые и внешние стороны пластины, прилегая при этом к прокладке, что доказывает фиг. 127а, на которой показана закопченная стеклянная пластинка после сжатия на ней резинового кольца. Натирание графитом не дало существенных преимуществ и могло быть оправдано как способ предохранения от атмосферных влияний. Предварительное сжатие пластинчатой резины при стоянке самолета не должно превышать $17,6 \text{ кг/см}^2$, так как далее резина уже начинает снижать свои упругие свойства (затвердевает).

Правила ухода за пластинчатой амортизацией тождественны с правилами ухода за шнуровой амортизацией и за пневматиками. В целях защиты пластинчатой резины от атмосферного разрушения за границей с успехом применяется окраска набранного пакета. У нас стандартной краски для резины не имеется, почему при попытках подобной окраски надо иметь в виду, что масляные и спиртовые краски (лаки) вредят резине, а потому речь может идти лишь о специальных лаках (асфальтовых). Вопрос о введении таковых поставлен.

Масляная амортизация. С той быстротой, с какой у нас пластинчатая амортизация вытесняет шнуровую, за границей распространяется масляная амортизация. Последняя комбинируется в двух видах: масляно-пневматическая и масляно-резиновая. Масло служит для поглощения энергии удара при соприкосновении с землей во время посадки, а воздух или резина должны возвращать масляный цилиндр в исходное положение и поглощать легкие толчки при рулежке.

Добавочная пневматическая амортизация предусматривает установку на самолете баллонов со сжатым воздухом большого давления (в амортизационной стойке сжатие достигает 50 ат).

Это обстоятельство обязывает иметь строгое наблюдение за исправностью баллонов в отношении возможности утечки и безупречности амортизационной стойки шасси в том смысле, чтобы на ней не было ни одной поврежденной или неправильно собранной детали, могущей вызвать разрыв в момент воздушной компрессии. Несчастные случаи подобного порядка имели место в заграничной практике.

Амортизационная масляная установка состоит из поршня, скрепленного с фюзеляжем самолета, и цилиндра, наполненного маслом и глицерином; цилиндр, будучи скрепленным с осью (полуосью), имеет при дополнительных нагрузках вертикальный ход, причем масло выдавливается через отверстие в пробке поршня. Конусообразная игла цилиндра регулирует усилия, требуемые для выдавливания масла в различные стадии нагрузок. В некоторых конструкциях иглу заменяет регулирующий клапан поршня (рис. 128).

Конструкция (форма) конусной иглы имеет очень большое значение для правильной работы амортизации, так как игла должна регулировать площадь просачивания масла, — при начале толчка просачивание максимальное и при его конце минимальное.

При эксплуатации шпилька запирает центральное отверстие, что является существенным минусом этого способа, регулирования протекания масла, так как при разработанной игле получается постоянная площадь просачивания. В последнем случае получается большая отдача,

вызывающая прыжки самолета. Затем у масляно-пневматической амортизации с игольчатым регулятором надо следить, чтобы уровень масла был значительно выше отверстия в пробке. Конструкция амортизатора, где масло заменено жидкостью, показана на рис. 129.

Несмотря на то, что масляно-пневматические амортизаторы поглощают толчки без обратной отдачи, что является одним из существенных их минусов (так как в конце концов при частых толчках последние уже не амортизируются вовсе), все же они получают все большее и большее распространение, так как являются весьма компактными.

3. Эксплуатация колес и пневматиков

Типы колес, имеющиеся в эксплуатации. В настоящее время утвердился стандартный образец колес и пневматиков, отличающихся лишь размерами, соответственно типу самолета. Стандартный профиль обода позволяет применение покрышек с прямыми проволочными бортами. Проволока в бортах покрышек препятствует возможному растяжению борта,

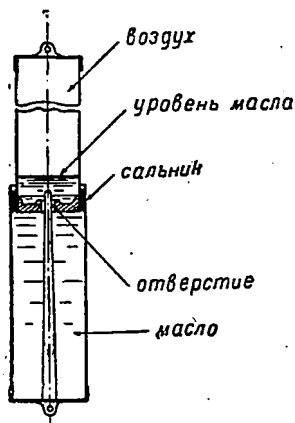


Рис. 128. Схема амортизационной масляной установки.

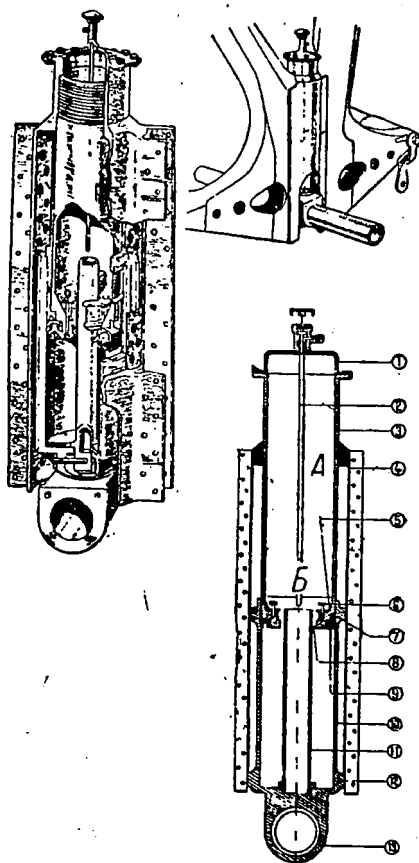


Рис. 129. Амортизатор Д-В 20. Слева разрез амортизатора. Справа внизу схематический разрез: 5—клапан, 6—направляющий шток, 8—отверстие для впуска жидкости, 9—кожаная прокладка, 10—узел крепления оси, А—камера сжатого воздуха, Б—уровень жидкости.

а следовательно, предохраняет, покрышку от соскакивания с обода колеса. Профиль обода стандартного колеса показан на рис. 130. Снаряжение этого колеса пневматиками просто: покрышка с заправленной камерой своими бортами вставляется в углубление обода б, и камера

накачивается. При этом борта покрышки перемещаются в стороны и при правильном давлении камеры плотно укладываются на участках *a*; камера же прилегает к внутренней поверхности покрышки и к ободу колеса на промежутке *b*.

Самолеты, вступившие на эксплуатацию до 1931 г., снабжены различными типами колес. Между прочим последние самолеты Р-1 М-5 выпущены с колесами прежнего размера (800×150), но с измененным профилем обода, который, по сравнению со старым ободом, более жесток. Это объясняется изменением профиля и нагартовкой материала при механической прокатке. В связи с последним обстоятельством натяжение спиц у ободов машинной прокатки должно быть несколько слабее, так как при натяжении спиц по старой норме возможны обрывы их во время взлета и посадки.

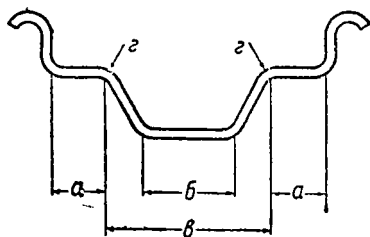


Рис. 130. Профиль обода стандартного колеса.

Чтобы облегчить опознавание колес с ободами машинной прокатки, на втулке их выбивается № 134.

У нормальных колес спицы имеют одинаковый симметричный наклон в обе стороны, но расположение спиц может быть и несимметричное (внутренний ряд спиц поставлен вертикально, а наружный с наклоном), что представляет возможность приблизить обод колеса к узлам крепления стоек и подкосов шасси к оси. Делается это с целью уменьшить плечо момента, изгибающего ось.

Указанная децентрация спиц у стандартных колес применяется лишь для некоторых колес малого размера (до 900×200).

Работа колеса заключается в следующем: при нагрузке колес обод стремится сплюснуться, но этому препятствуют спицы, оказавшиеся в этот момент расположенными параллельно земле и работающие на растяжение. Кроме того, воспринимая нагрузку от оси, на растяжение работает и секция спиц, стоящая вертикально. Для возможности регулировки натяжения спиц в ободу колеса имеются ниппели, в которые ввинчены основания спиц.

Уход за колесами должен обеспечить исправность обода, спиц, втулки с флянцами, бронзовых подшипников (грундбуks) и обтекателей. Уход заключается в повседневных контрольных осмотрах и в очистке металлических деталей от грязи и ржавчины, в регулировке спиц, замене подшипников, шайб, и т. д., что должно проводиться с соблюдением следующих правил.

1. Проверяется отсутствие деформации и трещины обода. В целях предохранения обода от ржавчины он периодически окрашивается.

2. Спицы предохраняются от ржавчины и проверяется правильность регулировки (натяжения) спиц, так как у колеса с ослабленными спицами обод легко может деформироваться. Затяжку ослабленных спиц рекомендуется производить по 4 шт. с двух противоположных сторон, после чего обязательно проверяется правильность регулировки. Для этого колесо одевается на самолет или на специальный станок, с тем

чтобы при вращении колеса можно было проверить, «не бьет ли колесо».

3. Проверяется, нет ли трещин втулки; не вышел ли из пределов допуска износ подшипников и обеспечены ли они достаточной смазкой.

Уход за подшипниками (грундбуксами) на многомоторных самолетах значительно осложняется по сравнению с легкими самолетами.

Например на тяжелых самолетах в летнее время приходится ежедневно снимать колеса для промывки подшипников, которые нагреваются в столь сильной степени, что к упорным флянцам полуоси невозможно притронуться рукой, а при рулежке самолета слышен скрип во втулках. Иногда даже заметна выплавка олова из-под флянцев ступок колеса (последнее обстоятельство не понижает прочность колеса, так как припайка флянцев требуется лишь в первоначальный период установки флянцев до регулировки спиц).

Столь сильный нагрев бронзовых подшипников объясняется главным образом: а) плохой шлифовкой наружной поверхности полуосей под втулками колес и подшипников; б) отсутствием установленных производственных допусков—подшипники должны быть «плавающими» во втулках и иметь зазор между полуосями на случай нагрева; в) неправильным расположением и недостаточной глубиной канавок для смазки (должны быть перекрещивающиеся и с обеих сторон; кроме того, целесообразно снимать фаски с острых кромок канавок и в местах их перекрещивания просверливать сквозные отверстия).

На тщательность промывки и смазки подшипников надо обращать особое внимание, практикуя это летом ежедневно. На втулках, обеспеченных специальными штауферами, смазку подшипников надо обязательно производить под давлением, пользуясь для этого шприцем.

Жестких норм для зазоров колес на оси не установлено. Эксплуатационной практикой принято не допускать поперечных (радиальных) зазоров более 0,6 мм для самолета разведывательного типа, не более 1,5 мм для тяжелого самолета, а продольных—первого типа не более 1,5 и для второго не более 2 мм.

Устранение поперечного зазора производится путем замены изношенного подшипника. Продольный зазор появляется в результате износа флянцев подшипников или контрольного колпачка на оси, почему соответствующим путем производится и устранение зазора. Если подшипник окажется удовлетворительным в отношении поперечного износа, то целесообразно установить шайбу, подбирая толщину ее в соответствии с данным зазором. Шайбы обычно изготавливаются из бракованных бронзовых подшипников. На некоторых сериях самолетов встречаются оси различных диаметров, и при замене грундбукс надо учитывать возможность наличия нескольких типов подшипников.

В отношении обтекателей: проверяется прочность крепления и отсутствие трещин металлических обтекателей и разрывов полотняных. Полотняные обтекатели более выгодны в эксплуатации, так как не скоро изнашиваются и не могут повредить покрывки. Зато имеются минусы, заключающиеся в креплении, которое сложно в случае, если оно осуществлено к ободу колеса (Юнкерс), и непрочно при шнуровке на крючках или пистонах (покрывки Пальмер).

Металлические обтекатели имеют следующие дефекты: их нельзя жестко закрепить, так как обод колеса при работе и посадке самолета «дышит» — в пределах своей упругости. Кроме того, неправильно пригнанный обтекатель своими краями может изрезать покрышку.

Полеты без обтекателей нежелательны, так как это отрицательно сказывается на скоростных данных самолета; однако, иногда приходится летать без обтекателей, как это имеет место при эксплуатации самолетов АНТ-4 на пневматиках «Пальмер».

За последнее время в качестве опытных изготовлены обтекатели колес из фанеры. Эксплуатационных выводов по этим обтекателям еще нет.

Уход за пневматиками имеет целью обеспечить качество резины и сохранить постоянным давление камер.

Бензин и масло разъедают резину, почему при заправке самолетов надо защищать пневматики специальными колпаками или чехлами. Аналогичное требование предъявляется летом при стоянке самолетов под открытым небом для защиты резины от вредного действия солнечных лучей. Чехлы и колпаки должны иметь боковые отверстия для вентиляции.

Давление в пневматиках имеет существенное значение, почему для каждого размера колес устанавливается своя норма и, только учитывая время года и местные климатические особенности, можно вносить индивидуальные поправки в пределах до 1 ат.

Для стандартных колес (с проволочными ободами покрышек) рабочее давление в камере может быть ниже установленной нормы на 10—12%, а для прочих колес на 3—6%; только в жаркий период лета или при специально высотных полетах давление может быть снижено для первых до 15—20%, а для вторых — до 10%. При вынужденном применении второсортных покрышек, особенно при недоброкачественности резины, надо ставить свежую первосортную камеру и давление в ней несколько повышать (не более 1 ат) сверх установленной нормы (примерно, на 5—10%).

Из табл. XXIII видно, что в случае отсутствия запасных колес, вопрос о возможности использования колес с других самолетов должен разрешаться не путем замера диаметра и длины втулок, а в первую очередь в порядке сличения предельного полетного веса самолетов. Затем нужно разрешить вопрос с диаметром колес (важна высота вента от земли), и уже в последнюю очередь выясняется соответствие размеров втулки. В нашей эксплуатационной практике были неоднократные случаи, когда применялось использование запасных колес от одних типов самолетов для других.

Замер рабочего давления в камерах производится при помощи специального манометра для проверки пневматиков. При отсутствии такового рекомендуется приспособить масляный манометр. Приспособление масляного манометра заключается в следующем (рис. 131 и 132).

1. К исправно действующему манометру со шкалой давления не менее 6 ат присоединяется резиновый шланг.

2. На второй конец шланга прикрепляется универсальная гайка, служащая для присоединения к шлангу приемного ниппеля.

Таблица XXIII

Справочные данные о рабочем давлении в камере для различных размеров и типов колес

Размер покрышки	По каким данным	Рабочее давление в камере	Допустимая нагрузка на 1 колесо	Ориентиров. статич. разр. нагрузка на 1 колесо
		ат	кг	кг
500 × 50	} Техн. условия	3,0	150	—
600 × 75		3,0	300	—
750 × 125		3,5	900	5 000
760 × 100	Ф. Феникс—Корд	2,5	—	—
800 × 150	Техн. условия	4,0	1 100	6 000
810 × 125	Ф. Континенталь	3,0	—	—
813 × 153	САСШ	3,8	—	—
900 × 165	} Техн. условия	4,0	1 350	—
900 × 180		4,0	1 500	—
915 × 203		САСШ	4,2	—
900 × 200	Стандарт СССР	4,0	—	9 000
965 × 150	Ф. Харбург—Вена	3,0	—	—
1 000 × 180	Техн. условия	4,0	1 750	—
1 000 × 200	Стандарт СССР	4,0	—	10 000
1 100 × 220	Техн. условия	5,0	2 000	—
1 100 × 250	Стандарт СССР	4,5	—	13 000
1 118 × 254	САСШ	4,5	—	—
1 250 × 250	Техн. условия	5,0	2 400	—
1 300 × 300	Ф. Феникс—Корд	4,0	—	—
1 350 × 300	Стандарт СССР	4,5	—	17 000
1 500 × 300	Техн. условия	5,0	2 800	—
1 600 × 350	Стандарт СССР	5,0	—	21 000
2 000 × 450	» »	5,5	—	32 000

3. Этот ниппель может быть изготовлен местными средствами. Его прямое назначение — обеспечивать стык с ниппелем камеры для про пуска воздуха из камеры к манометру.

4. Выступ стержня приемного ниппеля надавливает на шток клапана воздушного ниппеля камеры, благодаря чему воздух из камеры получает доступ к манометру.

Чтобы при этом воздух из камеры не просачивался наружу, ниппель снабжается резиновой прокладкой.

Набор приемного ниппельного приспособления показан на рис. 131, а конструкция приемного ниппеля — на рис. 132.

Срок службы покрышек и камер существенно сказывается на качестве резины, почему таковой установлен в 1 г., но фактическую замену разрешается производить и ранее — по мере надобности.

При контрольных осмотрах действующих покрышек надо проверять отсутствие проколов, часто встречающихся на южных аэродромах в периоды покоса. Комендантам аэродромов рекомендуется участки аэродромов со скошенными кустарниками уминать катками. В случае обнаружения легких механических повреждений протектора покрышки, в виде царапин и мелких надразов, покрышку возможно оставить на

эксплоатации. Если эти повреждения окажутся настолько глубокими, что заденут каркас (основу) покрышки, состоящий из нескольких слоев ткани или корда (особый вид ткани, применяемый в последнее время), то покрышка подлежит обязательной замене и сдаче в заводской ремонт. Резиновый протектор покрышки имеет назначением предохранить каркас от протирания, намокания и загнивания; поэтому покрышка с трещинами, надрезами и проколами протектора подлежит вулканизации.

Кроме того покрышка подлежит замене, если резина утратит свою эластичность и начнет трескаться, крошиться или облупливаться. Проволочные борты наших стандартных покрышек набраны из одной проволоки, намотанной в виде пряди (обеспечивают постоянство диаметра покрышки). Возможность обрыва проволочной пряди при нормальной эксплуатации исключается вовсе, так что поверка исправности борта

производится по наружному виду, учитывая, что борта с рванными или надрезанными краями могут повредить камеру.

Уход за авиационными камерами по существу ничем не отличается от ухода за автомобильными и даже велосипедными камерами, но к качеству резины предъявляются более жесткие требования, как например: подлежат обязательной замене камеры, не выдерживающие норму давления (спускающие); воспрещается ставить камеры давних сроков служ-

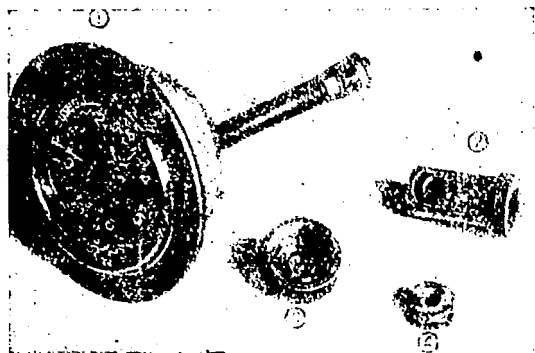


Рис. 131. Набор деталей приемного насосного приспособления: 1—манометр с резиновым шлангом и с универсальной гайкой, 2—приемный насос, 3—пробка и 4—резиновая прокладка.

бы; ремонтировать без вулканизации; заменять камеры на камеры других размеров и т. д. Уход за камерами имеет целью сохранить их на эксплуатации в пределах среднего срока со своевременной заменой, как только появятся угрожающие признаки. С последней целью воспрещается хранение снаряженных колес без существенной к тому надобности, например, в зимнее время в неотапливаемых ангарах. Камеры пересыпаются и натираются тальком, укладываются в коробки или в бумажные пакеты (без резких перегибов), воздух спускается, вентили обертываются бумагой. Покрышки также пересыпаются тальком и обертываются полосами специальной бумаги. Хранение в стопах более 10—15 шт. не рекомендуется. Помещения должны быть с ровной температурой $+2$ — $+10^{\circ}$ Ц, с затемненными окнами и достаточной влажностью.

При эксплуатации летом полезно изредка пересыпать камеры тальком и проверять исправность вентиля и норму давления камеры.

Ближайшие перспективы по введению авиационных колес новой конструкции. Втягивающиеся шасси даже за границей не получили широкого распространения по причине сложности

конструктивно-производственного осуществления. Кроме того это связано с необходимостью соответствующего увеличения размеров фюзеляжа, а следовательно, и веса самолета.

В целях возможного уменьшения лобового сопротивления шасси за границей сконструированы колеса с покрышками обтекаемой формы. Кроме того, учитывая, что правильно установленные обтекатели колес уменьшают лобовое сопротивление на одну треть, обращено внимание на форму обтекателей колеса с тем, чтобы обтекатели обхватывали ко-

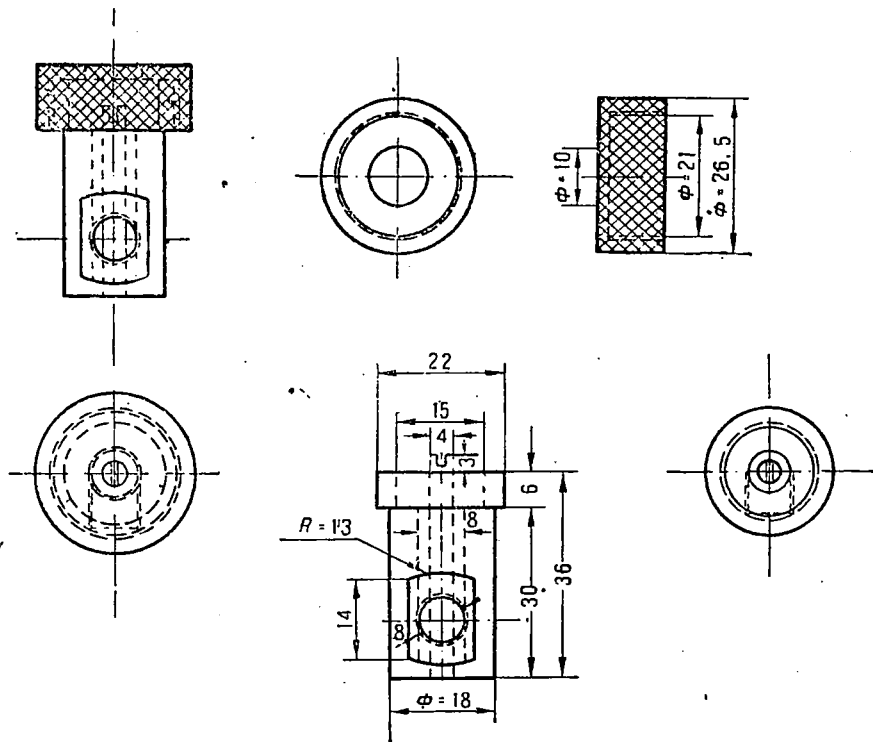


Рис. 132.

лесо так, чтобы не было заметного промежутка между краями покрышки и обтекательными щитками.

Затем большое распространение за границей получили колеса со сплошными штампованными дисками вместо спиц (последнее обстоятельство допускает разместить внутри тормозное приспособление) и колеса, отлитые из электрона, которые являются значительно легче обычных.

В настоящее время мы находимся накануне перехода к тормозным колесам. Если бы установка тормозов не была сопряжена с изменением схемы шасси или, по крайней мере, не потребовала бы введения добавочных элементов, способных воспринять момент кручения, образующийся во время торможения, то колеса, находящиеся сейчас на эксплуатации, представилось бы возможным заменить тормозными колесами.

Тормозные колеса дают возможность уменьшить пробег самолета в среднем на 50%, заменить сошник костыля колесом, проверять работу мотора без подставок под колеса, легко маневрировать при рулежке на старте.

В эксплуатации тормозных колес независимо от их конструкции надо руководствоваться следующими главнейшими правилами: регулярно проверять систему управления; особо обращать внимание на исправность тормозных колодок; у колес со спицами — проверять равномерность их натяжения (в более короткий срок ослабляются); внимательно проверять степень износа протекторов покрышек, не допуская работы колес на каркасе (резинная переклейка из ткани или корда); более строго следить за нормой люфта подшипников.

При летной эксплуатации требуется посадку в заторможенных колесами производить лишь в крайних исключительных случаях. Не следует допускать резкого торможения колес, так как при этом рвутся покрышки; не допускать вовсе резких разворотов на месте с торможением на одно колесо, так как при этом легко может быть сорвано тормозное приспособление (вследствие получающегося большого скручивающего момента в заторможенном колесе).

4. Эксплуатация воздушных винтов

Классификация и сущность работы винтов. Как деревянные, так и металлические винты состоят из ступицы для крепления винта к втулке мотора и из лопастей, создающих

силу тяги. Размеры винтов определяются диаметром и шагом (шаг элемента лопасти, лежащего на расстоянии $\frac{3}{4}$ длины лопасти от оси вращения). По числу лопастей винты бывают двух-, трех- и четырехлопастные. В зависимости от материала, идущего на изготовление винтов, последние подразделяются на деревянные и металлические. Для проверки шага винта применяется приспособление, показанное на рис. 133, на основании которого можно судить о способе проверки шага. Независимо от конструкции каждый винт

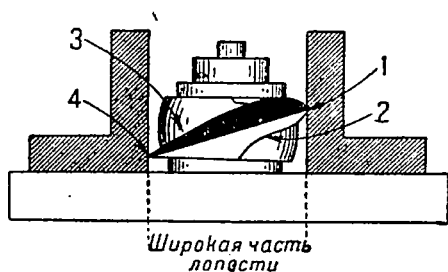


Рис. 133. Приспособление для проверки шага винта: 1—ребро атаки; 2—рабочая сторона лопасти; 3—верхняя часть лопасти; 4—ребро обтекания.

работает на растяжение под влиянием центробежной силы, на изгиб лопастей—под влиянием тяги и на скручивание—с некоторым изменением углов атаки лопастей.

Винты деревянной конструкции. По техническим условиям для изготовления винтов деревянной конструкции допускаются различные сорта ореха, красного дерева, ясеня, клена и дуба, причем клен может применяться только в чередовании с дубом и ясенем, а из ореха, красного дерева и ясеня винты могут изготавливаться либо целиком, либо

через доску¹. Механические качества этих пород дерева должны удовлетворять техническим условиям для леса, употребляемого в самолетостроении. Отклонения винта допускаются в шаге не более как на 2% в ту или иную сторону; в диаметре—не более $\frac{1}{500}$ длины диаметра; в весе лопастей (на конце лопасти) — не более $\frac{1}{3000}$ общего веса винта; в ширине лопасти — не более 2 мм; центр отверстия втулки должен быть строго по оси винта, но допуск в диаметре не должен превышать 1 мм. Для оковки лопастей применяется латунь толщиной 0,2—0,4 мм (для

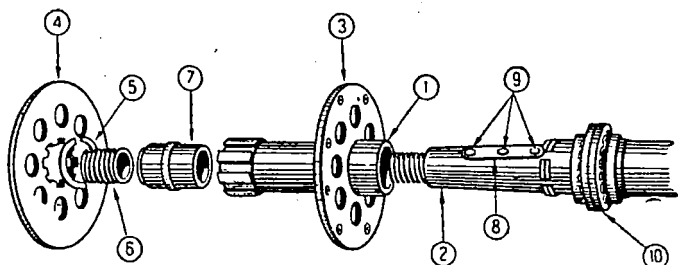


Рис. 134. Детали втулки винта мотора М-5.

1—задняя часть втулки; 2—носок вала; 3 и 4—фланцы втулки 5—контровое кольцо; 6 и 7 контровая и крепящая гайки.

гидросамолетов—0,3—0,5 мм), которая крепится заклепками красной меди и медными шурупами, головки которых запаиваются оловом. Шаг винта должен проверяться на расстоянии 750, 1 000 и 1 200 мм для винтов диаметром не менее 3 м и на расстоянии 1 400 мм для винтов большего диаметра. Обычно измеряется шаг на расстоянии 1 000 мм от центра вращения. Шаг определяется по формуле:

$$2\pi \frac{h}{l} = 6,2832 \frac{h}{l},$$

где h —превышение кромки, а l —горизонтальная проекция лопасти.

Крепление деревянного винта к мотору осуществляется при помощи втулки, прилагаемой к мотору и требующей индивидуальной пригонки. Поэтому при замене винта или при отправке мотора в ремонт за данным мотором надо сохранить установленную на нем втулку.

Втулки бывают двух типов: а) обыкновенная (рис. 134) с двумя фланцами, из которых задний фланец—общий со втулкой, и передний—съемный—служащий для затяжки болтами винта, одетого на втулку. Болты пропускаются через отверстия в ступице винта и в фланцах, после чего втулка одевается на носок вала и закрепляется шпонкой (между валом и внутренней поверхностью втулки) и наружной гайкой (на

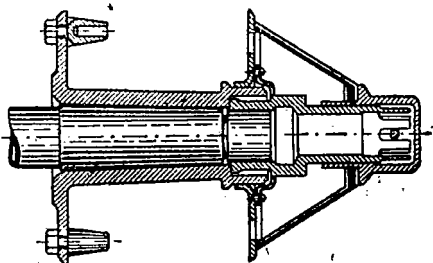


Рис. 135. Втулка Руппа.

¹ Склейка винтов из разных сортов дерева имеет целью предотвратить коробление дерева под влиянием усушки. Красное дерево и ясень в меньшей степени подвержены атмосферным влияниям.

конце носка). В свою очередь этот тип втулок бывает с указанной выше шпоночной посадкой и со шлицевой посадкой, когда на доске вала имеются специальные выточки-шлицы, такие же выточки имеются и внутри передней части втулки;

б) втулка Руппа (рис. 135), которая также состоит из двух фланцев, но отверстия для шипов имеются лишь на заднем фланце, так как в данной втулке шипы являются не затяжными, а упорными, при затяжке фланцев втулки.

Установка обыкновенной втулки на сплошной конус (без шлиц) ведется в следующем порядке: втулка притирается по месту посадки наждаком с маслом до тех пор, пока вся поверхность как носка вала, так и конуса втулки примет сплошной матовый цвет. Наличие отдельных блестящих промежутков указывает, что в этих местах втулка не прилегает к валу. Окончательный контроль степени прилегания втулки производится «на краску», для чего носок вала покрывается как можно тоньше слоем прусской синьки. Затем втулка проворачивается 2—3 раза и по отпечаткам краски на втулке представляется возможным проверить, достаточно ли подогнана втулка.

В процессе эксплуатации втулок, имеющих шлицевую посадку, периодический осмотр носка вала и втулки производится следующим образом: через первые 10 час. эксплуатации как нового, так и вышедшего из ремонта мотора надо произвести съемку втулки винта. В том случае, если никаких следов налипания и надира металла на носке вала и втулке винта нет, то надо втулку поставить обратно и допустить дальнейшую эксплуатацию без съемки на срок от 20 до 30 час. Если же будет замечено хотя бы незначительное налипание или задиры металла, что весьма часто бывает при шлицевой посадке втулки, то надлежит произвести зачистку втулки, после чего поставить втулку и пустить в дальнейшую эксплуатацию на очередные 10 час. При съемке втулки обязательно делать заметку с тем, чтобы при обратной постановке посадить ее в таком же положении. Снятие налипания металла и заусенец задира производится: а) если оно имеет место в сильной степени, то первоначально—напильником с самой мелкой насечкой (стараясь не касаться шлифованной поверхности носка вала) с последующей доводкой карборундовым бруском мелкого зерна с маслом и шлифовкой наждачным полотном от «000» до «0»; б) если же это явление выражено в незначительной степени, то зачищать надо только бруском с маслом, с последующей шлифовкой наждачным полотном указанных выше номеров. При проверке зачистки носка вала необходимо пользоваться короткой линейкой или угольником с выверенной гранью, прикладывая ее вдоль образующей конуса носка вала по месту зачистки, следя за тем, чтобы не было просветов между гранью линейки и конусом вала.

Зачистку налипания внутри втулки производить круглым или полукруглым карборундовым бруском или, в крайнем случае, полукруглым напильником, обернутым наждачным полотном от «000» до «0», с маслом.

По окончании зачистки носка вала и втулки производится проверка посадки втулки на носок вала «на краску», что выполняется следующим образом: носок вала покрывается самым тонким слоем специальной краски с последующей посадкой втулки и затяжкой гайки. После сня-

тия втулки надо обращать особое внимание, чтобы плотность прилегания ее в зачищенных местах была наибольшей. При подборе другой втулки к данному мотору производить также проверку посадки на краску, подбирая втулку с наибольшей поверхностью прилегания.

При посадке втулки на шлицы носка вала мотора Юпитер подгонка шлиц втулки и шлицам вала производится путем пришлифовки каждой шлицы мелким личным напильником или мелким оселком. Контроль прилегания ведется таким же путем, т. е. на краску.

Площадь прилегания каждой шлицы (канавки во втулке) должна быть не менее 65—70%.

Нормальная затяжка гайки обыкновенной втулки винта должна производиться рычагом длиной в один метр (считая от носка вала) с полным усилием одного человека. Чрезмерная затяжка гайки приводит к вытягиванию резьбы на носке вала. После каждого продолжительного полета надлежит проверить крепление втулки винта затяжной гайкой.

Правила применения втулки Руппа известны в меньшей степени, чем можно объяснить случай воспламенения винта в воздухе на самолете ЮГ-1. Самовоспламенение произошло по причине слабой затяжки винта между фланцами втулки, отчего винт получил возможность проворачиваться между дисками и от трения воспламенился (рис. 136). При креплении винта втулкой Руппа втулка должна быть всегда сильно притянута. Для этого надо обратить особое внимание на плотность прилегания втулки к ступице винта.

При замене винта посадку ступицы на втулку необходимо произвести повторно до четырех раз, полностью освобождая винт на втулке после каждого раза, считая пригонку законченной лишь тогда, когда на поверхности ступицы совершенно ясно отпечатываются оба фланца втулки и ни в одном месте не будет проходить щуп размером 0,1 мм. Обжим головной гайки должен производиться ключом с рычагом около 2 м, с вращающим моментом не менее 130 кг/м. Проверку гайки требуется производить указанным способом после каждого полетного дня. После 20 час. работы мотора винт надо снять и проверить, нет ли трещин или обугливания на ступице и не разболталось ли отверстие цапф. Согласно инструкции Юнкерса перед постановкой винта надо при посредстве конических шипов проверить правильность просверленных и фрезерованных конических отверстий в ступице винта. Как временную меру при широком отверстии можно применить конусные алю-



Рис. 136. Обуглившаяся ступица винта вследствие слабой затяжки винта во втулке Руппа.

миньевые втулки с толщиной стенок в 0,3 мм. При первой же возможности слишком широкие отверстия заделываются, взамен просверливаются и фрезеруются новые отверстия, которые не должны лежать в одном волокне дерева. Если указанные требования не будут выполнены со всей тщательностью, то при широких отверстиях возможно перемещение винта и вибрации с опасностью поломки винта; при узких отверстиях шипы легко могут срезаться, так как винт не будет прилегать вплотную к заднему фланцу втулки, причем во время затяжки он может дать трещины. Сверловка отверстий относится к числу особо ответственных операций и должна производиться при посредстве кондуктора Руппа с тем, чтобы шипы плотно сидели в отверстиях и чтобы задний фланец втулки вплотную прилегал к ступице винта (рис. 137). Съемка втулки производится при помощи специального «съемника».

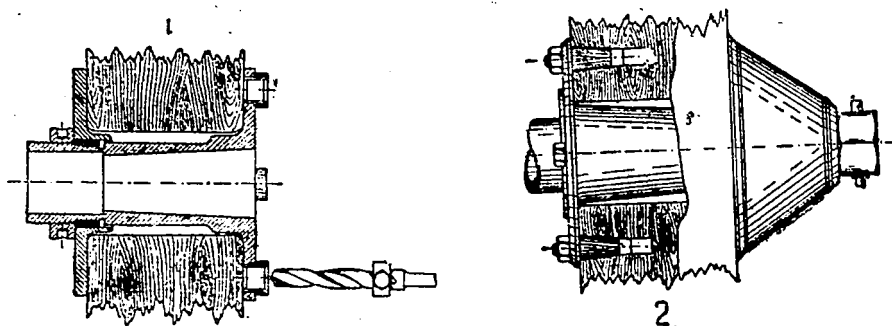


Рис. 137. 1. Сверловка болтовых отверстий с помощью кондуктора Руппа. 2. Втулка Руппа с правильно установленным винтом.

Воздушный винт относится к числу особо ответственных частей самолета, за исправное состояние которых отвечает не только техник при подготовке самолета к полету, но и летчик — во время полета. На некоторых самолетах воспрещается пользование мотором на определенных режимах (вызывающих вибрации самолета или являющихся небезопасными для прочности самого винта); кроме того от летного состава требуется не применять максимальных оборотов мотора на земле, что является самой тяжелой работой винта; не пользоваться газом за ограничитель на высоте ниже 1 000—1 500 м — в зависимости от мотора; не допускать запуска от руки винтов, запускать которые от руки запрещается, и избегать режимов мотора, вызывающих вибрацию самолета, тряску мотора и биение винта.

Винт, «бьющий» при полной мощности на земле, часто совершенно ровно работает в полете, потому что уменьшение тяги до некоторой степени уменьшает силы, вызывающие «биение». (В данном случае говорится о явлении, называемом «биение винта», которое в результате вибрации — кручения винта — вызывает сильное дрожание лопастей, производящее громкий стучащий шум. Подобного вида биение винта можно наблюдать, когда моторы доводят до полной мощности на земле перед взлетом.) Получающаяся при этом вибрация сильно изна-

шивает винт, и если это будет повторяться неоднократно, то может привести к поломке лопастей. Во всех случаях, если обнаружится биение (тряска) винта в воздухе, надо прекращать полет и требовать проверки исправности винта, правильности его крепления, отсутствия биения и правильной балансировки винта.

Технический состав обязан перед выводом самолета на старт тщательно проверить исправность винта, прочность крепления его к втулке и втулки к носку вала, обращая внимание на отсутствие трещин винта (рис. 138), на исправность концевки, на степень затяжки болтов на фланце втулки и гайки на носке вала, а также на отсутствие вспучивания оковки на конце лопасти (см. ниже).

Перед установкой нового винта требуется выверить: а) Нет ли биения лопастей (плоскость вращения винта должна быть перпендикулярна оси вала); при правильном креплении винта обе лопасти должны проходить через одну и ту же точку, с отклонением не более 2 мм, а для некоторых винтов — не более 0,5 мм.



Рис. 138. Трещины винта на конце лопасти.

Для устранения биения лопастей можно применять латунные прокладки, которые вырезаются под 3 болта и ставятся с обеих сторон фланца втулки, при этом все болты втулки должны быть затянуты равномерно. б) Нет ли разницы в длине лопастей. При разнице не свыше 3 мм рекомендуется тендер, крепящий кок, поставить под короткую лопасть. в) Нет ли разницы в весе лопастей. При отсутствии эквilibратора балансировку можно произвести непосредственно на самолете следующим образом: снять кок, и если он крепится к диску тросом, то закрепить последний на место; затем взять шайбу весом в 60—70 г и поставить ее сперва под болт на втулке винта против тендера, а затем перемещать по болтам втулки, наблюдая, насколько уменьшается от этого тряска самолета во время пробной работы мотора; такими же шайбами винт может уравниваться при проверке на эквilibраторе¹. Отход лопасти на 2 мм от плоскости симметрии, увеличение длины лопастей на 3 мм, неточная центровка дыр и неуравновешенность всей группы на

¹ Если после устранения дефектов винта, обнаруженных балансировкой, тряска самолета все же не уменьшится, то надо выверить, не является ли это следствием разнореза, получающегося от обтекателя винта и храповика для автостартера; наконец, причина может заключаться в неравномерности изгиба лопасти вследствие производственных упущений или деформации.

В исключительных случаях и под руководством инженера устранение влияния неравномерного изгиба лопастей винта можно вести подбором разных толщин подкладок и их постановкой под фланцы втулки (с обеих сторон), т. е. путем создания неправильной установки винта для компенсации его динамической неуравновешенности.

50 г, расположенных на радиусе болтов, могут вызвать вибрацию в размерах, способных вызвать трещины и даже разрушить подмоторную раму или прочие части самолета (плоскости, хвостовое оперение, элероны и т. д.), воспринимающие вибрацию. В первую очередь надо ожидать трещин самого винта и подмоторной рамы, а затем обрыва трубопроводов с опасностью пожара.

Тряска винтомоторной группы самолета не всегда объясняется дефектом винта, так как причина может заключаться в самом винте, втулке винта, свойствах моторов данного типа—явлениях детонации горючего, явлениях резонанса колебаний системы самолета.

Тряска винтомоторной группы, происходящая от самих винтов, зависит от правильности установки винтов, их состояния и от их производственного выполнения. Тряска, происходящая по вине устанавливаемого на самолете мотора, зависит от правильности его регулировки и уравнивания его движущихся частей, от состояния вкладышей и подшипников, от правильности расположения самих подшипников колеччатого вала и от правильного питания мотора горючим.

В 1928 г. инж.-мех. Б. Парчин произвел тщательный просмотр винтов, находившихся на эксплуатации в одном из крупных соединений ВВС, и получил следующие интересные данные: а) при вскрытии оковки лопастей у некоторых винтов дерево оказалось с синевой, характерной для процесса загнивания, что можно было объяснить недостаточной консервацией дерева, так как не было обнаружено никаких признаков покрытия олифой; б) вес винтов одного и того же типа имеет отклонение от $-6,32\%$ до $+6,93\%$; в) большинство винтов не имело правильно центрованной ступицы; г) из 27 винтов, проверенных на эквilibраторе, только один оказался статически уравновешенным¹, а у остальных отклонения колебались: в меньшую сторону от 0,37 до 7,67 г и в большую—от 0,4 до 19,28 г, причем вне допустимых норм оказалось 8 винтов. Результаты остальной части работы, проведенной инж. Парчиным в отношении проверки правильности работы моторов, дали основание сделать вывод, что в эксплуатации винтов в равной степени нельзя отступать как от технических условий на поставку винтов, так и от установленных правил ухода и сбережения винтов.

Правильность установки винта и отсутствие деформации лопастей проверяется путем вращения винта и замера, на каком расстоянии обе лопасти проходят мимо контрольной точки.

Для более совершенной проверки применяется следующий способ. Самолет ставится в линию полета и сзади винта устанавливается столик (рис. 139), на котором прикрепляется лист бумаги для отметок положения лопастей. Существенной принадлежностью является специальная линейка Г-образной формы (рис. 140), которая прикладывается стороной *DE* (рис. 141) к рабочей поверхности лопасти. На другой стороне линейки прочерчивается линия *AB* и отмечается точка *A*, фиксирующая действительное положение первой лопасти.

¹ При дальнейшей проверке этого винта в отношении геометрического подобия лопастей оказалось, что на радиусе 0,853 м шаг одной лопасти равен 203,1, а у другой — 202,4.

Затем отводят лопасть в сторону и, не сдвигая столика, визируют линию, проходящую через точку A , на какую-либо отдельную деталь самолета, расположенную в плоскости вертикальной симметрии самолета. Эту линию AB прочерчивают на столе.

Подведя вторую лопасть, линейку прикладывают вышеуказанным способом, но ее вместе с лопастью перемещают до тех пор, пока вершина противоположного угла линейки не попадет на прямую, параллельную оси двигателя (в данном случае на линию AB), после чего прочерчивают линию A_1B_1 .

В данном примере, приведенном на рис. 141, линии AB и A_1B_1 не совпали, что указывает, что винт сбит на расстояние между точками A и A_1 . Если бы точки A и A_1 совпали, но оказалось бы расхождение в направлениях линий AB и A_1B_1 , то величина угла расхождения определит, насколько неправильно поставлен новый или покоребился старый винт.

Уход за винтами деревянной конструкции имеет целью сохранить неизменным качество винта в процессе эксплуатации и обеспечить нормальную работу в результате правильного и надежного крепления винта к втулке мотора.

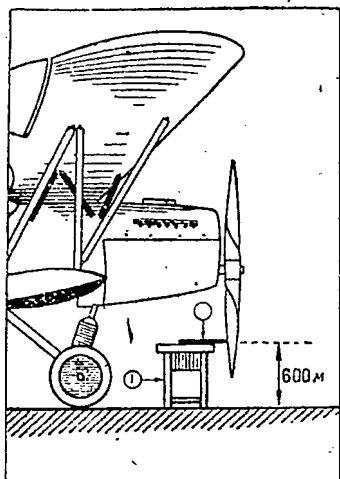


Рис. 139. Проверка установки винта.

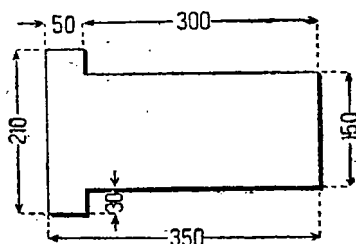


Рис. 140.

Для исключения возможности коробления дерева от атмосферных влияний винты изготовляются из тонких досок толщиной около 30 мм, а для предохранения склеенных слоев от сырости винт снаружи шпаклюется и окрашивается (лакируется) масляной краской (лаком). С той же целью рабочую часть лопастей часто оклеивают полотном.

Из сказанного ясно, что при уходе за винтом основная задача заключается в сохранении в полной исправности консервирующего слоя краски (лака) и полотняной склейки. С этой целью надо систематически удалять с винта пыль, грязь и масляные пятна, оберегать винт от вредного влияния солнечных лучей или выпаривания на солнце в намокиших чехлах после дождя и периодически освежать окраску (лакировку)¹. Грязь и

¹ Согласно английской инструкции, после каждого полетного дня лопасти винта должны очищаться от грязи и пыли, после чего полироваться шеллаком и маслом. С последней целью составляется смесь: 6 частей шеллака и 1 часть льняного масла, которая втирается в лопасти кусочком мягкой тряпки до глянцевого блеска.

масляные пятна лучше всего смывать чистыми мягкими губками, намоченными в теплой воде и хорошо выжатыми. Отдельные места можно предварительно намылывать ядровым мылом. Применение зеленого или сильно щелочного мыла, а тем более «чистоля», воспрещается. После смывки винт надо протереть насухо чистыми мягкими тряпками. Как крайняя мера, особо затвердевшие масляные пятна можно удалять в том же порядке, но с помощью первосортного керосина. Периодически, не реже как через 150 час. работы винта, рекомендуется освежить или возобновить окраску (лакировку) винта заново. С этой целью старый слой снимается наждачной бумагой, после чего винт хорошо полируется порошком пемзы с содой, затем протирается насухо и окрашивается (лакируется). Для освежения лакировки достаточно отшлифовать поверхность и покрыть 1—2 раза лаком № 17 или № 22. Лак наносится плотной щетинной кистью, уже бывшей продолжительное время в ра-

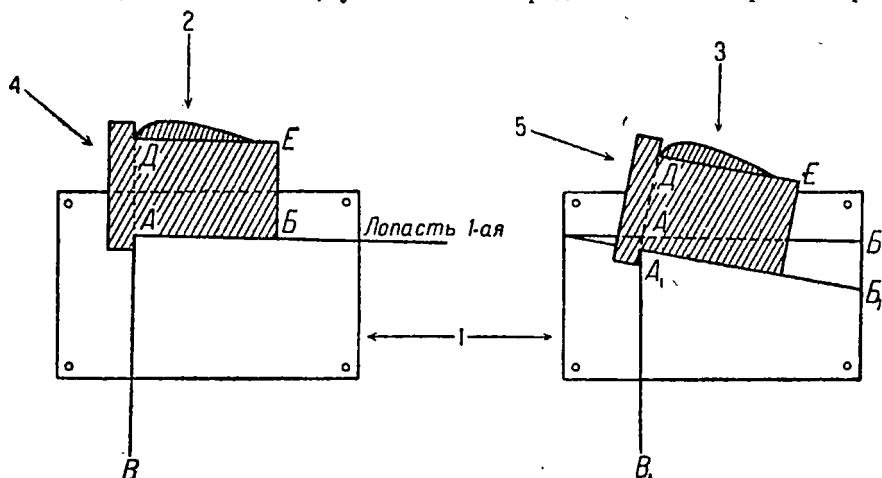


Рис. 141.

боте (лучше из черной щетины). Оковка покрывается тем же лаком. Во избежание вспучивания оковки ни в коем случае не должны быть закрыты отверстия в оковке винта на задней кромке (для выхода попадающего под оковку воздуха при работе винта). Местное вспучивание оковки следует немедленно устранить, осадив латунь ударами деревянного молотка с обязательной поддержкой винта с другой стороны (деревянной болванкой). При обнаружении на винте трещин, отставания (морщин) полотняной оклейки, выпадения заклепок, обозначения фуг в слоях, пробоя лопастей и т. д. винт подлежит обязательной замене для детального просмотра характера повреждения в мастерских, со снятием в случае надобности оковки и оклейки. Винт подлежит окончательному снятию с эксплуатации (ремонт воспрещается) при обнаружении следующих повреждений: а) обозначение фуг более чем трех слоев на винт, нарушение геометрической симметрии лопастей винта свыше 1,3 мм на 200 мм длины лопастей; б) наличие трещин во втулочной дыре после рассверловки свыше 6 мм от нормального диаметра.

Необходимость замены оковки в третий раз, наличие трещин и отколов, наличие деформации и коробления лопастей и наличие прострелов на расстоянии менее 20 мм от края лопасти также служат причиной окончательного снятия винта с эксплуатации.

К числу наиболее характерных ремонтных операций деревянного винта относятся:

1. Смена оковки и оклейки винта. Для оковки винтов необходимо иметь следующий инструмент: медницкие молотки трех сортов, ассортимент подпилков, круглогубцы, дрель и паяльник. Кроме того необходимо специальное приспособление—«стойно» для выделки составных латунных ободков, которое представляет собой кусок квадратной стали сечением 5×5 см, длиной в 25 см, заканчивающийся с одной стороны шаблонным срезом—по размеру конечных закруглений винта, а с другой стороны—острием.

Процесс работы по оковке винтов протекает в следующем виде: стойно своим острием вбивается в деревянную тумбу или вставляется в тиски. Пользуясь стойно, изготавлиется набор латунных шаблонов, состоящий для каждого винта из трех частей: 1-й и 2-й—для лопасти и 3-й—для ребра винта. В первую очередь на винт натягивается 1-й шаблон, охватывающий нижний овал лопасти винта, прикрепляемый на время дальнейшей работы 2—3 временными шурупами, ввинчиваемыми с тем расчетом, чтобы полученные отверстия были использованы заклепками. Затем натягивается 2-й—смежный шаблон, также прикрепляемый 2—3 временными шурупами, причем для связи обоих шаблонов заблаговременно в стык, между 1 и 2 шаблонами вставляется тонкая латунная пластинка шириною около 25 мм. Далее натягивается 3-й шаблон, также прикрепляемый временными шурупами (причем в стык со 2 шаблоном вставляется связующая пластинка). Размечаются на расстояниях по 30 мм точки заклепок, просверливаются для них 2,5-мм отверстия и производится склейка и опайка головок заклепок¹. Оковка расчищается пробкой с наждаком, насаженной на дрель. Затем производится лакировка винта.

Оклейка винтов производится следующим способом: сдирается полотно (в сухом состоянии) и лопасть винта очищается от остатков клея, что производится вручную железкой от цинубеля. Оклейка производится поперек винта двумя кусками полотна на казенном или мездровом клею. Первым куском охватывается овальная сторона лопасти, причем полотно должно заходить на 20—25 мм через ребро винта на противоположную сторону лопасти. После того как наклеенный первый кусок полотна хорошо просохнет (часа через четыре), лишние края полотна обрезаются. Второй кусок полотна наклеивается, начиная с середины плоской стороны лопасти винта, и так, чтобы обоими обрезам полотна была захвачена на 20—25 мм с каждого края овальная сторона лопасти винта. Края полотна, захватившие овальную сторону винта, надо обрезать с особой осторожностью, чтобы не повредить

¹ Согласно английскому методу, операция оковки лопастей производится несколько в ином порядке: а) вместо заклепок применяются медные шурупы, головки которых одаиваются серебром, б) стык производится внахлестку.

нижнего слоя, т. е. первого куска полотна. В процессе приклейки полотна столярным (мездровым) клеем рекомендуется полотно слегка смачивать жидким клеем. Полотно натягивается вручную при помощи притирочного молотка, нагреваемого в кипяченой воде. После того, как будет закончена обтяжка и оклейка лопастей полотном, винт передается в малярный цех, где полотно грунтуется масляной краской серого или белого цвета; затем, не менее как через 8 час., производится 2 раза, с перерывами через 8 час., шпаклевка (шпаклей и кожей). Шпаклевка готовится густая: из масла, клея и лака, прибавляя последнего более обыкновенного. Когда шпаклевка хорошо просохнет (не меньше, как через 8 час.), ее зачищают куском натуральной пемзы. Окраска производится масляной краской (охра с беллами) за 2 раза с перерывами не меньше 8 час.

В заключение лопасти, обтянутые полотном, трижды покрываются масляным лаком (копаловым № 22) с перерывами между 1 и 2 покрытием не менее 12 час. и между 2 и 3—не менее 8 час. После 1 и 2 лакового покрытия лопасти зачищаются порошком пемзы, набранной на мокрую суконку с тем, чтобы получилась совершенно гладкая, но обязательно матовая поверхность ¹.

2. Заделка пулевых пробоев производится в том случае, если они не сопряжены с расщеплением и трещинами винта, если число их не превышает больше трех на каждую лопасть и если они находятся на расстоянии не менее 20 мм от кромки лопасти. Наиболее целесообразный способ ремонта заключается в рассверловке отверстия и в заделке (в пломбировании) его сосновыми опилками на клею с последующей оклейкой мест пробоя полотном. По инструкции Фоккера допускается заделка алюминиевыми пробками с расчеканкой с обеих сторон. Часто практикуется заделка деревянными пробками, вставляемыми на клею после того, как пробойна будет высверлена; затем место заделки закрашивается и лакируется масляным лаком.

3. Проверка весовой симметрии лопастей производится при посредстве балансирного станка (эквивалатора) (рис. 142), пользование которым просто: винт крепится к оси станка, продетой в ложной втулке, и устанавливается вертикально на призматических или дисковых стальных опорах—более тяжелая лопасть начнет опускаться в одну из сторон. Снятие стружки (при ремонте винта) для уравновешивания лопастей разрешается лишь с нерабочей стороны лопасти и толщиной не более 1,5 мм. Мелкий развес устраняется лишними мазками краски (лака) на более легкую лопасть.

Обтекатели втулки винта применяются для уменьшения лобового сопротивления и устанавливаются, главным образом, на звездообразных моторах. При эксплуатации винтов с обтекателем надо иметь систематический надзор: а) за исправностью обтекателя (не допускаются крупные заплатки без балансировки, ослабление заклепок и трещины, могущие вызвать разрыв обтекателя в полете (рис. 143)),—за исправно-

¹ Согласно английскому методу, полотно предварительно вываривается с маслом в горячей воде в течение нескольких часов, после чего прополаскивается. Лопасти покрываются клеем и полотно тщательно по нему разглаживается. После сушки не менее 16 час. лопасти окрашиваются 4 раза и затем дважды лакируются.

стью диска и за прочностью крепления его к винту. Болты должны быть сильно затянуты, чтобы предотвратить всякую возможность смещения диска, в особенности, если последний деревянной конструкции, так как в практике уже был случай воспламенения фанерного диска

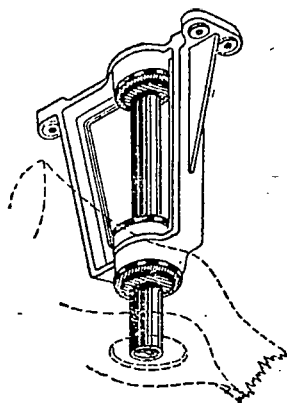


Рис. 142. Схема эквибратора для выверки весовой симметрии пропеллеров.

Обтекатели винта изготавливаются с индивидуальной пригонкой на каждый винт, почему замена обтекателя относится к ремонтной операции, главное назначение которой так подогнать обтекатель, чтобы в полете ступица винта была ограждена от возможности повреждения кромкой обтекателя при естественной вибрации его. При этом надо учесть, что повреждения ступиц винта особенно распространены на тех конструкциях обтекателей, которые не предусматривают крепления в головной части, так как от переменного лобового сопротивления незакрепленный обтекатель своей кромкой в местах выема вокруг ступиц режет винт. В целях предупреждения этого кромку следует отбортовывать.

Особенности металлических винтов. Уже в 1918 г. кованые металлические винты закончили первый этап своего развития, который выдвинул три основных типа: трубчатый, составной и плоский. Металлические винты по сравнению с деревянными допускают большую перегрузку и не боятся атмосферных влияний, почему срок службы их значительно удлиняется. Существенным минусом их является большой вес: в 1,5—2 раза тяжелее деревянных.

Составной винт с отъемными лопастями оказался наиболее удовлетворяющим своему назначению и получил широкое применение. Ло-

(рис. 144); б) за исправностью крепления обтекателя к диску. При этом, учитывая сказанное в отношении балансировки винта, надо проверить: на своем ли месте находится тендер стяжного троса и правильно ли он законтрен.



Рис. 143. Наиболее часто встречающийся характер повреждения обтекателя.



Рис. 144. Обуглившаяся ступица винта и фанерный диск, вследствие плохой затяжки болтов. Кроме того диск не был подклеен.

пастей этого винта преимущественно изготовляются из алюминиевого сплава¹, а втулка—из хромованадиевой стали.

В целях снижения веса винтов сейчас имеется тенденция к использованию магниевых сплавов². Винт из магниевого сплава для 225-сильного мотора вместе со втулкой весит 23,6 кг. Так как магниевые сплавы восприимчивы к поражению коррозией от брызг морской воды, то предварительно до лакировки лопастей винта их погружают на 10 мин. в нейтральный раствор фосфорнокислого магния при температуре 82° Ц.

Алюминиевые и магниевые лопасти винта подвержены механическому повреждению от брызг при взлете самолета, так как на концах лопастей—по ребру атаки—выбиваются ямки, создающие шероховатость, а затем и коррозионные раковины.

Для винтов с большим диаметром (более 4,5 м) приходится утяжелять лопасти у втулки, что побудило перейти к использованию сплошных винтов, изготовленных из хромованадиевой или хромомолибденовой стали с полыми лопастями. Отсутствие вибраций является основным преимуществом этих винтов по сравнению с алюминиевыми, кроме того у них не замечается остаточных деформации.

На заводе Рид-Капрони металлические винты изготовляются из полос литого дуралюмина толщиной от 15 до 30 мм. После термической обработки ленточной пилой выпиливается соответствующая заготовка, из которой на станке вытачивается требуемый профиль лопастей, а на крутильном станке, начиная от центра, устанавливается шаг винта. Затем производится повторная термическая обработка, винт выверяется и приделывается втулка, состоящая из двух деревянных или дюралевых дисков. Винт получается тяжелее деревянного на 20%, но коэффициент полезного действия на 5—12% выше (благодаря тонким лопастям непосредственно у втулки, что улучшает и обдув радиатора).

С введением полых стальных винтов выдвинута проблема рассеивания выхлопа мотора в окружающем воздухе путем собирания газа в коллекторное кольцо для ввода в лопасти винта и вывода через отверстия вдоль задней кромки лопастей.

О винтах с регулируемым шагом пока можно базироваться лишь на опытных данных. Сущность этих винтов заключается в том, что летчику представляется возможность изменять шаг винта в полете для получения требуемой работы винта. Последнее становится насущно необходимым для моторов с наддувом. Управление винтом пока применяется ручное или автоматическое, основанное на изменениях силы тяги, развиваемой винтом при изменениях скорости самолета³. Наряду с регу-

¹ Химический состав его: 94% алюминия, 4% меди и 1% прочих примесей. Механические свойства: разрывающее усилие 39 кг/мм².

² Химический состав: 95,6% магния, 4% алюминия и 0,4% марганца. Предельная прочность в кованом виде 28 кг/мм² при удлинении до 20%.

³ Фирмой Кертисс сконструирован винт с регулируемым шагом, который регулируется с помощью электрической передачи. Чтобы электромотор мог преодолеть центробежные и осевые нагрузки, применяются редукционные системы шестерен, имеющих соотношение 48 000:1, что дает летчику возможность менять углы лопастей даже на незначительные размеры.

Для изменения угла на 1° требуется 2—3 сек. времени. Ценность применения электричества главным образом заключается в независимости управления от мотора.

лировкой шага винта в целях достижения наибольшей эффективности в тяге винта имеются попытки разрешить вопрос о приспособлении для вращения винта в обратную сторону (облегчение посадки).

Повидимому, эта ступень усовершенствования воздушного винта—возможность регулировки шага—будет наиболее сложной, так как тут важны нагрузки на подшипники втулочного конца лопасти, где происходит вращение. Достаточно указать, что общая центробежная нагрузка в этом месте для металлического винта при моторе всего в 200 сил, с диаметром 1,8 м при 2000 об/мин превышает 18 000 кг, а у многих винтов она достигает до 50 т.

Основные эксплуатационные дефекты металлических винтов заключаются в сложности подгонки лопастей при замене—в смысле сохранения уравновешенности и в трудности соединения лопастей с втулкой, где требуется чрезвычайная аккуратность, так как даже очень мелкие заусеницы или песчинки уже осложняют операцию крепления. Правильно закрепленная лопасть держится надежно и не было ни одного случая срыва. Легкие сплавы значительно хуже выдерживают переменные нагрузки, нежели сталь, почему на устранение вибраций этих винтов должно быть обращено исключительное внимание.

У металлических винтов вибрацию могут вызвать те же причины, что и у деревянных винтов, и дополнительно возможность установки лопастей не под одинаковым углом. Из числа опубликованных отчетов по заграничным авариям самолетов усматривается, что не исключена возможность поломок лопастей, что случается преимущественно у самой втулки, где лопасть имеет сплошное круглое сечение. Излом втулки также встречается и обычно начинается с небольших трещин в металле вблизи вала—под гнездами лопастей. Исходное место появления первоначальных трещин, как правило, начинается у отверстий, высверленных во втулках для облегчения веса. Если трещина своевременно не будет замечена, то она может углубиться и, как только достигнет той части втулки, которая удерживает лопасть, поломка втулки неизбежна.

На правильность крепления металлического винта следует обращать исключительное внимание, так как в САСШ был случай приостановки эксплуатации целой серии самолетов для замены зажимных колец для разрезных втулок, оказавшихся недостаточно упругими.

При эксплуатации металлических винтов надо постоянно учитывать возможность усталости металла, почему после 100-часового полета винты подлежат в обязательном порядке контрольному осмотру. С этой целью смывается консервирующая окраска (лакировка) и лопасти програвливаются каустической содой с последующей очисткой азотной кислотой, а осмотр ведется с помощью увеличительного стекла на предмет обнаружения трещин металла.

В заключение надо отметить, что металлические винты нуждаются в уходе для сбережения алюминиевых деталей от коррозии и стальных от ржавления. Лучшим способом будет частая лакировка алюминиевых и перекраска остальных.

С особой осторожностью надо относиться к неожиданному увеличению мотором числа оборотов через некоторый срок эксплуатации, так

как это увеличение иногда может получиться в результате деформации лопастей металлического винта.

У нас имеются в эксплуатации различные металлические винты, в том числе и винты Юнкерса, о которых сама фирма сообщает следующие



Рис. 145. Выпрямление металлического винта: а) после аварии, б) выпрямленный винт.

интересные данные, основанные на эксплуатационной практике этих винтов на различных воздушных линиях¹. Винты отличаются особой прочностью, но нуждаются в особом уходе; в первые дни после каждого полета приходится винт подтягивать, в дальнейшем по мере усадки винта эта надобность постепенно исчезает. В некоторых случаях во из-



Рис. 146. Винт со съемными лопастями в разобранном виде.



Рис. 147. Установочные метки на лопасти винта.

бежание отблесков от солнца лопасти приходится окрашивать в черный цвет.

Прочность винта иллюстрируется рис. 145, на котором показаны лопасти винтов в состоянии повреждения их во время работы и после

¹ «Junkers-metallpropeller» — издание фирмы.

капитального ремонта. Ремонт при незначительных изгибах лопастей и в экстренных случаях, повидимому, допустим в холодном состоянии; однако не исключается надобность в лабораторном исследовании места изгиба после прибытия самолета к месту назначения. Сначала делается рентгеновский снимок, а затем после травления мест выгиба производится исследование с помощью увеличительного стекла (25-кратного увеличения). В заключение производится поверка шага лопастей.

На рис. 146 показан металлический винт R-19 со съёмными лопастями в разобранном состоянии и инструмент, требуемый для сборки, а на рис. 147 показаны деления, облегчающие регулировку лопастей.

5. Эксплуатация самолетных лыж

Краткие сведения о конструкции лыж, состоящих на эксплуатации¹. Существующее до сего времени множество конструкций и типов лыж устранено установлением четырех главнейших конструкций: 1) лыжи смешанной конструкции; 2) лыжи ЦАГИ из кольчугалиуминия; 3) лыжи Юнкера—металлические из дуралюмина; 4) лыжи Лобанова—деревянные.

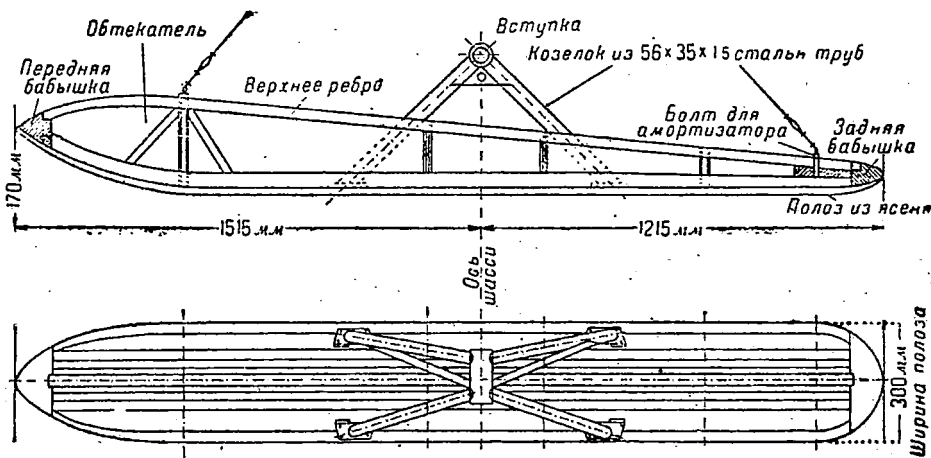


Рис. 148. Лыжа смешанной конструкции.

1. Лыжи смешанной конструкции (рис. 148 и 149) представляют следующие особенности.

Полоз лыжи ясеневый, склеенный вдоль из 3—5 планок, наклеенных на фанеру 3—4 мм. Для придания большей жесткости лыжке на полозе установлена продольная ферма трапециевидального сечения, состоящая из продольных ребер, связанных фанерой. Для придания лыжке обтекаемой формы имеются продольные лонжероны, укрепленные на поперечных фанерных рамках, обтянутые поверх фанерой и полотном.

Козелок лыжи—стальной трубчатый, состоит из втулки, надеваемой

¹ См. «Основные данные о лыжах НКТ — УВВС РККА», Авиаиздательство, 1927 г.

на ось вместо колеса. К втулке приварены четыре основных стойки из эллиптических стальных труб. Каждая стойка имеет внизу башмаки для крепления к полу при помощи болтов.

Балансировка лыжи осуществляется расчалками из амортизационного шнура, прикрепляемыми одним концом к лыже, а другим—к ушку самолета.

Для предохранения лыжи от опрокидывания в случае отрыва амортизатора устанавливаются предохранительные проволоки. Амортизатор и расчалка крепятся к самостоятельным ушкам.

2. Лыжи конструкции ЦАГИ (фиг. 150) по форме и внешнему виду напоминают лыжи смешанной конструкции. Лыжи эти изготавливаются

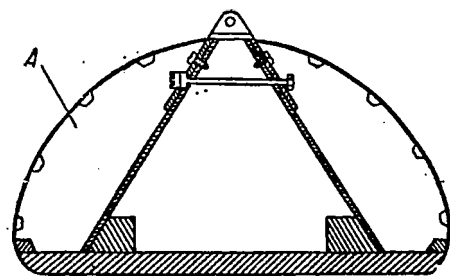


Рис. 149.

Поперечный разрез лыжи.

Во внутренней полости лыжи, подобно лыжам предыдущего типа, расположен ряд поперечных рамок в числе 10—12 шт., установленных по длине лыжи, примерно, на равных расстояниях. Эти рамки вырезаны из листов 1—1,5 мм толщиной в точности по очертанию поперечных разрезов в месте их установки. Для прочности рамки усилены несколькими

перекрещивающимися профилями, приклепанными к рамке; вся рамка связана с телом лыжи с помощью уголка, одновременно приклепанным по периметру и по внутренней поверхности лыжи в поперечном сечении. Такая трубообразная форма лыжи вместе с подкрепляющими рамками создает систему, обладающую большой прочностью.

Ушки, с помощью которых лыжи прикрепляются к козелку, изготавливаются из листа дуралюмина толщиной 3—3,5 мм в виде треугольника, который сильно расширяется внизу и опирается основанием на подошву, а в верхней своей части имеет отверстие для болта кронштейна; ушко приклепано рядом заклепок с внутренней стороны лыжи и через прорез в верхней части стенки выходит наружу. Кроме того, каждая пара ушков в поперечном сечении лыжи связана для прочности специальной рамкой таким образом, что каждая заклепка ушка одновременно соединяет стенку лыжи, ушко и подкрепительную рамку. Верхняя

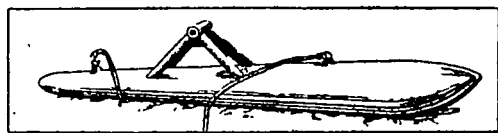


Рис. 150. Лыжа конструкции ЦАГИ.

часть ушка усилена с внутренней стороны стальной пластиной, приклепанной одной стороной к ушку, а другой—к стенке лыжи.

Козелок, подобно козелку лыж смешанной конструкции, состоит из втулки, надеваемой на ось, с приваренными к ней четырьмя основными стойками из эллиптических стальных труб. Каждая стойка имеет внизу отверстие для болта, связывающего ее с ушком тела лыжи. Каждая пара стоек скреплена раскосами.

Для присоединения амортизатора и предохранительной проволоки на теле лыжи имеются ушки—в верхней и задней части лыжи.

3. Лыжи конструкции Юнкерса (рис. 151)—металлические, дуралюминовые без внешней расчалки, от предыдущих конструкций отличаются меньшей длиной и большей шириной и высотой, калошеобразной формы с гофрированным обтекателем, покрывающим весь механизм регулировки и козелок лыжи. Обращает на себя внимание большой мидель хорошо обтекаемой лыжи, большой носовой подъем, дающий выгоды при скольжении по неровному снегу. Носовой вынос

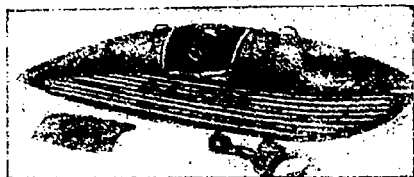


Рис. 151. Лыжа из дуралюмина конструкции Юнкерса.



Рис. 152. Деревянная лыжа конструкции Лобанова.

короче хвостового. Лыжи целиком дуралюминовые: из труб с толщиной стенки 1 мм склепывается рамочный каркас, обшитый сверху и с боков гофрированным листовым дуралюмином толщиной 0,3 мм. На двух поперечных рамках каркаса наклепывается подшипник на трубчатых перекладинах для шасси, не выходящий из обтекателя лыжи. Закрепляется лыжа на конце оси колпачком, к которому наварен рычаг, направляющийся внутрь лыжи и задерживающийся там резиновыми амортизаторами. Круговой ход на оси лыж небольшой, но достаточный для всевозможных эволюций самолета по снегу, без выхода из пределов действия амортизаторов.

4. Лыжи конструкции Лобанова—деревянные (рис. 152).

Основное отличие их от лыж прочих типов заключается в том, что лыжа Лобанова имеет стабилизатор, заменяющий амортизационные расчалки и позволяющий лыже автоматически устанавливаться в полете¹.

Второе отличие—козелок сплошной деревянный, достаточно прочный. Полос ясеневый, склеенный в продольном направлении, с овалом в поперечном направлении, выраженном более резко, чем в других конструкциях. В плане проекция полоза прямоугольна. На полоз наклеены бортовые ребра.

¹ В эксплуатации надо всемерно оберегать стабилизатор от повреждения, так как с изменением формы дужки он утрачивает свое назначение.

Жесткость конструкции в продольном и поперечном направлениях обеспечивается продольным коробчатым лонжероном и поперечными липовыми ребрами, связанными с продольным лонжероном. Для создания обтекаемой формы установлены продольные лонжероны на фанерных рамках, обтянутые фанерой или полотном. Технические требования на лыжи предусматривают:

1. Для бомбовозов и больших пассажирских самолетов, обладающих разбегом значительной длины и сравнительно небольшим пробегом, — удельное давление не выше 900—950 кг/м².

2. Для самолетов-разведчиков, занимающих среднее место между истребителями и бомбовозами, удельная нагрузка принята не более 950—1000 кг/м².

3. Для учебных и тренировочных самолетов удельное давление принято в пределах 900—950 кг/м² ввиду сравнительно малой мощности моторов, устанавливаемых на этих самолетах, больших нагрузок на лошадиную силу и малых нагрузок на крылья, благодаря которым получают большие разбеги и малые пробеги самолета.

Длина лыжи сообразуется с расстоянием оси шасси самолета от плоскости вращения пропеллера таким образом, чтобы передний конец лыжи не доходил до плоскости вращения винта. В исключительных случаях, когда этого избежать невозможно (двухмоторные и трехмоторные самолеты), выход носа лыжи за плоскость вращения пропеллера может быть допущен, но в этих случаях должно быть обращено особое внимание на надежность крепления предохранительной проволоки у заднего амортизатора лыжи во избежание удара лыжи о пропеллер в случае обрыва амортизатора. Отношение ширины лыжи к ее длине практикой выработалось в $1/5$ — $1/7$. Высота оси втулки козелка должна быть равной радиусу колеса. При высоких установках шасси допускается несоблюдение этого требования при условии обязательного соблюдения правила, чтобы расстояние конца лопасти винта в горизонтальном положении самолета было не менее 250—300 мм от поверхности снега с учетом некоторой осадки снега под лыжами. Длина втулки козелка должна быть не более длины втулки колеса. Диаметр ее должен быть равен диаметру оси. Вес пары лыж обычно составляет $2\frac{1}{2}$ —3% веса самолета и лыжа приблизительно в 2 раза тяжелее колеса.

Расчет прочности лыж до сих пор не стандартизирован. По отчетным работам ЦАГИ¹, приведенным инж. А. А. Горяиновым, нормы прочности предусматривают, что случаи нагружения лыж и перегрузки должны быть согласованы со случаями нагружения и с перегрузками, установленными для шасси, а именно: а) случай E_n —посадка на три точки²; козелок лыжи испытывается на сжатие силой $P = n \Delta G$, где n —перегрузка случая E_w ; б) случай F_n —посадка со сносом³; в) слу-

¹ См. журнал «Техника воздушного флота», № 5, 1931 г.

² Разрушающая нагрузка на одну лыжу должна быть не меньше $P = n \Delta G$ где: n —перегрузка, равная половине перегрузки случая E_w ; ΔG —доля веса самолета, приходящаяся на лыжу в случае E_w .

³ Разрушающая нагрузка на одну лыжу должна быть не меньше $P = n \Delta G$, где n —перегрузка случая F_w .

чай Q_1 — удар в носок лыжи¹; ² г) случай M_1 — скручивание козелка и д) случай N_1 — местная нагрузка², когда лыжа положена на две опоры и подвергается нагрузке, приложенной к втулке оси, что является наиболее тяжелым случаем работы полоза.

В итоге запас прочности лыжи принимается для носовой части — 3,5, для хвостовой — 2,0 и средней — 2,5. Изгибающее напряжение козелка должно быть не более 300 кг/см^2 .

У нас большинство лыж до сих пор изготавливается из дерева — ясеня, с временным сопротивлением вдоль волокон на сжатие не менее 600 кг , но козелок для самолетов весом более 1000 кг изготавливается из стальных цельнотянутых труб с временным сопротивлением на разрыв не ниже 40 кг/мм^2 при удлинении не менее 8%. Для второстепенных деталей применяется сосна.

Условия работы лыж на самолетах. Лыжи рассчитываются на наилучшие условия их работы; эти условия в свою очередь зависят от состояния снега, которое в сильной степени влияет на разбег и пробег самолета на лыжах по снежному покрову и маневрирование по нему. Снег бывает: а) рыхлым (свежим, только что выпавшим); б) талым (во время оттепели); в) свежим, слегка затверделым; г) с затверделой коркой; д) наст (твердая корка).

Кроме состояния снега на движение лыж влияет: а) глубина снега (толщина слоя), б) сжимаемость его, в) степень прилипания (наибольшее прилипание наблюдается при талом снеге и температуре $+1,5^\circ \text{C}$), г) коэффициент трения лыж по снегу, д) удельное давление на снег.

Все эти факторы находятся во взаимной между собой зависимости, которая в общих чертах выражается в следующем.

Наиболее серьезное значение имеет удельное давление, непосредственное влияние которого сказывается прежде всего на глубине проникновения (продавливания) лыж в снег. Допустимой величиной для этого удельного давления надо считать такую, при которой снег под полозом лыжи уплотняется, но не продавливается. Практикой, как указано выше, такая нагрузка установлена не выше 1000 кг/м^2 для условий работы при движении по талому снегу. При движении по насту работа лыж значительно облегчается.

Установлено также, что уменьшение удельного давления при одном и том же состоянии снега влечет за собой уменьшение сопротивления движению, длины и времени разбега. К сожалению, уменьшение удельного давления увеличивает размеры лыж, что возможно лишь в ограниченных пределах по соображениям весовым и габаритным. Опыты показывают также, что снег при движении по нему лыж уплотняется слоями не пропорционально удельному давлению, а постепенно, причем, чем выше температура, тем это уплотнение больше; при низких же температурах снег становится рассыпчатым и почти не уплотняется.

Установлено, что чем менее теплопроводен материал полоза лыж и чем он шероховатее, тем прилипание больше, и, наоборот, при гладкой

¹ Разрушающая нагрузка на лыжу должна быть не меньше $P = n \cdot \Delta G$, где n — перегрузка случая G_{III} .

² Разрушающая нагрузка должна быть не меньше $P = 2,75 \Delta G$.

поверхности и теплопроводном материале прилипание меньше; таким образом при стальных, дуралюминовых и вообще металлических полозьях прилипание меньше, нежели при деревянных полозьях.

Влияние трения или сопротивления движению лыж по снегу характеризуется величиной коэффициента трения лыж по снегу, определяемого по формуле $T = MQ$, где: T обозначает тягу мотора в кг, Q — полный вес самолета в кг и M коэффициент трения.

Кроме этих величин величина коэффициента трения зависит от свойства снега (его температуры, структуры, толщины слоя, состояния снежной поверхности), конструкции и материала лыж и формы полоза лыж.

Опытные исследования установили следующие численные величины коэффициента трения полозьев лыж.

Лыжи с деревянным полозом $M = 0,08 - 0,09$ при движении на насту.

Лыжи с деревянным полозом $M = 0,15 - 0,2$ при движении по талому снегу.

Для лыж с металлическим полозом эти коэффициенты соответственно $0,06 - 0,15$.

При трогании с места коэффициент трения нередко достигает величины до 0,5 для металлических лыж и 0,58 для деревянных. Для лыжи с овальным полозом величина коэффициента трения вообще понижается. При движении лыж по земле — пахоте, величины коэффициента трения доходят:

Для лыж с дерев.	плоским полозом	до	0,35—0,45,				
>	>	>	>	овальным	>	>	0,3—0,35,
>	>	подбитых	алюминием	>	>	0,5—0,6.	

Прилипание лыж к снежному покрову не является недостатком только какого-либо одного типа лыж, а присуще всем лыжам и на всех самолетах в большей или меньшей степени — в зависимости от полетного веса самолетов, от удельной нагрузки на полоз лыжи, а также от конструкции и от качественного состояния полоза. Лыжи с овализированной формой полоза имеют преимущество.

Наиболее остро обстоит вопрос с первоначальным сдвигом самолета на лыжах с места стоянки. Если для легких самолетов достаточно раскачивание самолета в момент сдвига, то с многомоторными самолетами требуется проводить ряд мероприятий. Наиболее действительным средством является установка самолетов на домкратные приспособления, чтобы лыжи освобождались от нагрузки во время хранения. Кроме того большие самолеты нуждаются в специальной подготовке снежной поверхности для первоначального движения. С последней целью создают искусственный ледяной покров, укладывают соломенные маты или фанерные подкладки.

В отношении больших самолетов были произведены опыты обработки полоза разными способами, причем испытания показали следующие выводы:

а) пропитка полоза маслом, применяемая в целях ограждения лыжи от впитывания влаги, не улучшает скольжения;

б) смазка жировыми составами облегчает сдвиг с места и руление, но через 1—2 часа руления смазка стирается и требует возобновления;

в) покрытие листовым дюралем дает более заметные результаты,— после продолжительного стояния самолет сдвигался с места при 1300 оборотах мотора и рулил при 750—800 оборотах мотора с последующими сдвигами после кратковременной остановки при 1000—1100 оборотах мотора;

г) покрытие нитролаком наиболее выгодно. После ночной стоянки на снегу самолет легко сдвигается с места при 950—1000 оборотах мотора и рулит при 650—750 оборотах мотора с последующими сдвигами при 850—900 оборотах мотора. Нарушение целостности слоя лака наблюдается после 6-часового руления и главным образом у головок шурупов.

Останавливаясь на работе лыж, интересно привести оценку скольжения дюралевых лыж Юнкерса при эксплуатации самолетов Ю-21: лыжи хорошо скользят до температуры -18°C , но при морозах более сильных уже замечается примерзание лыжи к снежному покрову и для взлета требуется большой разбег по причине образования на полозе шершавой ледяной корки. Также не вполне удовлетворительно скольжение при температуре от -2 до -5°C .

Давая сравнительную оценку лыж деревянной и металлической конструкций, необходимо отметить следующие данные. В отношении металлических лыж: а) производство сложнее и обходится дороже, особенно для самолетов большого тоннажа, так как широкий полоз нельзя обеспечить набором листов без швов (стыков) и сложно придать ему, требуемую овальную форму. Кроме того приходится листовую обшивку делать из более толстого материала, что отрицательно сказывается на весе (нержавеющая сталь до сих пор не применялась). б) Металлические лыжи в конечном итоге долговечнее деревянных, но требуют более частых просмотров и промежуточных ремонтов, так как быстро ослабляются заклепки и получают вмятины обшивки.

В отношении деревянных лыж: а) при условии хорошей обработки полоза нитролаком (а легких—пропитками и мазями) коэффициент трения становится меньше, чем у лыж металлических; б) больше подвержены атмосферным воздействиям; впитывая влагу, утяжеляются и загнивают, а при неудовлетворительных условиях хранения летом усыхают и растрескиваются; в) конечный срок службы более короткий, но первый сезон, а после ремонта и второй, выдерживают хорошо.

Эксплуатационные указания. Лыжи надеваются своей втулкой на ось шасси самолета вместо снимаемых с нее колес и закрепляются чекой так же, как при надетом колесе, чтобы устранить возможность соскакивания с оси.

Для того чтобы в полете лыжа сохранила положение под определенным углом к линии полета, перед полетом лыжа должна устанавливаться с некоторым натяжением переднего амортизатора приблизительно под углом $5-6^{\circ}$ к горизонту.

Перед каждым полетом должно быть осмотрено крепление амортизаторов и предохранительных проволок как к лыжам, так и к самолету.

Особенно часто ломаются лыжи с установленными на них самолетами при небрежном обращении с ними в ангарах и на старте. В целях сохранения лыж передвижение самолетов в ангарах, особенно по асфальтовому и земляному полу, целесообразно производить либо на

тележках (рис. 153—154), либо на специальных колесах, а лыжи одевать по выводе самолета из ангара. Это особенно важно для больших тяжелых самолетов, так как обслуживание их в ангаре на лыжах становится очень затруднительным¹.

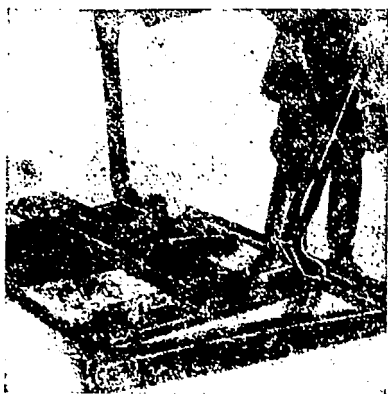


Рис. 153. Тележка т. Преда. Сверху лежит доска, служащая основанием для установки самолета. В свою очередь доска лежит на рычажных подъемниках (козелках).

В отношении передвижения лыж с полозом, подбитым алюминием или дуралюмином, необходимо следить, чтобы лыжи не передвигались по твердым предметам (гвозди, острые камни и пр.).

При вводе и выводе из ангара и при протаскивании самолета через порог ангара лыжи следует переводить осторожно, передвигая самолет боком и переводя лыжи порознь по одной и поддерживая их на весу. Перед выводом из ангара пол ангара должен быть обильно засыпан снегом. Несоблюдение этих условий вызывает поломку полоза, козелка или обшивки, нередко и амортизации, и часто ведет к нарушению регулировки самолета. Всякие небрежности в обращении с лыжами вызывают необходимость излишнего упрочнения

лыж при конструировании, ненужного для условий работы самолета, и в связи с этим удорожают производство лыж и увеличивают их вес.

Во время руления на аэродроме не следует производить развороты



Рис. 154. Тележка т. Преда для передвижения самолетов, установленных на лыжах в ангаре. Справа—олета лыжа, слева—колесо. Между ногами шасси подложена доска.

самолета на малом радиусе, ибо это может повести к скручиванию козелка. Также следует избегать прохода через глубокие и широкие

¹ В крайнем случае вывод самолетов из ангара должен производиться по снежной дорожке, специально устраиваемой на зиму, или по засыпанному снегом полу ангара.

рвы, льдины, земляные проталины и пр. Хвостовая лыжа при передвижении самолета должна поддерживаться по возможности на весу, ибо она вследствие большой нагрузки при опущенном хвосте глубоко погружается в снег и легко может сломаться сама или вместе с костьюлем.

Раскачивать самолет за крылья для облегчения трогания его с места не рекомендуется, ибо это ведет к нарушению регулировки некоторых типов самолетов. На некоторых аэродромах для облегчения сдвига самолета с места практикуется подрезание полоза тросом, но это не дает требуемого эффекта, так как на полозе все же остаются обледенелые промежутки, которые увеличивают нормальный коэффициент трения при дальнейшем разбеге самолета. Для облегчения сдвига больших самолетов иногда успешно применяется следующий способ: сзади каждой лыжи, перпендикулярно к продольной оси ее, укладываются круглые балки, а под задний носок лыжи подводятся рычаги с плоскими широкими основаниями, действуя которыми с помощью упора на уложенные

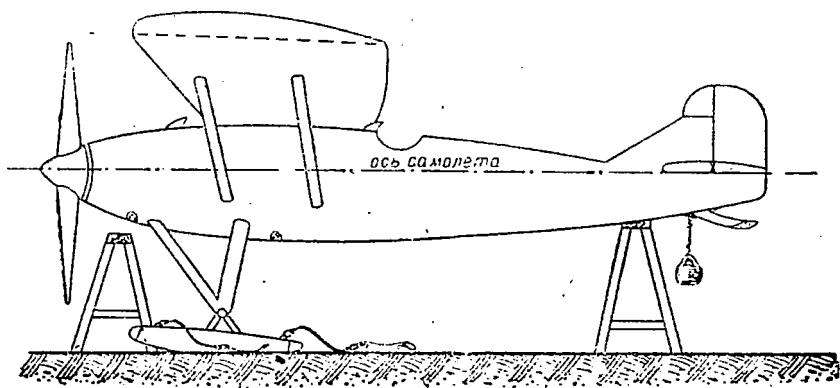


Рис. 155.

балки значительно облегчается сдвиг самолета с места, который на одних моторах бывает не под силу.

Установка и регулировка лыж. Установка и регулировка положения лыж на самолете производится так.

На ось шасси самолета вместо колес надевают лыжи, предварительно зачистив все заусенцы на оси, протирают и смазывают ее, промыв втулки и смазав подшипники. Затем самолет ставят в положение горизонтального полета, оперев хвост с подвешенным к нему грузом на подставку соответствующей высоты (рис. 155), после чего под переднюю часть моторной установки подводят вторую подставку, обычно меньшей высоты, и осторожно поднимают хвост самолета так, чтобы ось фюзеляжа по отношению к поверхности земли была под отрицательным углом $3-5^\circ$ (рис. 156). При таком положении самолета (т. е. под отрицательным углом оси его $3-5^\circ$) сначала прикрепляют задний амортизатор, длина которого устанавливается на месте, с тем чтобы он был вытянут с удлинением, примерно, 5%. Затем прикрепляется передний амортизатор с тем же натяжением.

Если лыжа имеет на переднем конце 2 шнура и на заднем 1, то передние два растягиваются на 2%, а задние на 10%.

Если лыжа имеет 3 передних шнура и 2 задних, передние растягивают на 1%, а задние на 6%. В случае 4 передних и 2 задних шнуров, первые натягиваются на 2%, а последние на 10% и в случае 5 передних шнуров и 2 задних, передние растягиваются на 2%, а задние—на 12%. Когда амортизаторы будут вполне правильно натянуты, присоединяются ограничители (проволока или трос—в зависимости от конструкции лыж).

Длина ограничителей должна быть на 10% больше длины амортизатора. Окончательная проверка и контровка креплений производится после того, как самолет будет установлен в нормальное положение стоянки на земле. Для самолетов оригинальных конструкций рекомендуется самолет устанавливать на козелки в линию полета, чтобы убедиться в правильном положении лыж, отрегулированных амортизаторами.

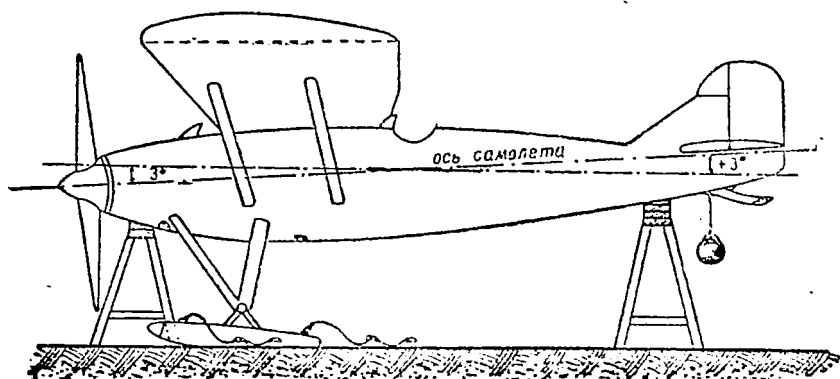


Рис. 156.

Установка и регулировка хвостовой лыжи производится в следующем порядке. Осевой болт лыжи продевают через соответствующее отверстие костью. В положении, когда упорная пластина кабанчика лыжи упирается в кость, к верхней части последнего прикрепляют амортизатор, растянув его на 5% против нормальной длины.

В порядке особого предупреждения отмечается, что: а) произвольное изменение размеров диаметра шнура не разрешается, б) предохранительные ограничители должны крепиться к самостоятельным ушкам¹, в) амортизационная система, состоящая из промежуточных тендеров, сережек и скоб должна быть во всех местах безусловно законтрена даже там, где почему-либо контровка не предусмотрена конструкцией сережек.

Для самолетов большого тоннажа натяжение амортизации требует больших усилий, почему амортизационная система образуется особого вида тендерообразными приспособлениями, обращение с которыми не представляет сложности.

¹ На лыжах старых серий типа Р-1 ушки установлены обычные, почему дополнительные ушки укрепляются средствами парков, как то показано на рис. 157.

Амортизационный шнур, применяемый для регулировки лыж, крепится к лыжке и к фюзеляжу при посредстве проволочных наконечников (коушей), которые заделываются на концах шнура, как то показано на рис. 158. Сама ваделка производится в соответствии с табл. XXIV, причем, предварительно, до заделки наконечников шнур обматывается изоляционной лентой шириною 15 мм.

Заделка наконечников требует большого навыка, чтобы не ослабить шнур.

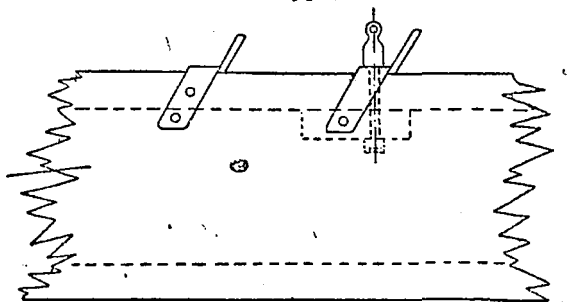


Рис. 157. Установка дополнительных ушек на лыже.

Таблица XXIV

Заделка наконечников амортизационного шнура

(См. пояснит. рисунок 158)

Диаметр амортизацион. шнура d	D	d_1	d_2	H	h	h_1	Длина развертки
8	14	3	7	45	24	21	450
10	16	3	9	45	24	21	500
13	21	4	12	56	32	24	630
16	22	4	14	64	32	32	700
18	26	4	16	64	32	32	800

Вопрос правильного подбора ограничителей по длине имеет существенное значение: при удлиненном переднем ограничителе в случае обрыва

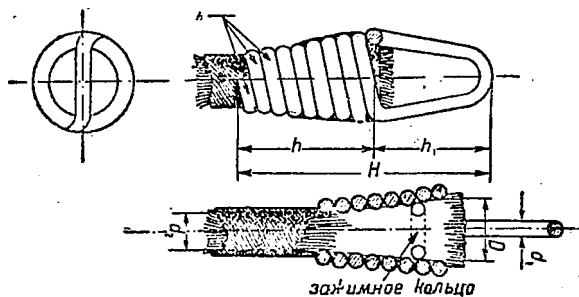


Рис. 158. Заделка концов амортизатора.

переднего амортизатора лыжа может принять отрицательный угол атаки, а при укороченном переднем ограничителе лыжа может быть повреждена в момент перехода через трамплинообразные возвышения. Укороченный задний ограничитель не оправдывает своего основного назначения на случай обрыва переднего амортизатора, так как

дает лыже возможность принять отрицательный угол атаки.

В настоящее время определение длины ограничителей ведется одним из следующих способов: путем процентной надбавки к длине аморти-

заци; путем вычисления стрелы провисания и замером угла отклонения лыжи от горизонтального положения.

Последний способ только для новых вводимых систем самолетов и лыж следует считать наиболее правильным.

Для удобства и быстроты определения углов отклонения лыжи инж.-мех. Гребневым составлен график (рис. 159), при помощи которого, зная длину переднего и заднего конца лыжи (считая от оси втулки), можно определить угол отклонения лыжи. При определении углов отклонения берется: а) для определения длины переднего предохранителя—длина по горизонтали проекции лыжи (от переднего носка лыжи до проекции оси втулки), при условии положения самолета при стоянке на земле; б) для определения длины заднего предохранителя—длина по горизонтали от проекции оси втулки до проекции заднего конца лыжи при положении самолета в линии полета. Из прилагаемого графика видно, что чем длиннее лыжа, тем меньше угол отклонения и короче длина предохранителя. Из последнего усматривается, что определение длины предохранителя путем одной и той же процентной надбавки к длине амортизации не может быть применимо для всех систем самолетов и лыж.

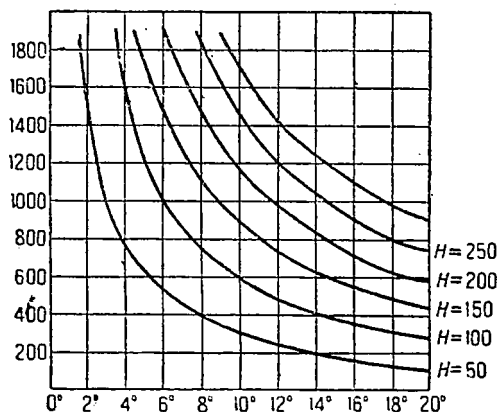


Рис. 159. График отклонения переднего и заднего концов лыжи при рулении в зависимости от высоты препятствия H (в м.л.).

Пользуясь графиком, надо учесть, что лыжи, применяемые для легких самолетов, могут в отдельных случаях оказаться короткими по длине, и тогда данный график даст повышенный угол отклонения, а потому максимальным углом отклонения лыжи следует считать 15°. В этом случае необходимо проанализировать строение носка лыжи в отношении склонности к зарыванию лыжи в снег.

Подготовка лыж к зимнему сезону. В начале зимнего сезона каждую лыжу независимо от срока поступления ее на эксплуатацию нужно тщательно осмотреть для проверки: а) полоза лыжи—в отношении отсутствия трещин, надлома, завершенности, загнивания (коррозии) и продавленности козелком; б) ушков крепления амортизации и ограничителей—в отношении отсутствия трещин в местах загиба и последствий затяжки шурупов и болтов в основе крепления самих ушков; этот осмотр для лыж, бывших на эксплуатации, сопряжен со вскрытием обшивки лыж; в) козелка—отсутствие трещин, надлома и деформации труб; г) обтяжки (обшивки) лыжи—отсутствие разрывов (пробоя) и степень натяжения; попутно наощупь проверяется целостность внутреннего набора лыжи (нервюр и стрингеров); д) амортизации—отсутствие разрывов обмотки, вспучивания и т. д.—по признакам службы шнуровой амортизации;

с) ограничителей—отсутствие ржавчины и надлома. Кроме того металлические лыжи проверяются в отношении исправности заклепок, а у деревянных проверяется вес лыж (возможно перегружение их от насыщения влагой).

Устранение обнаруженных неисправностей должно вестись в следующем порядке: а) Капитальному (заводскому) ремонту лыжи подлежат в случае необходимости замены козелков и полной замены внутреннего набора деревянных деталей. б) Непосредственному ремонту подлежат лыжи в случае незначительных и единичных продольных трещин полоза (ставятся рейки на казенном клею), при необходимости замены ушков для крепления предохранительных стяжек и амортизации, если при этом не повреждено основание лыж для их крепления, и при замене амортизации, тендеров, стяжек и сережек. в) Лыжи деревянной конструкции подлежат снятию с эксплуатации при продавленности полоза козелком и при аналогичном серьезном повреждении полоза, а также при обнаружении загнивания и деформации полоза.

Металлические лыжи бракуются при разрушении стрингеров и кервюр в пределах более 60%, а лыжи для больших самолетов имеет смысл ремонтировать даже при разрушениях большего объема.

Для предохранения полоза лыжи деревянной конструкции от впитывания влаги производится «смоление» или «пропитка» полоза. Полоз, тщательно зачищенный от завершенности, прогревается паяльной лампой и, вполне высушенный, заливается специальной смесью, которая длительно втирается мягкой тряпкой в одном и том же направлении—от носка к пятке лыжи, после чего полоз вторично слегка прогревается паяльной лампой. Пользуясь паяльной лампой, надо избегать, чтобы пламя касалось полоза и не допускать, чтобы полоз дымился, а тем более—начал тлеть.

Смесь для смоления обычно составляется из $\frac{2}{3}$ норвежского легтя и из $\frac{1}{3}$ парафина; но можно воспользоваться смесью из $\frac{3}{4}$ льняного масла и $\frac{1}{4}$ керосина.

Для придания лыжам большей скользкости полоз смазывается специальными мазями различных рецептов. Смазывание полоза производится после зачистки имеющейся завершенности и после «смоления», но если полоз исправен и совершенно не пропитан влагой, то просушка его и смоление обязательны. К числу известных мазей можно отнести мазь Русилова трех различных составов: а) при морозе до -5° : парафин—70%, стеарин—10%, воск—10%, деготь—5%, животный жир—5% и сосновая смола—5%; б) при морозе от -5 до -20° : воск—65%, парафин—15%, животный жир—10%, канифоль—5% и деготь—5%; в) то же при морозе от -5 до -20° : воск—50%, смола чистая—20%, деготь—20% и жир—10%.

Спортивная мазь широко применяется лыжниками: а) при оттепели: парафин—80%, воск—5%, канифоль—8%, рыбий жир—3%, растительное масло—3% и костяное масло—1%; б) вообще при морозе: воск—65%, канифоль—20%, парафин—5%, костяное масло—5%, растительное масло—2% и норвежский деготь—3%.

Мазь спортивная и Русилова варятся в кастрюлях на плите. Вначале кладутся наиболее плавящиеся составы (жиры, деготь, парафин), а

канифоль и воск кладутся в уже подогретую смесь. Варить надо до полного расплавления всех составных частей, после чего следует размешать и вылить смесь в противень, предварительно смазанный жиром. По остывании мазь режется на куски. На лыжи мазь первоначально наносится куском, а затем длительно втирается тряпкой или ладонью руки в одном и том же направлении (от носка к пятке лыжи). При смазке полоза под другую температуру надо раньше удалить старую смазку, для чего полоз протирается несколько раз жесткой тряпкой от носка к пятке лыжи. При морозе более -20° лыжи хорошо просмоленные можно вовсе не смазывать. Лыжи тяжелых самолетов нуждаются в специальной обработке нитролаком по способу Штавемана, так как смоление и смазывание их обычным путем через 1—2 часа руления перестает оказывать требуемое влияние и полоз приходится смазывать заново. Способ Штавемана состоит в покрытии полоза нитроцеллюлозным лаком, изготавливаемым нашим заводом (марки АВ—бесцветный). Это покрытие требует восстановления, примерно, через 4—6 час. руления. Покрытие полоза нитролаками на заводах, изготавливающих и капитально ремонтирующих лыжи, производится в следующем порядке: после окончательного изготовления или ремонта лыжи производится шпаклевка скользящей поверхности полоза лыжи, причем особо тщательно заделываются все отверстия крепления каркаса лыжи. Для шпаклевки употребляется замазка, изготовленная путем смешения мела с нитролаком. Шпаклевать следует до полного заполнения углублений, так как при высыхании замазка сильно уседает. Специальным гребенчатым шершбелом надо создать шероховатость на поверхности полоза лыжи. Подготовленная шероховатая поверхность полоза хорошо просушивается, после чего покрывается 3 слоями нитролака АВ (бесцветный). После каждого покрытия лак должен хорошо просохнуть, для чего при температуре $+20^{\circ}$ Ц требуется 2 часа времени. Покрытие можно произвести пульверизатором или кистями, но при полной обеспеченности нанесения тонкого ровного слоя.

Последняя операция заключается в том, что полоз лыжи прошкуривается стеклянной бумагой № 1 и 2 до достижения гладкой поверхности (этот момент необходимо устанавливать практическим опытом), после чего снова наносится от 3 до 5 слоев тем же нитролаком с обязательной просушкой каждого слоя.

Лыжи, покрытые нитролаком, у номера лыжи имеют обозначение «нитро». Покрытие нитролаком по масляному лаку обозначается «нитро по маслу». Для лыж, изготовленных по старому способу, т. е. с покрытием полоза масляным лаком, но не бывших в эксплуатации, обработка полоза производится в следующем порядке. Надо очистить лакировку полоза от пыли и грязи, протерев тряпками. Затем покрыть полоз лыжи по масляному лаку 3 слоями нитролака АВ (бесцветного) (соблюдая правила просушки каждого слоя), после чего зачистить стеклянной бумагой № 1 или 2 бугорчатость и шероховатость, образовавшуюся от действия нитролака на масляный лак. После зачистки первоначальной лакировки полоза лыжи надо снова покрыть 3 слоями нитролака АВ (бесцветного), чем и закончить подготовку, обеспечивающую скольжение лыжи при благоприятных условиях эксплуатации на весь зимний сезон.

Для лыж, бывших в эксплуатации, обработка полоза отличается следующими особенностями. Лыжи, имеющие стертый покров масляного лака, можно подготовить таким же способом, как новые или отремонтированные (см. выше), применив к изношенным или поврежденным лыжам добавочную операцию выравнивания полоза рубанком или специальным стругом.

Если лыжи, предназначенные к подготовке, находились на снегу и имеют насыщенность полоза влагой, то необходимо полоз просушить. Для этого можно употребить паяльную лампу, каковой произвести постепенную сушку струей раскаленного воздуха. Если же подготовку производить летом или на лыжах, находящихся продолжительное время в сухом отапливаемом помещении, то перед лакировкой полоза подогрева паяльной лампой не потребуется.

Общие требования для сохранения от повреждений скользящей поверхности полоза, покрытого нитролаком, предусматривают: а) при выводе и вводе самолета в ангары на лыжах ни в коем случае не передвигать по деревянному помосту или асфальту, кирпичу, земле и т. д., для чего употреблять или специальные тележки, или подсыпку снега в количестве, достаточном для нормального скольжения; б) на снежных стоянках не подрезать лыжи тросами и не ставить на деревянные подкладки или щетки.

Требования летного порядка к эксплуатации лыж. Взлет самолета на лыжах, особенно на талом снегу, когда происходит прилипание снега к лыжам, следует производить не с полного газа, а добавлять газ постепенно до тех пор, пока самолет не покатится на трех своих точках (предварительный разбег). В это время надо дать плавный рычаг управления самолетом «от себя» на полном газе и затем плавным движением «на себя» отделять самолет от снега.

При взлете с рыхлого и глубокого свежевывапавшего снега, если лыжа глубоко погружается в снег, кроме соблюдения указанных условий, надо следить за тем, чтобы лопасти винта не загребают снега. Для избежания этого необходимо при взлете осторожно поднимать хвост. Резкая дача при взлете мотору полного газа в обоих случаях может повести к капотажу самолета. Наиболее благоприятные условия для взлета получаются при снеге, плотно слежавшемся (насте), но здесь, особенно при рулении, не следует увлекаться газом, так как самолет может легко отрываться с поверхности снега, не набрав достаточной скорости.

При посадке самолета на лыжах предпочтительно выдерживать его над землей и не подходить с крутым углом планирования и на большом числе оборотов мотора. В противном случае (особенно в отношении истребителей) самолет будет долго нести над землей и иметь большой пробег, и если его посадить на большой скорости, то на твердом насте и льду получаются прыжки, от которых могут быть повреждены лыжи, что в свою очередь может повести к капотированию. Посадка с плохом также вредна, ибо может повести к тем же результатам. Парашютирование с большой высоты (выше 2 м), особенно на твердый снег, вызовет поломку козелка, а в некоторых случаях и шасси (рис. 160).

Грубая посадка на скорости на рыхлый снег может повести к зарыванию лыж, а нередко и к дорче винта и капотированию. Посадка на талый снег требует особой осторожности для того, чтобы избежать

капотирования, ибо, как было уже упомянуто, в этом случае создается большой коэффициент трения между лыжей и снегом при движении вследствие прилипания снега к лыжам. Здесь выдерживание самолета перед посадкой особо необходимо.

Во всех случаях следует избегать посадки с боковым ветром (со сносом), так как это может вызвать поломку козелка лыжи и повреждение самого самолета.



Рис. 160. Лыжа самолета с ползком, пробитым козелком при посадке на трамплинообразный снежный покров.

Условия хранения лыж в летнее время. По окончании зимнего сезона лыжи по снятии с самолета должны быть досуха вытерты, если нужно—обмыты, подкрашены, а металлические части, кроме того, смазаны вазелином. Проволоки и концы амортизаторов должны быть также смазаны вазелином, свернуты в бухты и завернуты в промасленную бумагу.

Хранить лыжи в летнее время необходимо в сухом, прохладном, хорошо вентилируемом помещении. Допускается хранение лыж в ящиках комплектами при условии доступа внутрь ящиков воздуха для вентиляции.

В неупакованном виде лыжи могут храниться в специальных стеллажах в один ряд (дабы не испортить обтекателей, особенно полотняных).

ОБЩИЕ УКАЗАНИЯ ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ СИСТЕМ БЕНЗИНОПИТАНИЯ, ОХЛАЖДЕНИЯ И СМАЗКИ

1. Бензинопитание

Большинство современных систем бензинопитания представляет собой или комбинацию подачи горючего самотеком и механической помпой (коловратной от ветрянки или шестеренчатой от мотора), или же подачу только помпами, если они являются в достаточной мере надежными (помпы АМ).

Типичными представителями бензинопитания 1-го вида являются схемы, приведенные на рис. 161 и 162, из которых одна представляет собой комбинацию коловратных помп, приводимых в движение ветрянками с подачей самотеком, а другая — комбинацию самотека с шестеренчатой помпой. На рис. 163 показана схема бензинопитания с подачей горючего только от механических помп АМ.

Не вдаваясь в критическую оценку этих схем, так как это является чисто конструктивным вопросом, а также в рассмотрении правил пользования ими, изложенных в специальных инструкциях и описаниях соответствующих самолетов, — ниже мы рассмотрим только общие правила ухода и эксплуатации агрегатов, входящих в эти системы бензинопитания, вытекающие из опыта их применения.

Правила эксплуатации и ухода за бензиновыми помпами. 1. Коловратная

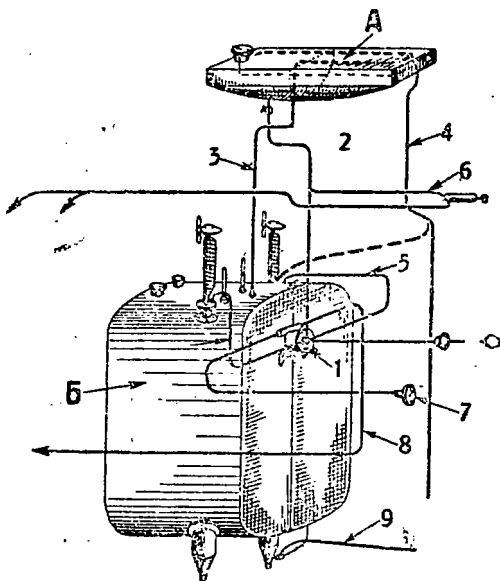


Рис. 161. Схема бензинопитания при наличии ветрянок и верхнего бачка. 1. Тройниковый кран (тройник). 2. Трубка, подающая бензин из нижнего бака в верхний. 3. Трубка для стекания излишков бензина из верхнего бака в нижний. 4. Трубка для сообщения верхнего бака с паружной атмосферой, а также для переливания излишков бензина в нижний бак при слишком интенсивной подаче бензина ветрянкой. 5. Трубка, по которой бензин ветрянкой подается к тройниковому крану. 6. Проводка к заливному насосу. 7. Бензиновый манометр. 8. Бензиновый вод от тройника к карбюратору. 9. Рычаг крана, сообщающего левый и правый баки.

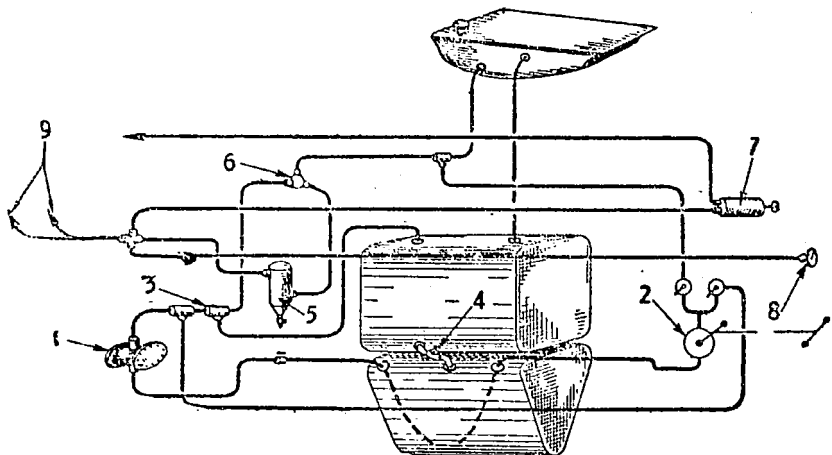


Рис. 162. Схема бензинопитания при наличии шестеренчатой бензиновой помпы в верхнем бачке. 1. Шестеренчатая помпа. 2. Ручная помпа (альвейер). 3. Редукционный клапан, отводящий излишек бензина в бак. 4. Кран для сообщения главных бензиновых баков. 5. Фильтр-отстойник. 6. Тройник. 7. Заливной насос. 8. Бензиновый манометр. 9. Бензинопроводка к карбюраторам.

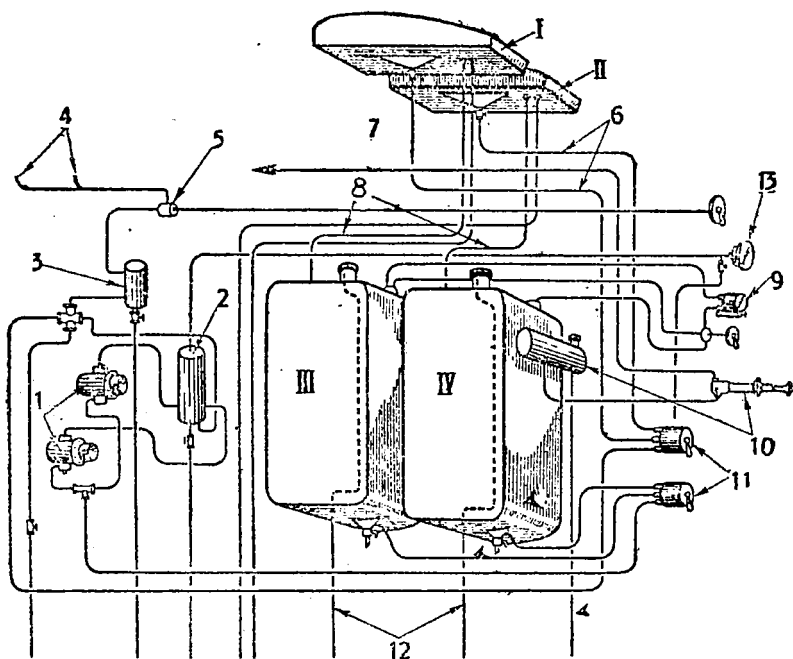


Рис. 163. Схема бензинопитания при установке помп АМ. I. Левый крыльевой бак. II. Правый крыльевой бак. III и IV. Главные баки. 1. Помпы АМ. 2. Амортизационный бачок. 3. Фильтр-отстойник. 4. Подводка к карбюраторам. 5. Пожарный кран. 6. Бензинопроводы от крыльевых баков к кранам-переключателям. 7. Бензинопровод к заливным краникам. 8. Бензинопровод от крыльевых баков к главным. 9. Гидростатический бензиномер. 10. Заливной бачок и заливной насос. 11. Краны-переключатели. 12. Трубки, сообщающие главные баки с атмосферой. 13. Бензиновый манометр.

помпа с ветрянкой. Конструкция этой помпы хорошо известна и на ней детально мы останавливаться не будем; отметим только те особенности, которые вывелись практикой эксплуатации.

Прежде всего необходимо указать, что конструкция всей схемы бензинопитания (на самолете Р-1) такова, что одной из ветрянок всегда приходится работать вхолостую. Это приводит к быстрому износу осей, шестерен и образованию люфта во втулках осей, что может в свою очередь вызвать заедание шестерен и отказ ветрянки. Для предотвращения быстрого износа осей необходимо во втулках сделать масляные канавки, а в приливе корпуса высверлить отверстие, сообщающееся с камерой корпуса, наполненной смазкой.

Для предотвращения работы ветрянки вхолостую в последнее время был предложен и частично введен в эксплуатацию ряд различных конструкций тормозов для ветрянки, приводимых в действие из кабины пилота.

Тормоза эти не получили широкого применения в эксплуатации, хотя значение их заключается не только в том, чтобы предотвратить износ осей шестерен. Опыт показывает, что при этой схеме бензинопитания в том случае, если главные баки, из которых выкачивают ветрянки горючее, пусты и распределительный кран находится в положении, сообщаемом верхний бак и правую или левую ветрянку, в некоторых случаях ветрянки начинают гнать из главного бака воздух, который может перебить подачу горючего из верхнего бака самотеком и вызвать отказ мотора.

Отказ ветрянки в зимнее время может еще произойти вследствие замерзания смазки внутри корпуса ветрянки, почему в холодную погоду надо производить заполнение корпуса не тавотом, а смесью 50×50% гаргойля с тавотом, а в большие морозы — чистым гаргойлем или глицерином.

Ветрянка имеет редукционный клапан на трубопроводе, отводящем горючее (рис. 164), причем регулировка его достигается нажатием пружины. Нажатие сначала производилось путем подвинчивания гайки, для чего надо было ветрянку из бака вынимать. Позднее была введена переделка, позволявшая производить регулировку редукционного клапана снаружи. При этом выяснилось, что, заворачивая выведенную наружу головку редуктора с целью увеличения давления, мы можем настолько приблизить муфту к редуктору, что напора горючего будет недостаточно для того, чтобы поднять клапан и открыть отверстие в трубопроводе.

Для устранения этого дефекта надо или ограничить резьбу у штока для регулировки редуктора, или же навернуть на резьбу штока две гайки так, чтобы они остановили муфту в крайнем предельном положении.

Для предотвращения стекания горючего обратно в бак в трубопроводе

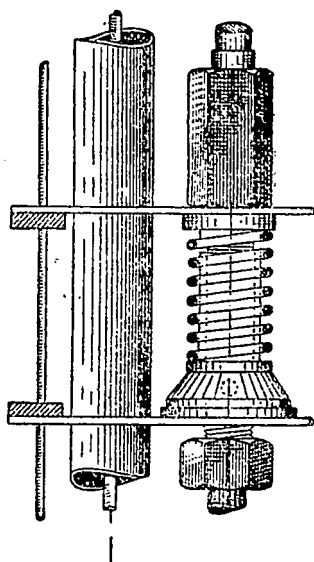


Рис. 164. Редукционный клапан ветрянки.

над редукционным клапаном помещен стальной никелированный шарик (рис. 163). Эксплуатационный опыт выявил 2 особенности этого шарика. Первая особенность заключается в том, что в случае неплотного прилегания шарика к концу трубки он может пропускать горючее. При этом, если имеется расположенный сверху самотечный бак и край этого бака и распределительный кран системы не будут закрыты, то горючее из верхнего бака может стечь в главный, что может в случае наполненного доверху главного бака вызвать его переполнение и выливание горючего через пробки наружу.

Другая особенность состоит в том, что указанный выше шарик при работе ветрянки прижимается вверх под напором горючего, начиная, примерно, с 700—800 об/мин мотора, а при 1300—1400 об/мин мотора он прижимается с большой силой, так как в это время давление, создаваемое помпой в трубопроводах, на много превышает давление от напора горючего из верхнего бака (первое давление составляет $0,25 \text{ кг/см}^2$, а второе — около $0,07 \text{ кг/см}^2$). При длительной эксплуатации шарик постепенно стирает края медной трубки, о которую он касается, и бываюи случаи, когда он «заедает» в верхнем положении и может закрыть доступ горючего вверх, т. е. к карбюратору. В результате горючее поднимает редукционный клапан и выливается обратно в главный бак.

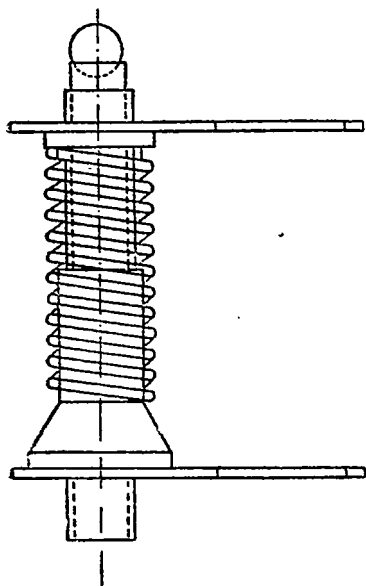


Рис. 165.

Это сопровождается резким падением давления в бензиновой сети при больших оборотах мотора ($0,02—0,01 \text{ ат}$ при 1300—1350 об/мин).

Для устранения этого явления оказалось целесообразным выточить в гнезде шарика канавки шириной 4—5 мм и длиной 6—7 мм для обеспечения свободного доступа горючего вверх. Эти переделки обеспечили нормальную работу даже испорченной таким образом ветрянки при 1500—1550 об/мин мотора.

Необходимо отметить еще одну характерную особенность длинного передаточного штока ветрянки, который благодаря своей большой длине и гибкости (отсутствие направляющих в верхней части) перетирал имеющейся внизу шайбой стальную трубу кожуха ветрянки, что приводило к массовой браковке этих труб при ремонте.

В результате пришлось указанную шайбу спилить и поставить сверху две направляющих бронзовых (или деревянных) втулки.

Что касается самой коловратной помпы, то здесь прежде всего необходимо отметить полную непригодность применения фибры для крылышек помпы и втулок подпятника барабана. Фибра от бензина разбухает, что ведет к заеданию оси барабана. Применение для этой цели

карболита дало удовлетворительный результат. Между осью барабана и втулкой подпятника допускается зазор от 0,2 до 0,5 мм, но при полном отсутствии вертикального люфта. Неровности и выработка подпятника могут быть устранены с помощью шабера.

Полосы на стенках корпуса помпы, образующиеся при вращении барабана, показывают, насколько плотно крылышки прилегают к стенкам корпуса при вращении.

Перед постановкой на самолет ветрянка должна быть испытана на специальном станке. Ниже приводится схема подобного станка (см. рис. 167). Как видно, основная идея заключается в том, чтобы правильно отрегулировать редукционный клапан, который давал бы при определенном напоре, характеризуемом высотой столба в трубке с открытым концом, определенное количество горючего в минуту.

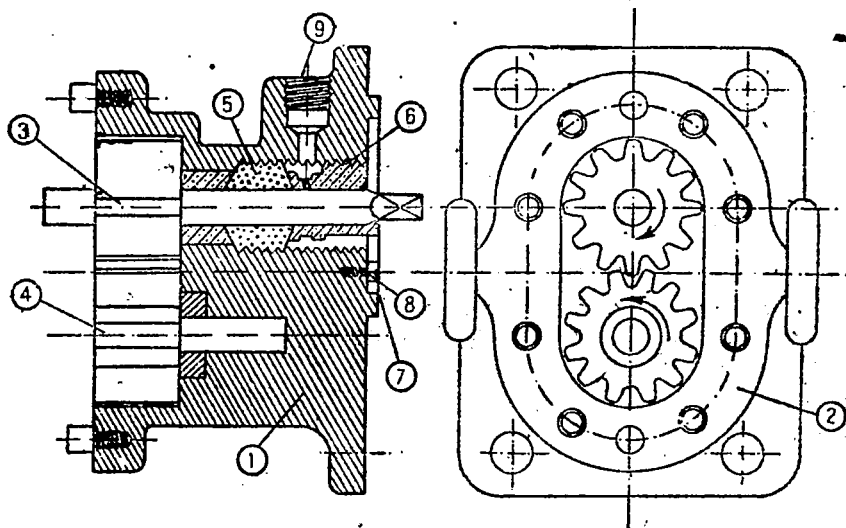


Рис. 166. Шестеренчатая бензиновая помпа мотора М-5. 1. Корпус помпы. 2. Крышка. 3. Шестерня ведущая. 4. Шестерня ведомая. 5. Уплотняющая набивка. 6. Проока-подшипник (букса). 7. Фланец пробки. 8. Стопорный вилт. 9. Пробка для пополнения и подачи масла.

При закрытом запорном кране и 900 об/мин ветрянки редукционный клапан должен пропускать все горючее обратно в бак, при высоте столба в открытом конце трубы на 2,5 м выше, чем уровень в главном баке. При открытии запорного крана и том же положении редуктора высота столба в открытом конце трубы должна упасть до 2 м выше уровня горючего в баке. При этих условиях помпа будет давать не менее 74 л (или около 53 кг) горючего в час. После этих испытаний испытывается крутящий момент на шпинделе пропеллера, который должен быть около 2,5 кг. см (около 0,025 кг. м).

2. Шестеренчатая помпа. Помпа этого типа, устанавливаемая на моторе М-5, имеет вид, показанный на рис. 166.

Помпа сцепляется с мотором посредством валика шестерни, который своим квадратным концом входит в приводную шестерню на моторе

у основания передаточного валика, или непосредственно от коленчатого вала. Как в том, так и в другом случае число оборотов бензиновой помпы равно числу оборотов коленчатого вала. Пробка 9 служит для пополнения и подачи масла в отверстия боксы б, служащей одновременно подшипником для валика шестерни.

Основные особенности этих помп следующие.

а) Необходимость обеспечения полной герметичности корпуса помпы и максимально плотного прилегания шестерен ко дну корпуса и крышке, а также зубьев шестерен к стенкам корпуса. Зазоры, образующиеся

вследствие срабатывания шестернями своих гнезд, приводят к отказу помпы.

б) Необходимость предварительной заливки помпы, так как в противном случае помпа может не забрать вследствие образования в ней воздушной пробки. Это обстоятельство требует также устройства в трубопроводе за помпой спе-

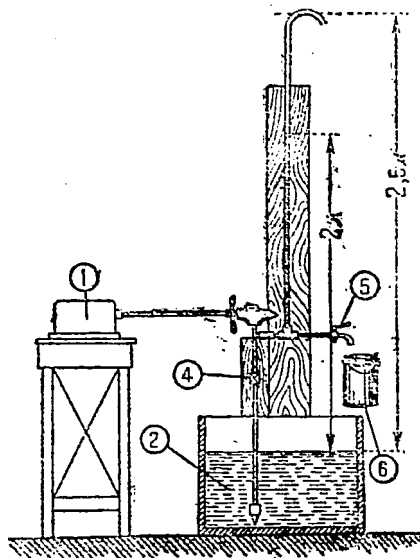


Рис. 167. Схема станка для испытания ветрянки. 1. Электродвигатель. 2. Бачок с бензином. 3. Трубка с открытым концом. 4. Редукционный клапан ветрянки. 5. Запорный кран. 6. Сосуд для слива горючего.

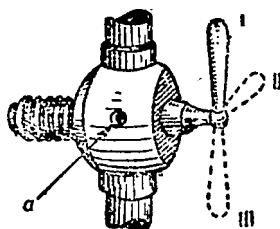


Рис. 168. Трехходовой кран.

циального трехходового краника (рис. 168), позволяющего в случае надобности спускать воздушную пробку из трубопровода и помпы и обеспечить заливку помпы из верхнего самотечного бака.

в) В практике эксплуатации наблюдались случаи, когда помпа отказывала в работе в том случае, когда уровень в главном баке становился ниже места расположения помпы, хотя в баке имелось еще достаточное количество горючего.

Примерно через каждые 10 час. эксплуатации помпа должна сниматься и испытываться на герметичность следующим образом: один сосок помпы заканчивается заглушкой, а к другому соску подводится воздушный насос с обратным клапаном и манометром. После этого погружают помпу в ванну с бензином или керосином и создают давление до 3 ат. В случае обнаружения пузырьков воздуха необходимо, отвернув винт 8, вынуть чеку 7 и торцовым ключом подтянуть буксу

б, что можно делать неоднократно с той целью, чтобы совершенно устранить появление пузырьков воздуха. В некоторых случаях может понадобиться дополнительная набивка сальника, что можно выполнить, нарезав из пробки кружки размером 20×7 мм и пополнить ими сальниковую набивку. Пробка 9 после этого заполняется маслом и помпа снова ставится на мотор.

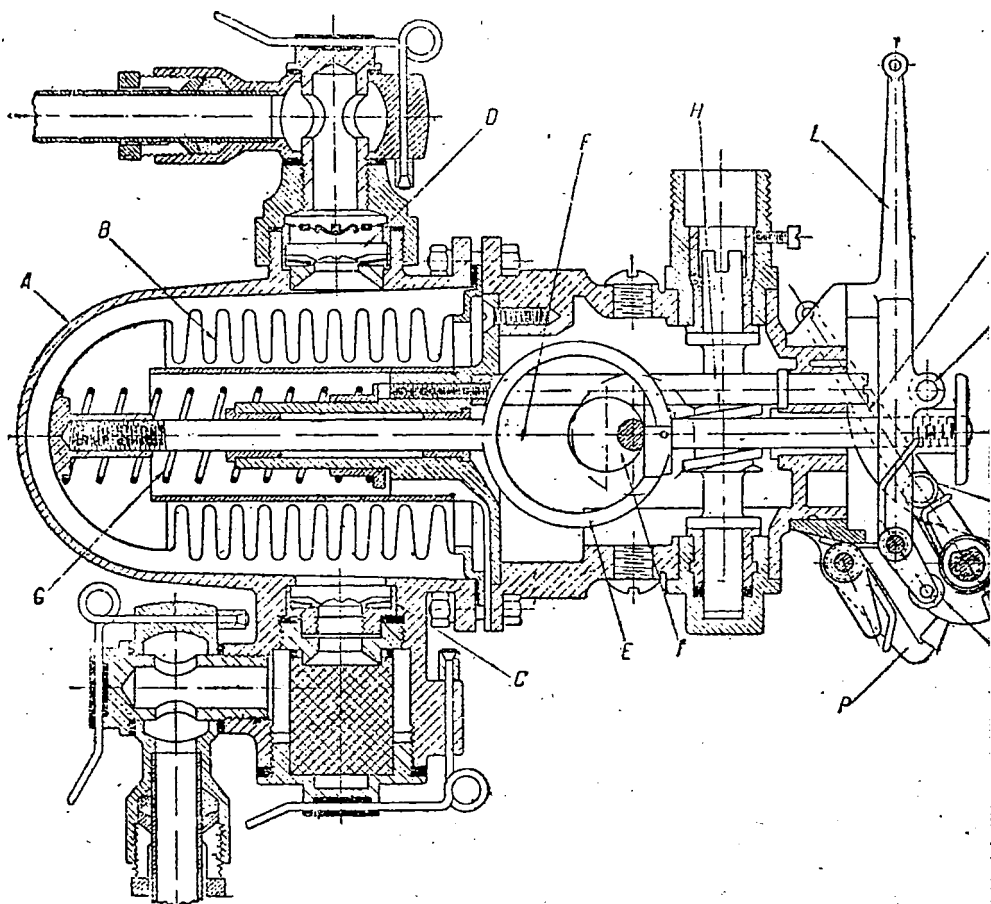


Рис. 169. Бензиновая помпа АМ. А—корпус помпы; В—упругая гофрированная диафрагма; С—клапан засасывания горючего в помпу; D—клапан нагнетания горючего в магистраль; E—шатуны; F—кольцевое отверстие для эксцентрика; G—пружина; H—регулирующий винт; I—эксцентрик; J—рычаг включения; L—рычаг включения; M, N и O—рольки рычагов; P—собачка.

3. Помпа АМ (рис. 169). В настоящее время эта помпа почти вытеснила у нас все другие виды помп для подачи горючего благодаря весьма большой надежности действия. Так как помп обычно ставится

две и работают они параллельно, то получается почти 100-процентная гарантия надежности подачи горючего.

Ввиду наличия специальных описаний и инструкций по конструкции и уходу за помпой АМ ниже мы ограничиваемся изложением только тех дефектов, которые выявились при эксплуатации этих помп.

Прежде всего надо отметить поломку эластичного меха, что чаще всего бывает в нижней части у фланца (рис. 170), причем время работы меха до поломки составляет от 150 до 300 час. В результате поломки образуется течь через специальные воздушные каналы во фланце. Опыт ремонта меха путем пайки показал, что он не дает удовлетворительных результатов, так как очень тонкие стенки меха фасонного сечения, изготовленные к тому же из особого сплава, весьма затрудняют пайку. Этот дефект может быть устранен только заменой всего меха.

Течь эта может также произойти от неправильной затяжки болтов фланца или от царапин и задиrow на свинцовой прокладке, проложенной между фланцем корпуса и ободком меха.

Имели место случаи, когда эту течь пытались устранить затягиванием болтов фланцев «до отказа». Подобную течь можно устранить только заменой прокладки между фланцами или заменой меха.

Следует еще отметить засорение фильтров помпы резиной из соединений АМ, подводящих горючее к фильтрам. Это засорение происходит от неправильной сборки соединений АМ (о чем сказано ниже) и может закрыть почти совсем доступ горючего к помпе.

Баки для горючего. От баков для горючего требуется большая прочность при условии минимального веса. Баки изготавливаются из луженой

жести, оцинкованного железа, меди или латуни, специального алюминиевого сплава или дуралюмина. Наибольшее распространение пока имеют баки из луженой жести, которые являются наиболее легкими и дешевыми, хотя практика эксплуатации показала ряд неудобств в пользовании ими и, что самое главное, быстрое ржавление днища бака в результате скопления конденсационной влаги.

Характер конструкции и швов бака зависит от применяемого материала. Типичная конструкция бака из луженой жести или оцинкованного железа показана на рис. 171, где видны усиливающие жесткость бака внутренние перегородки. Недостаточная жесткость бака приводит к разрыву его как по шву, так и в целом месте (рис. 172). Наблюдались случаи разрыва баков на самолетах по целому месту стенки вследствие усталости материала от игры стенок при изменении количества горючего в баке и ударов его внутри бака. При этом оказалось, что стенки бака были не выпуклые и бак не имел достаточно жестких внутренних перегородок.

Позднее те же баки были изготовлены с более толстыми стенками (0,8 мм вместо 0,5 мм), отчего жесткость их увеличилась, но емкость понизилась на 10 л и вес увеличился на 9 кг.

Кроме того на рис. 171 показаны еще стяжные болты (d), которые также применяются у нас в конструкциях некоторых баков. Практика



Рис. 170.

эксплоатации показывает, что весьма трудно достигнуть герметичности соединений в местах выхода болтов из стенок бака. Англичане в этих местах ставят с обеих сторон стенки бака железные шайбы (рис. 173), припаяваемые кругом к стенке бака.

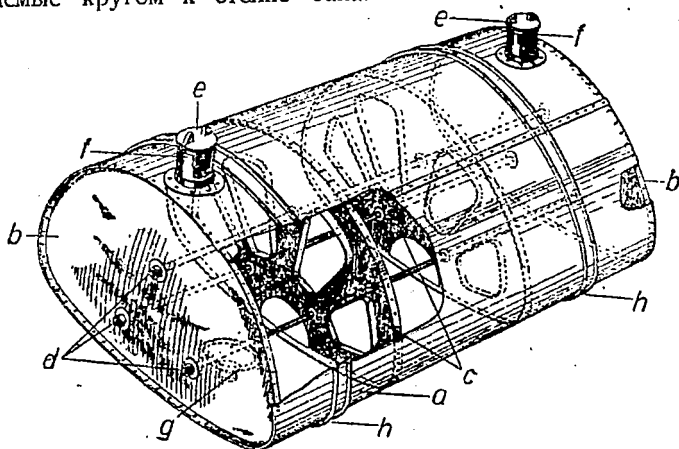


Рис. 171. Бак из луженой жести: *a*—оболочка бака; *b*—боковые стенки; *c*—внутренние усиливающие перегородки; *d*—стяжные болты; *e, f*—заливная горловина; *g*—подвод бензинопровода; *h*—усилительная провальцовка.

В имеющейся у нас на эксплуатации конструкции баков у таких стягивающих болтов прокладка была сделана из фибры. Фибра усыхла, и баки давали течь, причем горючее в большом количестве скопилось в отсеках фюзеляжа под баками, что было очень опасно в пожарном отношении.

При попытках устранения этого дефекта были поставлены шайбы из свинца с зачеканкой, из свинца с матерчатой прокладкой и из той же фибры, но распаренной в кипящей воде. Последний способ оказался наилучшим.

Самым ответственным местом баков, помимо мест выхода подобных усиливающих стержней, являются швы. Образец изготовления шва в «двойную нахлестку» показан на рис. 174; шов же боковой стенки бака показан на рис. 175. Как тот, так и другой шов скрепляются заклепками и пропаиваются (припоем, содержащим около 50% олова и 50% свинца). Пайка не только служит для создания прочности и непроницаемости шва, но и для предохранения обнаженного в обрезе металла от ржавчины и коррозии.

Дюралевые баки имеют швы на заклепках, причем для непроницаемости швы делали на шеллаке. Но опыт показал, что шеллак в том случае, если он попадает внутрь бака, легко может привести к засо-



Рис. 172. Характерный разрыв бака по телу вблизи шва.

рению бензинопроводов. Делая же только клепку, без шеллака трудно добиться герметичности шва, и при проверке под давлением до 0,1 ат в воде обнаружались отдельные пузырьки воздуха. Эта течь не могла быть уничтожена добавочной заливкой шеллаком с последующей смывкой его снаружи спиртом. При последующей проверке керосином течь не обнаруживалась в тех местах, где были отдельные пузырьки, но

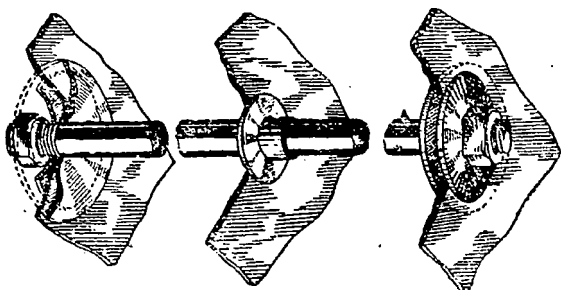


Рис. 173.

появлялась там, где пузырьки шли струйками. Применение одного шеллака было признано недопустимым, но так как ряд баков, находящихся в эксплуатации, имеет прошеллаченные швы, то в этих случаях необхо-

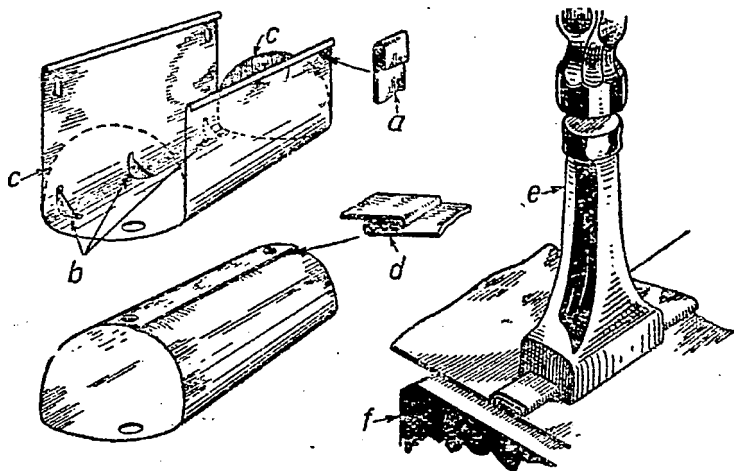


Рис. 174. Изготовление шва в двойную нахлестку: *a*—загиб края листа; *b*—усиленные угольники; *c*—стенки бака; *d*—соединительный шов.

Рис. 175.

мимо особо тщательное наблюдение за фильтрами системы бензинопитания. Позднее в шов стала закладываться пеньковая прокладка, пропитанная шеллаком (рис. 176 и 177).

Алюминиевые баки (или баки из специального алюминиевого сплава) имеют швы сваренные (например у самолетов Дорнье-Валь).

Баки из луженой жести очень легко разрушаются ржавчиной, так как достичь ровного и плотного слоя полуды очень трудно. В резуль-

тате мы имеем ряд примеров, когда баки (особенно самотечные баки, заключенные в крыльях самолета) требовали полной замены через 60—100 час. эксплуатации, так как в днище их при просмотре на свет обнаруживался ряд мелких отверстий, проеденных ржавчиной, причем ржавчина может поражать стенки бака даже при грамотном хранении.

Медные и латунные баки наиболее устойчивы в отношении ржавчины, и мы имеем ряд примеров, когда крыльевые баки заменялись медными вместо жестяных, несмотря на значительное увеличение веса.

Медные и латунные баки способны к окислению, что выражается появлением на них сверху зеленоватого налета.

Кроме того, в случае применения этих баков внутри крыла или фюзеляжа дуралюминовой конструкции может появиться, как это было отмечено выше, коррозия дуралюмина и разрушение деталей, к которым баки крепятся (за счет более высокого электродного потенциала меди по

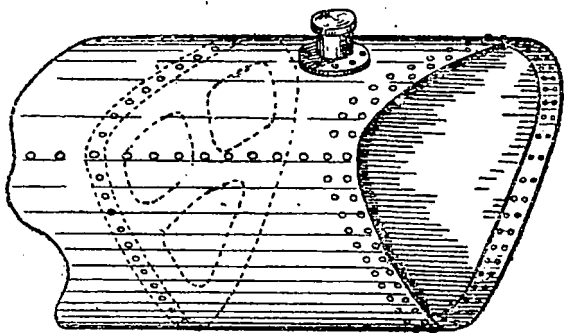


Рис. 176. Заклепочный шов дуралюминового бака; *a*—заклепки с прокладками, *b*—пен ковая прокладка, пропитанная шеллаком.

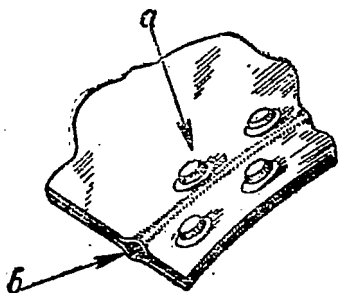


Рис. 177.

отношению к дуралюмину). Поэтому применения медных и латунных баков в дуралюминовых самолетах надо всячески избегать. Случаи корродирования алюминиевых баков со сварными швами также имели место в эксплуатации, но в незначительной мере. Баки из дуралюмина в эксплуатации показали себя с хорошей стороны, за исключением указанной выше трудности создания непроницаемого заклепочного шва.

На основе опыта эксплуатации выявился ряд общих требований к бакам для горючего, так например:

1) Весьма нежелательным является крепление баков к сварному трубчатому фюзеляжу с помощью припаянных к баку ушков, так как в результате вибрации трубчатой конструкции от тряски мотора ушко в месте крепления отрывается и бак дает в этом месте течь, что мы весьма часто имели в одном из истребительных самолетов.

2) Всего правильнее крепить баки с помощью стальных лент, допускающих затяжку с помощью тендера, причем между лентой и баком должна быть проложена мягкая (войлочная) прокладка. Особенно важен этот способ крепления для крыльевых баков. К сожалению, мы имели случаи обрыва лент, крепящих баки (рис. 178), хотя в весьма редких случаях.

3) Так как в баках современных систем питания горючим никакого давления не должно быть, то необходимо обеспечить сообщение их с окружающим воздухом, что особенно важно для самотечных баков. Поэтому никогда не следует допускать проводки воздушной трубки из верхнего бака с такими загибами, в которых могло бы скопиться го-



Рис. 178. Поломка ушков ленты крепления бензинового бака при грубой посадке после 100 час. эксплуатации.

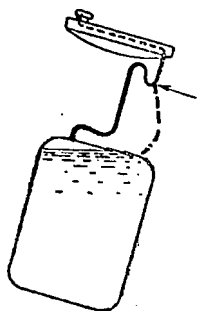


Рис. 179.

ручее (рис. 179). В случае введения воздушной трубки в главный бак ввод делать в передней части бака, так как иначе при наполненных до отказа баках горючее закроет доступ воздуха в воздушную трубку и прекратит подачу горючего самотеком, что доказано на опыте эксплуатации системы бензинопитания самолета Р-1 с вводом воздушной трубки в главный бак.

Главные баки сообщаются с воздухом с помощью отверстий в пробках заливочных горловин или с помощью специальной воздушной трубки. Проводка этой трубки с загибами (как показано на рис. 180) также может привести к закрытию доступа воздуха в главный бак и прекращению подачи горючего, хотя бы и помпами АМ.

Для самотечных баков, где сообщение с воздухом особенно важно, просверливание дырок в пробке бака или постановка змеевичков дает неудовлетворительный результат и может привести к отказу подачи горючего вследствие замерзания конденсационной влаги в змеевике или засорения отверстия в пробке. Кроме того, не исключается выливание горючего из бака на фигурах. Намлучшим способом сообщения самотечного бака с воздухом является или постановка воздушной трубки, сообщающей пространство в заливной горловине бака с главным баком, или же постановка специального суфлера, показанного на рис. 181 и 182.

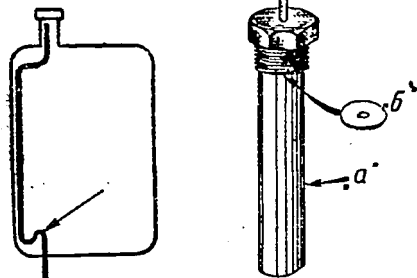


Рис. 180. Рис. 181. Суфлер для бензинового бака: а—трубки, б—металлическая пластинка с отверстиями в 1 мм; в—колпачок с сеткой.

Наилучшим способом сообщения самотечного бака с воздухом является или постановка воздушной трубки, сообщающей пространство в заливной горловине бака с главным баком, или же постановка специального суфлера, показанного на рис. 181 и 182.

Для предупреждения выливания горючего через воздушную трубку за борт самолета схема бензинопитания должна быть продумана таким образом, чтобы исключить возможность этого выливания или, в крайнем случае, производить слив в главный бак.

Не приходится и говорить о необходимости наличия внутри баков сетчатых фильтров над местами ввода и вывода горючего, а также отстойников с кранами для спуска накопившейся воды.

С целью предохранения от ржавчины и коррозии, которые могут появиться в результате нарушения целостности полуды и отпотевания баков, баки из луженой жести и алюминиевого сплава покрываются светлым масляным или дюралевым предохранительным лаком. Дюралевые же баки покрываются снаружи масляной краской, но эта мера оказалась совершенно недостаточной при хранении баков. Рекомендуется применять способ, заключающийся в следующем.

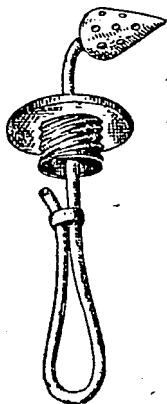


Рис. 182. Суфлер для бензинового бака.

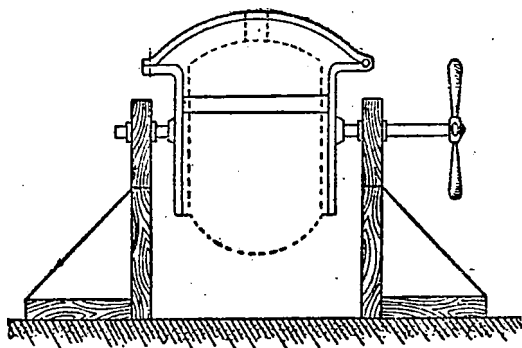


Рис. 183. Приспособление для промывки бензинового бака.

1. Приготавливается специальная вазелиновая смазка путем смешения 20 весовых частей чистого вазелинового масла с одной частью измельченного парафина, причем часть масла ($\frac{1}{4}$ — $\frac{1}{3}$), нагревается до температуры 65°C ; в него высыпается парафин и размешивается в посуде, не имеющей оловянных паяных швов. В силу химического сродства парафин легко растворяется в масле, не увеличивая в то же время густоты масла. В остальное количество вазелинового масла наливается $\frac{1}{4}$ — $\frac{1}{2}$ ведра воды, нагретой до 80 — 90°C для того, чтобы отнять от масла кислоты. Все это производится в сосуде, имеющем спускной кран снизу.

Сюда же затем наливается приготовленная смесь парафина с маслом и размешивается в течение 5—10 мин., после чего дают всей смеси остыть и воду сливают.

2. После этого внутренность бака для горючего тщательно очищается от сора, грязи и т. п. и обмывается чистым вазелиновым маслом в приспособлении, показанном на рис. 183, позволяющем вращать бак, причем после нескольких оборотов бака масло сливается. Та же операция производится и с указанной выше смесью, подогретой до 30 — 35° , заполняя бак

на $\frac{1}{4}$ его емкости, в результате чего на стенках бака образуется тонкий слой вазелиново-парафинового покрытия.

Во избежание быстрого застывания смеси поворачивание необходимо делать при температуре окружающего воздуха $15-20^{\circ}\text{C}$. Наружная поверхность бака также может быть покрыта тонким слоем этой смеси с помощью кисти или тряпки.

Перед постановкой бака на самолет как в том, так и в другом случае он должен быть промыт бензином. Прополаскивание баков, стоящих на самолете, может производиться путем наполнения бака и слива смеси или путем пульверизации.

При эксплуатации баков наблюдались случаи очень быстрого ржавления их после опораживания от горючего при постановке на хранение без предварительного ожиривания по указанному выше способу. Необходимо отметить, что промывка водой, щелочными или спиртовыми растворами вредна, так как они только способствуют появлению ржавчины. Кроме того щелочное прополаскивание способно растворить олово и ослабить полуду, а спиртовое вызывает усиленное окисление. Прополаскивание только керосином или бензином не помогает, так как, помимо огнеопасности этой операции, керосин и бензин не дают надежного предохранения от ржавчины и коррозии.

Уход за баками в эксплуатации заключается, главным образом, в наблюдении за появлением течи, образованием вмятин, трещин и т. п., для чего баки должны периодически—не реже 1 раза в год—подвергаться тщательному осмотру со снятием с самолета, ополаскиванием бензином, просушкой и просвечиванием внутри с помощью электрической лампочки или карманного электрического фонаря.

Применяются в случае надобности зеркала, как это рекомендуют английские инструкции.

После осмотра должно быть возобновлено наружное покрытие бака.

Характер ремонта баков зависит от их конструкции и должен предусматриваться специальными инструкциями. Общие правила могут быть сведены к следующему:

а) каждый бак перед ремонтом должен быть обязательно снят с самолета (чинить бак на самолете строго запрещается), совершенно опорожнен, высушен, проветрен в течение нескольких часов и прополоскан водой;

б) ввиду опасности взрыва строго запрещается находиться вблизи бака с паяльной лампой или с открытым огнем (хотя, к сожалению, приходилось видеть пайку бака, даже частично заполненного горючим);

в) вмятости стенок бака могут быть выправлены специальным патрубком изнутри или с помощью временной припайки в месте вдавленности какого-либо предмета и постепенного вытягивания вдавленного места, после чего этот предмет должен быть отпаян;

г) в случае ослабления заклепок швов или внутренних перегородок должна быть отпаяна передняя стенка, заклепки высверлены и поставлены новые (для медных и латунных баков заклепки должны быть медные, а для жестяных обязательно луженые), после чего передняя стенка должна быть поставлена обратно и запаяна;

д) в случае пробития или разрыва бака не по шву, а по целому месту, может быть поставлена усиливающая накладка с предварительной вырезкой поврежденной части. Юнкерс рекомендует ставить заплатку на болтах, головки которых ставятся изнутри, облуживаются и припаиваются; заплатки ставятся из того же металла, также предварительно облуженная, прочно привинчивается гайками и хорошо оплавляется кругом (рис. 184);

е) после ремонта бак должен быть тщательно промыт горячей водой, высушен и испытан путем погружения его в воду и создания внутри бака давления воздуха до 0,25 ат, причем легко заметить места пропуска по пузырькам воздуха, вырывающимся наружу.

Уход за соединениями и трубопроводами 1. Трубопроводы. Бензинопроводы обычно изготовляются из меди или дюраля. Наиболее распространены в настоящее время медные трубопроводы. Основные правила их эксплуатации заключаются в следующем:

а) При постановке труб не следует делать острых загибов. Радиус загиба должен быть достаточно большим.

б) При постановке колена не допускать уменьшения поперечного сечения основной трубы; наиболее целесообразным является постановка соединительной трубки с раздутым фланцем.

в) При соединении труб одинакового диаметра один из концов надо раздуть с тем, чтобы не уменьшать проходного сечения трубопровода.

г) Загиб трубопроводов надо производить после предварительного их отжига с охлаждением в холодной воде с заполнением трубы канифолью, причем трубопроводы из красной меди можно гнуть в горячем виде с заполнением песком, а из желтой меди — только в холодном виде с заполнением канифолью. Юнкерс рекомендует

гнуть трубопроводы, вставляя внутрь спиральную стальную пружину (рис. 185).

д) Медные трубопроводы должны через каждые 80—100 час эксплуатации подвергаться отжигу, так как со временем они становятся хрупкими и легко трескаются от вибрации мотора. Отжиг производится нагревом их на горне, или паяльной лампе до вишневокрасного цвета с последующим охлаждением в воде (если на них нет ниппельных соединений) или на открытом воздухе (если уже установлены ниппели, паяные серебром), после чего они должны быть тщательно промыты (бензином или бензолом) и продуты насосом. При постановке

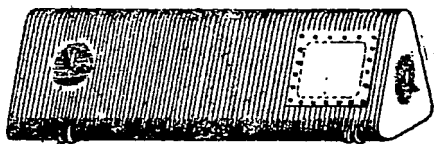


Рис. 184. Починка бака заплатой на болтах с последующей запайкой.

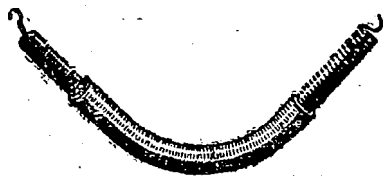


Рис. 185. Гнутье трубы с вставленной внутрь спиральной пружины.

ниппелей надо следить, чтобы трубопровод был уже отожжен, так как отжиг нарушает прочность серебряной пайки.

2. Дюритовые соединения. Дюритовые соединения до сих пор являются чрезвычайно распространенными как у нас, так и за границей, несмотря на ряд неудобств их в эксплуатации.

Основным неудобством является разрушение дюрита как изнутри от влияния горячего, так и снаружи—от влияния атмосферных условий. Внутреннее разрушение приводит к отрыву кусков дюрита, которые, попадая в трубопроводы, могут засорить фильтры и жиклеры карбюратора, а также к образованию внутри дюрита «клапана», который с увеличением напора горячего может отклониться и загородить проход горячего



Рис. 186.

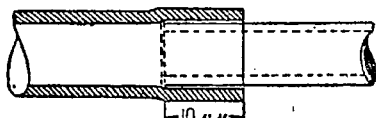


Рис. 187.

через дюрит. Наружное разрушение приводит к трещинам на поверхности дюрита, которые, проникая внутрь, могут вызвать течь горячего и создать опасность пожара.

Первым условием, для того чтобы избежать внутреннего разрушения, является постановка трубопроводов внутри дюрита возможно более плотную, чтобы сократить возможность непосредственного воздействия горячего на дюрит.



Рис. 188.

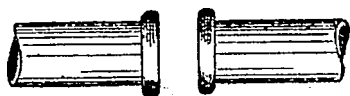


Рис. 189.

В некоторых случаях прибегают к постановке так называемых «боченков» (рис. 186), в которые вводятся оба конца соединяемых трубопроводов, а сверху надевается дюрит. В этом случае очень важно, чтобы трубопроводы слегка заходили на края боченка, так как если они будут только приставлены к концам боченка, то последний легко может повернуться на некоторый угол и частично закрыть отверстие трубопровода.

В некоторых случаях успешно практикуется соединение, показанное на рис. 187, при котором один из концов трубопровода немного разбивается на круглой оправке, а другой вставляется в него на расстоянии не менее 10 мм.

Весьма целесообразно на расстоянии 15 мм от края делать провальцовку (рис. 188), что облегчает крепление дюрита.

На самолетах, участвовавших в большом советском перелете Москва—Токио, на концах трубок под дюритом были напаяны медные колечки;

дюриты были обернуты изоляционной лентой и стянуты надежными хомутками.

Соединение, показанное на рис 189 с провальцовкой на самом конце, практически оказывается очень невыгодным.

Для предохранения от повреждений снаружи надо прежде всего применять для зажима дюрита специальные широкие хомутки, стягиваемые болтами с барашками, так как применение тонкой проволоки приводит к прорезанию наружного слоя дюрита.

Как правило, все дюритовые соединения должны заменяться через 100—120 час. эксплуатации или после одного года хранения.

Итальянской инструкцией по эксплуатации самолета Дорнье-Валь рекомендуется заменять все дюриты через каждые 6 мес. эксплуатации.

Не следует допускать постановку дюритов на белила, так как последние разрушаются горючим и засоряют систему, а также ставить на бензинопроводы водяной дюрит—«белый».

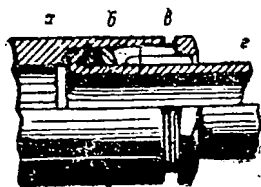


Рис. 190а.
Изменение соединения АМ:
а—свинцовое кольцо, б—асбестовая набивка.

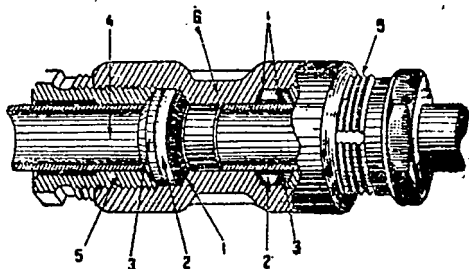


Рис. 190. Соединение АМ в разрезанном виде: 1—свинцовая оболочка, 2—резиновое кольцо, 3—металлическое кольцо, 4—трубопровод, 5—зажимная гайка.

Особо надо отметить усиленное разрушение дюрита бензоловой и толуоловой смесью, а также этиловой жидкостью, в случае применения которых наблюдение за разрушением дюрита изнутри должно быть очень тщательным и сроки службы значительно сокращены.

3. Соединения АМ и прочие соединения бензинопроводки. В последнее время у нас одновременно с помпой АМ очень широкое распространение получило соединение АМ, обладающее достаточной гибкостью и надежностью, но в то же время и рядом особенностей, незнание которых может привести к тяжелым последствиям в эксплуатации. Общий вид соединения с обхватывающей муфтой, применяемой для соединения 2 трубопроводов, показан на рис. 190. Одностороннее соединение в разрезанном виде показано на рис. 190а. Из этого рисунка видно, что соединение состоит из резино-свинцового кольца (1 и 2), обхватываемого стальным кольцом (3), которое с силой нажимает на резину под нажимом зажимной гайки (5), и последняя крепко зажимает трубопровод.

Особенности эксплуатации этого соединения следующие:

а) При постановке трубопровода в двойном соединении надо следить, чтобы трубки плотно сошлись друг с другом внутри муфты;

а при одностороннем соединении,—чтобы трубка плотно дошла и уперлась в выступ внутри муфты, так как в противном случае при зажиме гайкой резино-свинцовое кольцо может быть выдавлено внутрь образовавшегося пространства и смято, что приведет к засорению трубопровода.

б) Ни в коем случае нельзя допускать ошибочной постановки сначала металлического кольца, затем резино-свинцового,

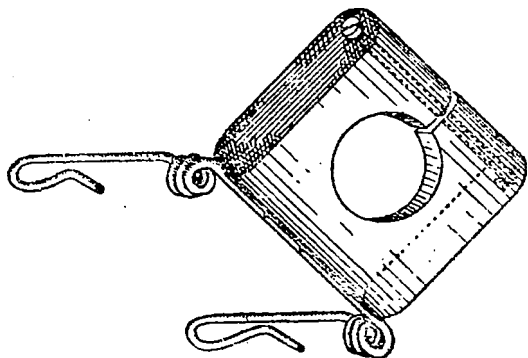


Рис. 191.

так как тогда при зажиме гайкой резиновое кольцо будет постепенно разрушено острыми краями зажимной гайки и не обеспечит плотности соединения. В результате соединение не гарантирует от протекания бензина, а кроме того сама трубка легко может выпасть, что фактически имело место при эксплуатации и привело к пожару самолета.

в) С течением времени, при глубокой затяжке гайки на трубопроводе (особенно медном), образуется под резино-свинцовым кольцом вдавленность, что приводит к появлению качания трубки и даже не гарантирует ее от вырывания. Для предотвращения этого явления трубопровод

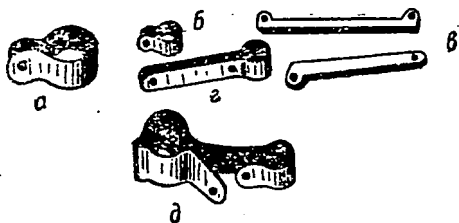


Рис. 192.

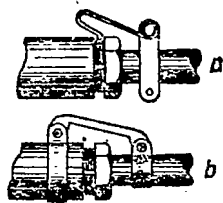


Рис. 193.

с муфтой должен схватываться специальной пружинной скрепкой АМ (рис. 191 и 193а), или же, при отсутствии этих скрепок, могут быть поставлены дюралевые хомутики, соединяемые дюралевой же пластинкой, скрепляемой болтами (рис. 192 и 193б). При этом надо следить, во-первых, за тем, чтобы диаметр хомутика был несколько менее трубопровода или муфты и допускать их затяжку; во-вторых, за тем, чтобы толщина пластинки также не препятствовала затяжке ушков хомута. На болтики должны ставиться контргайки или, в крайнем случае, шайбы Гровера.

Скрепленные соединения показаны на рис. 193.

Указанные дефекты соединения АМ, особенно пагубно сказывающиеся на соединениях маслопроводов (см. ниже), ставят под большое сомнение целесообразность применения соединений АМ, почему мы имеем ряд попыток изменить это соединение (см. рис. 190а).

Наиболее надежным соединением является обычное ниппельное, но, к сожалению, оно не обладает достаточной гибкостью; кроме того оно надежно только в том случае, если пайка самого ниппеля сделана правильно, т. е. ниппель надет на трубку сверху (а не вставлен внутрь) и пайка сделана серебряным припоем.

За границей имеется ряд других патентованных соединений. У нас, к сожалению, до сих пор еще не выработано достаточно надежного гибкого соединения для замены соединения АМ. Следует отметить, что за границей (особенно во Франции) арматуре (трубопроводы и соедине-

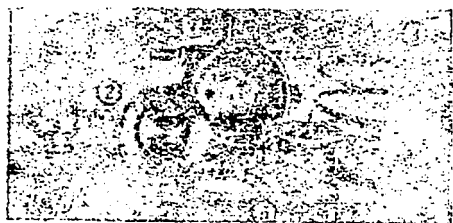


Рис. 194. Дисковый переключной бензиновый кран самолета Р-1 в разобранном виде: 1—корпус крана, 2—переключной диск, 3—пружина, прижимающая диск, 4—сетчатый фильтр, 5—шайбовый подшипник, укладываемый на пружину, 6—крышки, 7—рукоятка крана в кабине.

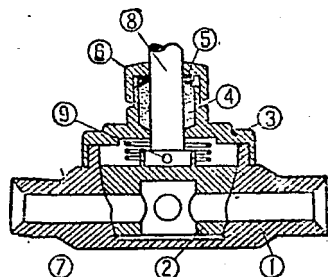


Рис. 195. Кран с пробковым конусом: 1—корпус крана, 2—пробковый конус, 3—крышка корпуса, 4—сальник, 5—прокладки, 6—гайка, 7—канал для горючего, 8—тяга управления краном, 9—пружина конуса.

ния) придается очень большое значение и все образцы подвергаются серьезным испытаниям на вибрацию (на специальном станке) и невоспламеняемость. Например, соединение опускают в сосуд диаметром 30 см, на дне которого налито до 50 см³ бензина, и после сгорания этого бензина соединение должно быть еще раз смонтировано на других трубопроводах и испытано на непроницаемость. Испытание на непроницаемость производится под давлением для горючего в 2 кг/см², а для масла—10 кг/см². При испытании на разрыв соединение должно выдерживать подвеску к одному из трубопроводов в 25 кг в течение 10 сек., и при испытании на разрушение от горючего соединение испытывается погружением в 40%-ную бензоловую смесь на 15 дней.

При этом считается правилом, что во избежание коррозии трубопроводы должны быть из того же металла, что и баки.

Краны и заливные шприцы. До последнего времени наиболее распространенными были дисковые переключные краны (рис. 194). Конструкция их описана в соответствующих инструкциях, поэтому отметим здесь только основные их эксплуатационные особенности. Эти краны отличаются тем, что в случае плохой притирки диска и корпуса крана, а также малейшего несовпадения отверстий они способны пропускать горючее

в закрытом положении. Это в некоторых случаях приводит к перекачиванию горячего в верхние баки самолета даже в том положении крана, когда, казалось бы, верхний (самотечный) бак является разобщенным от питающих помп. Обычно такой кран легко поддается усовершенствованию путем добавления 1 или 2 отверстий в перекрывном диске, что было, например, сделано на самолете Р-1 и дало возможность получить 2 лишних положения системы бензинопитания: 1) питание только от самотечного бака в верхнем крыле, дающее возможность использования запасов верхнего бака при пустых главных баках без тормозов на ветряках, и 2) питание сразу от двух ветрянок и самотечного бака, дающее большую надежность в смысле отказа мотора на взлете.



Рис. 196. Бензиновый кран АМ.

Другой вид перекрывных кранов представляет собой кран с пробковым конусом (рис. 195). Этот кран работает хорошо в условиях северного и умеренного

климата, но в жарком климате пробка быстро сохнет и дает течь, притирка же конуса крайне затруднена.

В последнее время широко применяются краны АМ, причем кран, указанный на рис. 196, применяется там, где к нему можно непосредственно подойти и завернуть или открыть рукой. Этот кран очень надежен, если обеспечено плотное его прилегание к гнезду гайки.

Кран, указанный на рис. 197, применяется в местах около баков, управляется из кабины и служит запорным краном. Оба крана снабжены указанными выше соединениями АМ. В эксплуатации 2-го крана не было пока отмечено никаких особенностей, кроме нескольких случаев его засорения паклей, попавшей в него в результате предварительного затывания отверстий крана при сборке самолета.

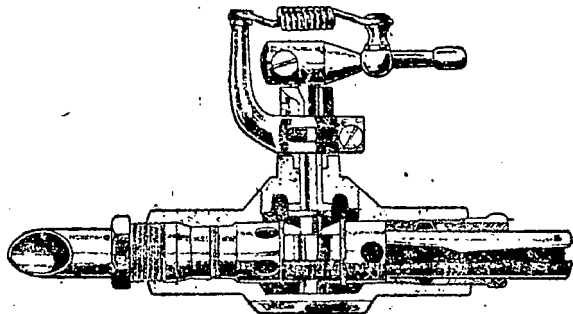


Рис. 197. Краны АМ—игольчатый и перекрывной.

Что касается заливных шприцев, то у нас в основном применяются 2 типа шприцев: 1-й, изготавливаемый у нас (типа Р-1), имеет вид, указанный на рис. 198. При эксплуатации этого шприца имели место случаи, когда при открытом запорном кране верхнего бака и недостаточно плотно закрытом шприце горючее из верхнего бака при стоянке самолета постепенно стекало через шприц и трубопроводы заливочной системы в цилиндры и далее в картер мотора. При этом, если не обратить

внимания на пустой верхний бак и, залив его снова, запустить мотор, то масляная помпа перекачает стекшее в картер горючее в масляный бак и перемешает с маслом, что может привести к очень тяжелым последствиям. Поэтому при эксплуатации подобных заливных шприцев надо соблюдать следующие правила:

1. Следить за тем, чтобы перекрывной кран верхнего бака при длительной стоянке самолета был всегда закрыт.

2. Следить за тем, чтобы после заливки мотора или при стоянке самолета поршень шприца был задвинут внутрь доотказа и повернут на 90° так, чтобы штифт *a*, зайдя в прорезь гайки *б*, после поворота удерживал поршень от отхода, а запорная игла была бы прижата к гнезду. При этом желательно поворачивать поршень направо, так как иначе конец поршня *в* может отвернуться на несколько ниток и не даст возможность задвигать поршень внутрь доотказа. Плотное заворачивание конца поршня *в* проверять через 10—15 часов полета.

3. Внутри гайки *б* должен быть набит асбестовый сальник и прижат латунным колечком *г* для того, чтобы бензин не мог вытекать в кабину самолета.

4. Необходимо тщательно следить за тем, чтобы в запорные шариковые клапаны не могли попасть сор, грязь или пакля

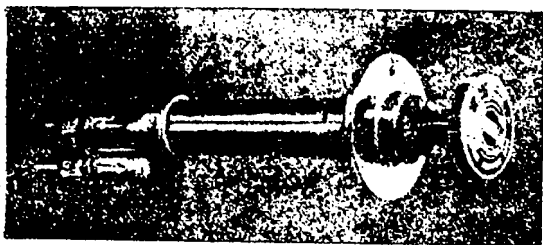


Рис. 199. Общий вид насоса «Атмос» для заливки горючего в мотор перед запуском.

(которую обычно подкладывают под винт *e* вместо свинцового колечка *д*., так как это мешает плотному прилеганию шарика и допускает просачивание горючего даже при закрытой игле шприца. Другой тип заливного шприца—насос «Атмос» (заграничный) (рис. 199) при эксплуатации выявил появление течи корпуса при обратном ходе поршня. При этом горючее попадает в кабину, и в случае нахождения на полу кабины пускового магнето возможно воспламенение. Причина течи лежит в усыхании кожи на штоке поршня, что должно устраняться заменой этой кожи на новую.

Бензиномеры. На эксплуатации у нас находятся 3 основных бензиномера: а) обыкновенный поплавковый, принцип действия которого основан на всплывании при наполнении бака горючим пробкового поплавка, соединенного непосредственно или через рычаг со штырем. Поднятие штыря и дает представление о количестве горючего в баке. Такого типа бензиномеры были установлены на самолете Р-1, но показания их очень неточны и практически ими почти не пользуются; б) тоже по-

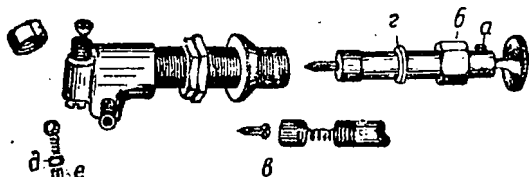


Рис. 198.

плавковый, но такой, в котором движение рычага, соединенного с пробкой передается тонкой шелковой нити, проходящей по тонкой медной трубке к бензиновым часам, смонтированным на доске прибора. Этот конец нити прикреплен к барабану, по наружной окружности которого припаяна шкала с делениями, градуированными с точностью до 5 л. Внутри барабана помещена часовая пружина, все время натягивающая нить, но не настолько сильно, чтобы вытянуть пробку из горючего. Этот бензиномер оказался также весьма несовершенным в эксплуатации; в) в последнее время на все самолетные баки для горючего ставится гидро-

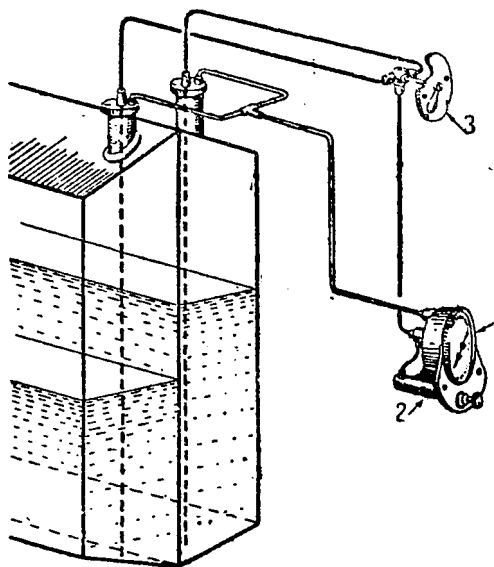


Рис. 200. Гидростатический бензиномер: 1— шкала; 2— насос; 3— кран-переключатель для замера горючего в каждой половине бака отдельно.

статический бензиномер (рис. 200), основанный на принципе вытеснения определенного столба горючего из тонкой трубки, опущенной в бак. Часть воздушного давления, создаваемого для этой цели специальным насосом, идет в закрытую коробку Бурдона, деформации которой передаются стрелке, указывающей на градуированной шкале прибора количество горючего.

Наружная полость коробки прибора ранее сообщалась с воздушным пространством в верхней части бака, но опыт показал, что при опущенном хвосте на некоторых самолетах при полных баках горючее по трубке проникало внутрь прибора и портило его. Поэтому решено эту трубку упразднить совсем, запаяв ниппель на баке: на штуцер (статический) самого прибора была надета гайка с верхней гранью запаянной пластинкой и просверленным в ней отверстием, диаметром 1—1,5 мм, для сообщения внутренней полости прибора и пространства за доской приборов, давление в котором во время полета оказалось, примерно, равным давлению в верхней части бака.

К сожалению, до сих пор достаточно точных и надежных даже гидростатических бензинометров получить не удалось и в некоторых случаях приходится прибегать к простым бензиномерным стеклам.

Вопросы эксплуатации систем охлаждения и смазки имеют уже свою литературу (см. книгу «Охлаждение и смазка авиационного двигателя», Военгиз, 1931 г.), почему будут рассмотрены нами ниже весьма кратко с чисто эксплуатационной точки зрения и только в отношении самолета, почему вопросы охлаждения моторов с воздушным охлаждением, как чисто моторные, совсем не рассматриваются.

2. Эксплуатация системы охлаждения

Радиаторы. Существуют два основных типа радиаторов: обычные на современных машинах—лобовые, и с изменяющейся площадью—выдвижные или подъемные. Как те, так и другие радиаторы по конструкции охлаждающей поверхности могут быть пластинчатые (рис. 201), или сотовые (рис. 202).

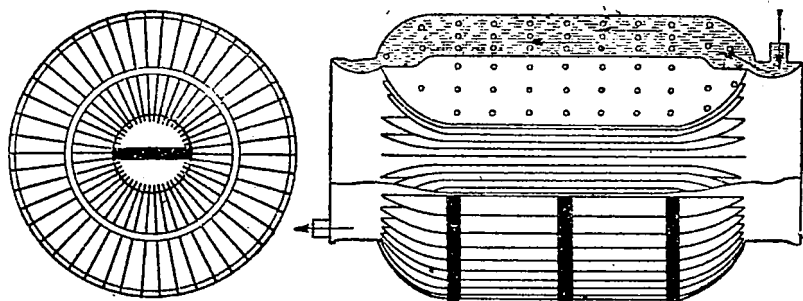


Рис. 201. Пластинчатый радиатор Ламблена.

Первый тип радиаторов (пластинчатые), наиболее характерным представителем которого является радиатор «Ламблена», зарекомендовал себя в эксплуатации отрицательно по следующим причинам:

1. Заграничные радиаторы «Ламблена», не давая достаточного охлаждения для летнего времени, зимой легко замерзают, что указывает на то, что они рассчитывались на весьма умеренный климат. Кроме того, практически почти все время они «слезятся», чего в силу особенностей их конструкции предотвратить никак нельзя.

2. Пластинчатые радиаторы нашей конструкции, изготовленные из тонких латунных листов, схваченных в ряде мест пистонами или заклепками, оказались весьма неудачными вследствие очень частой течи в местах крепления пистонов или заклепок.

Ремонт таких радиаторов требует наличия специальных паяльников. Сотовые радиаторы проще и надежнее в эксплуатации.

Форма сот, принятая у нас, бывает двух типов: 6-гранная и волнистая—так называемые «трубки Андрэ», что дает большую поверхность охлаж-

дения (рис. 203). Кроме того, имеются еще радиаторы Юнкерса, также сотовые, но имеющие совершенно оригинальную конструкцию (рис. 204): в них соты сделаны из ряда коробчатых пластин, в которых протекает вода, а между ними припаяна свернутая гармошкой тонкая металлическая лента, дающая главную поверхность охлаждения.

В сотовом неподвижном лобовом радиаторе поток воды проходит сверху вниз, т. е., следуя принципу термосифона, нагретая вода, охлаждаясь, спускается вниз.

В подъемных сотовых радиаторах возможны два варианта: 1) Поток воды, попадая в один из находящихся в середине патрубков, идет через

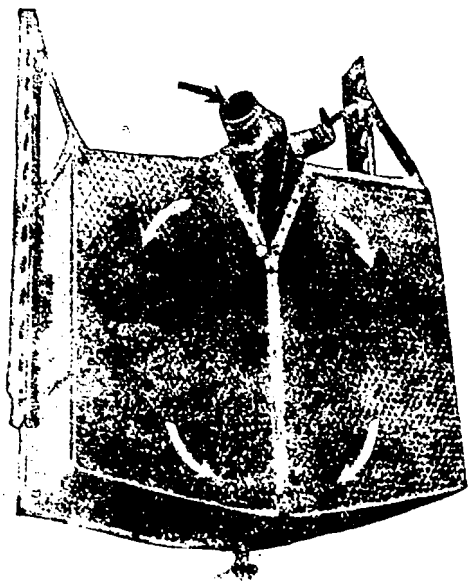


Рис. 202. Сотовый радиатор. Стрелками показан путь воды.

соты вниз и затем вытягивается через среднюю пластинчатую коробку (рис. 202). Это, как показывает опыт, не является удачным, так как охлажденной воде приходится подниматься мимо опускающейся горячей; поэтому переделка этого радиатора с выносом средней части наружу давала понижение температуры на 4—5° (рис. 205).

2) Поток воды идет через патрубки, находящиеся по бокам

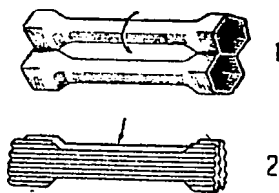


Рис. 203. 1—шестигранная форма сот; 2—Трубки Андре.

радиатора, и вытягивается вверх через пластинчатые коробки по обоим бокам обичайки радиатора. Этот радиатор также имеет один недостаток, а именно—замерзание середины радиаторов в большие морозы зимой, так как поток горячей воды в этой части получается уже не интенсивным. Поэтому в зимнее время середину такого радиатора приходится закрывать фанерной планкой, укрепляемой к каркасу радиатора на ремнях, так как радиатор мерзнет даже во втянутом положении.

Уход за радиатором заключается в применении соответствующего качества воды и периодической очистке радиатора, как и всей системы охлаждения, от накипи, жировых отложений и прочих загрязнений (см. ниже); в наблюдении за течью радиатора и обеспечением ему соответствующего ремонта; в наблюдении за креплением и контровкой спускного краника и состоянием подъемного механизма и, наконец, в соблюдении особых правил в зимнее время.

Что касается течи, то она может в зникнуть от плохой пайки, и в этом случае появляется обычно по граням сот или в месте скрепления сот с обичайкой.

Радиаторы типа Р-1, имеющие выступающую часть расширительного бачка, текут обычно в углах этого бачка вследствие вибрации выступающей части, что вынудило прибегать к напайванию в этих местах специальных усиливающих накладок или к постановке угольников (рис. 206), а впоследствии заставило совсем отнять эту часть бачка, перенеся ее на мотор.

Другой причиной течи может быть разрушение металла сот коррозией под действием содержащихся в воде веществ. Коррозия приводит к разеданию металла (рис. 207) и образованию в нем трещин. Это можно обнаружить осмотром, отпаяв дефектную трубку радиатора и надломив ее конец, отрывая металл лентой по спирали. Если при этом он будет тянуться плавно без обрывов и резких скачков, то значит металл трубки не разъеден коррозией; если же эти явления будут иметь место, то такую трубку надо изъять.

Один из случаев подобного разрушения трубок радиаторов был тщательно исследован, причем дал следующие результаты. Химический состав металла трубок оказался таким: меди 65,25—68,44%; олова 0; свинца 0—0,09%; железа 0,06—0,10; прочих примесей 0,04—0,3 и цинка—остальное.

Другими словами, металл представлял собой чистую латунь. В процессе коррозии

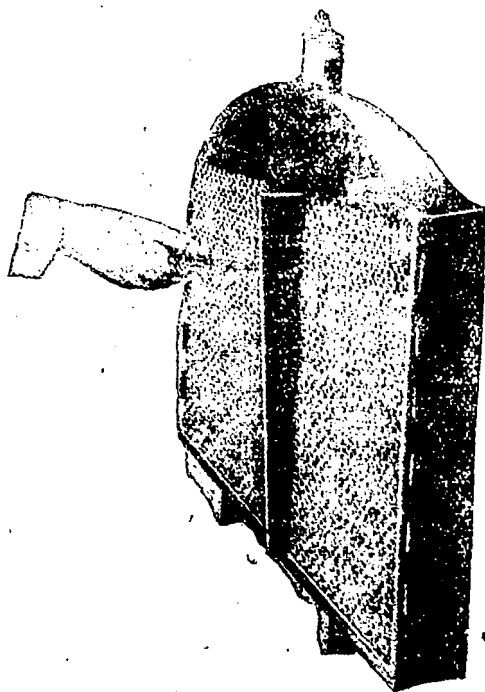


Рис. 204. Стовый радиатор Юнкерса

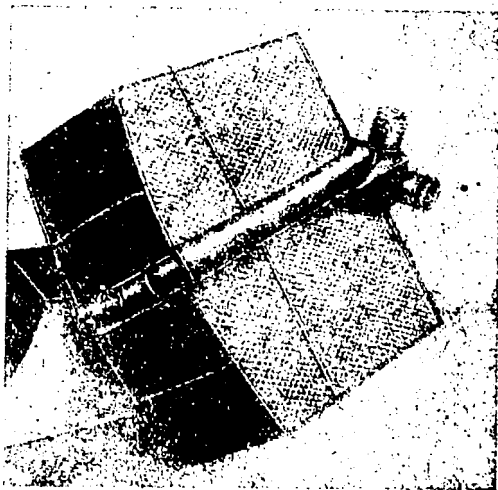


Рис. 205. Переделка радиатора с выводом отходящего потока воды наружу; а—отвод воды

происходит обеднение металла цинком; поэтому в первоначальном своем состоянии металл мог иметь цинка несколько более. Анализ состава образовавшихся на трубках радиатора наростов показал содержание в них цинка в частях, прилегающих к металлу, и железа, в частях, лежащих далее от металла. Все это указывает, что в данном случае мы имеем дело с коррозией такого же характера, как это изложено выше в отношении дуралюмина. В результате коррозии металл теряет цинк и превращается в рыхлую медь. Этот процесс начинается с поверхности и идет затем в глубь металла, что и приводит в результате к образованию трещин, так как рыхлая медь легко вываливается от сотрясений радиатора при работе мотора.

Начало коррозии может произойти от присутствия в воде раствора хлористого аммония, хлористого цинка, соляной кислоты и других солей и кислот, которые могут оказаться в самой незначительной кон-

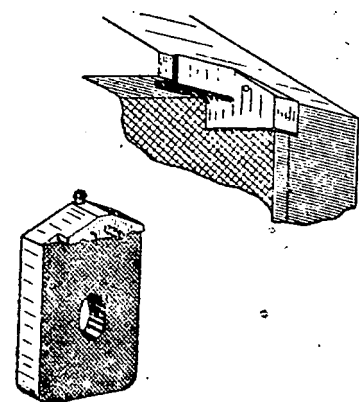


Рис. 206. Установка усиливающих угольников в углах радиаторов самолетов Р-1.



Рис. 207. Коррозия трубок сотового радиатора.

центрации, в результате применения их как флюсов при пайке радиатора. Кроме того, на появление коррозии может влиять наличие механических примесей в воде (например, пыли, угля, сажи и т. п.).

Механические сотрясения и высокая температура воды ускоряют этот процесс.

Анализ воды, вызывавшей коррозию радиатора (произведенный в одной из химических лабораторий), дал следующие результаты:

Таблица XXV

Содержание солей	По весу в процентах	Содержание солей	По весу в процентах
Сернистого кальция . . .	0,030	Двууглекисл. натрия . . .	0,015
» магния . . .	0,006	» калия . . .	0,004
» натрия . . .	0,003	Кремнекис. солей (SiO ₂) . . .	0,002
Хлористого » . . .	0,018	Органических примесей . . .	0,020

Таким образом в одном литре воды содержалось около 1 г (0,98%) солей, что дает основание считать воду бедной солями. Но и это количество солей оказалось достаточным, чтобы в случае неоднородности микроструктуры сплава, а именно наличия микро-пар Cu—Zn (медь—цинк), образовать хорошую проводимость гальванических микро-токов, ведущих к растворению цинка и образованию в растворе его сернистой соли, которая вследствие гидролиза, освобождая кислоту, вновь будет способствовать появлению коррозии.

В большинстве случаев отложения на трубках радиатора состоят из масляного налета, значительно понижающего охлаждающую способность радиатора, и окиси железа, появляющейся за счет указанного выше электролитического процесса. Накипь того характера, который имеет место на стенках цилиндров, встречается очень редко.

Очистка радиаторов должна производиться двумя способами: а) Очистку от масляного налета можно производить промывкой радиатора бензином, бензолом или толуолом, причем бензин является самым невыгодным, так как благодаря быстрой испаряемости образует воздушные пробки, что при недостаточной последующей промывке водой и просушке радиатора может повлечь выбрасывание воды. После промывки радиатора тем или другим видом горючего (что можно делать прямо на самолете, отъединив шланги от мотора) необходимо тщательно прополоскать радиатор несколько раз теплой водой и просушить.

Очистку накипи совершенно без вреда для радиатора по существу сделать нельзя. Растворы серной и соляной кислот применять для этой цели ни в коем случае нельзя. Допустимо применение 3—5%-ного раствора уксусной кислоты, причем для этой цели вся система охлаждения заполняется раствором и мотор прогревается с доведением температуры воды до 70—75°, после чего мотор останавливается и система охлаждения промывается 3—4 раза 3%-ным раствором соды.

Единственное надежное средство предотвращения появления отложений—это предварительная очистка воды поступающей в радиатор.

Вода в зависимости от количества растворенных солей оценивается с точки зрения «жесткости», определяемой в так называемых градусах (1° соответствует тому или иному количеству углекислых и сернистых

солей кальция и магния в определенном количестве воды), различных в разных странах. Жесткость делится на временную (соли угольной кислоты, распадающиеся при нагревании на углекислые) и постоянную (растворимый осадок этих солей и сернокислые соли щелочных земель). Сумма той и другой жесткости дает общую жесткость воды. Кипячением воды мы устраняем только временную жесткость, но все же значительно улучшаем качество воды. От постоянной жесткости можно освободиться только путем химического фильтрования воды (цеолитовые фильтры, в фильтрующее вещество которых входят окиси алюминия, натрия и кремневый ангидрид), но к сожалению до сих пор эти фильтры не имеют у нас применения. Жесткость воды определяется только химическим путем в лаборатории, и в наши задачи не входит ее рассмотрение. Опыт показывает, что применяемая у нас для радиаторов вода имеет около 15—13° временной жесткости и дает указанные выше неприятные явления накипи и коррозии. Желательно же, чтобы вода была 2—3° временной жесткости и не более 6° временной жесткости, или не выше 15 немецких градусов общей жесткости.

Наилучшей по качеству является вода дождевая, но у нас до сих пор она не имеет широкого применения вследствие трудности ее собирания (хотя в ряде южных городов СССР давно собирают эту воду в цистерны для бытовых надобностей).

Речная вода хуже, она содержит 3—12 немецких градусов жесткости и ее необходимо предварительно кипятить. Грунтовые воды (колодезная, ключевая) значительно хуже и требуют уже химической очистки или длительного кипячения. Морская вода для радиаторов совершенно непригодна.

Необходимо отметить еще одну возможную причину течи: в том случае, если радиатор (лобовой) тягами крепится к мотору, мотор при вибрации расшатывает это соединение и вызывает течь радиатора. Так, например, на одном из самолетов через 20—25 час. эксплуатации появлялись трещины радиатора в месте приклепки и пайки пластинки к ушку для крепления тяги, связанной с мотором.

Попытка увеличения площади пайки оловом не дала положительных результатов, так как трещины появлялись вслед за этим в 20—30 мм сверху по борту радиатора. Кроме того при этом ошибочно ослаблялась затяжка болта, соединяющего ушко с тягой, чем допускалась боковая тряска радиатора. Устранение течи было достигнуто только переделкой соединения с пропуском сквозного болта через радиатор.

Что касается ремонта радиатора для устранения течи, то наиболее сложным он является у радиаторов пластинчатого типа, у которых секции не разборные. Пайка этих радиаторов производится с соблюдением следующих правил:

1. Радиатор просвечивается электрической лампочкой и при этом наблюдении устанавливается место течи (можно это проверить, если снять радиатор с самолета и опустить его в воду, создав в радиаторе давление воздуха).

2. Далее радиатор снимается с самолета и найденное место течи зачищается сначала бензином (маленькой кисточкой из щетины), а затем соляной кислотой, сначала чистой, а потом «травленной» (травится цин-

ком до насыщения, причем цинк остается на дне и кислота становится белого цвета). Для той и другой соляной кислоты применяются отдельные кисточки.

3. После пайки место паяния должно быть тщательно вытерто тряпкой с горячей водой во избежание вредного действия кислоты.

Для пайки применяются паяльники вида, указанного на рис. 208, причем паяльник должен быть гладкий и чистый, так как, если паяльник грязный, то место пайки в достаточной мере не нагревается и олово не пристает. Очистить паяльник можно напильником.

4. Паяльник надо нагреть до такого состояния, когда он будет хорошо плавить и брать на себя олово; докрасна нагревать его не следует, так как при этом олово входит в медь.

5. Взяв немного олова на паяльник, потереть об наштабрь.

6. При пайке ставить паяльник на 10—12 мм выше напаяваемого отверстия, поднеся к нему палочку припой так, чтобы олово стекало вниз.

7. В том случае, если листы пластин радиатора скреплены пистонами, необходимо помазать кисточкой с травленной соляной кислотой с обеих сторон пластины с тем, чтобы олово прошло через отверстие пистона и пристало с обеих сторон. Это надо делать, удерживая нагретый паяльник на месте.

Англичане применяют в качестве припоя при пайке радиаторов состав: 49—52% олова, не менее 3% сурьмы и остальное — свинец, причем, если пайка производится погружением в ванну с припоем, то рекомендуется систематически ее проверять, чтобы процент олова ни в коем случае не падал ниже 45, на что между прочим указывает повышение температуры ванны, которая должна контролироваться пирометром. После паяния все места пайки должны быть насухо вытерты и вымыты горячей водой. Соединения, паяные с применением флюса в виде пасты, должны быть промыты бензином, а затем уже горячей водой.

При ремонте сотового радиатора отыскание места течи производится также погружением в воду с последующим затыканием в трубочку соты, где будет замечена течь, деревянной пробки или же путем наполнения радиатора водой под давлением, например, из водопровода, с аналогичной отметкой текущего места или просто отметкой соответствующей соты мелом. После этого место течи осторожно зачищается шабером или напильником, смачивается травленной соляной кислотой и запаивается.

В том случае, если течь образовалась внутри трубки сот, то самым правильным способом является замена трубки, причем старая трубка выплавляется. Но допустимым является и впаивание внутрь текущей трубки новой, по внешнему диаметру соответствующей внутреннему диаметру сот, с разгранкой ее концов по старой.

В исключительных случаях допускается заглушка соты, что может быть сделано или путем набивки средней части соты асбестом с заполнением концов припоем, или же путем наложения на соту с обеих

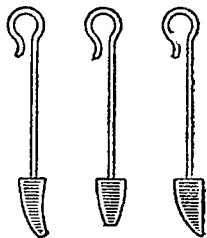


Рис. 208. Виды паяльников, применяемых при пайке пластинчатых радиаторов.

сторон резиновой шайбы диаметром 10—12 мм, толщиной 2—3 мм с последующей накладкой еще дюралевой и стальной шайбы (диаметром 10—15 мм) и затяжкой сквозным болтом (3×135 мм для Р-1) через трубочку соты. Надо помнить, что эта мера только временная, так как, заглушая соты, мы нарушаем нормальную работу радиатора и в зимнее время можем вызвать замерзание воды и разрыв сот. К сожалению, мы имеем в практике эксплуатации много примеров, когда ремонт радиатора производился не только таким способом, но даже затыканием сот хлебом(!?), что, конечно, приводило к губительным последствиям.

Сотовые радиаторы типа Юнкера позволяют выпайивание целых корчатых пластин и замену их, но, как временную меру, допускают напайивание полос (обычно ленты СКФ) с обеих сторон радиатора, чем выключается целая отдельная секция радиатора. Необходимо помнить, что каков бы радиатор ни был, после пайки он должен быть тщательно промыт чистой водой или даже горячим паром и испытан под давлением 0,25 ат.

Применение пламени при пайке радиаторов всех видов не разрешается.

Весьма желательно производить после ремонта также и испытание радиаторов на пропускную способность, так как после эксплуатации радиатора она может значительно уменьшиться. Так, например, испытание радиатора одного из самолетов после налета 50—70 час. дало следующие результаты:

	До эксплоат.	После эксплоат.
Пропускная способность	308 л/мин	306 л/мин

При испытании напор воды создается помещением питающего бака выше радиатора (но не выше, чем на 2 м), радиатор помещается в том положении, как он должен стоять на самолете, и в течение времени не менее 10 сек. пропускают воду, количество которой замеряется.

Но так как установка для испытания на истечение сложна, то это требование далеко не везде выполнимо.

Пропускная способность радиатора имеет громадное значение еще в отношении выбрасывания воды из системы охлаждения. Например на самолете Р-1 наблюдались случаи, когда на малых оборотах мотор грелся, а на больших оборотах из радиатора выбрасывалась вода через пароотводную трубку. Причина этого, как оказалось, лежала в том, что на малых оборотах помпа не давала достаточной циркуляции воды, а на больших оборотах скорость потока возрастала настолько (пропорционально кубу числа оборотов помпы), что радиатор не успевал пропускать всю воду и часть ее выбрасывал. То же явление наблюдалось и при установке тропического радиатора, который благодаря малой пропускной способности задерживал поток воды. В Англии, помимо испытания на пропускную способность, после ремонта радиаторов производится еще испытание путем наполнения горячей водой при температуре 82° С и создания на 10 мин. давления в 0,35 ат. После этого радиатор немедленно заполняется холодной водой под тем же давле-

нием на 30 мин., и при этом надо непременно следить за тем, чтобы нигде не должно быть течи.

Большое значение для эксплуатации выдвигаемых и подъемных радиаторов имеет правильный уход за подъемными и выдвигаемыми механиз-

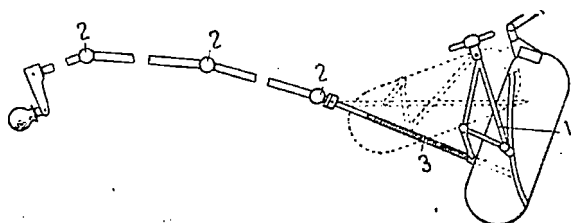


Рис. 209. Червячный подъемный механизм радиатора: 1—шатунный механизм; 2—карданные сочленения, 3—червячный винт.

мами. При выдвигаемых радиаторах большое значение имеет износ роликов, которые скользят по направляющим, причем на роликах образуются выбоины и радиатор может получить перекося. Определить это можно, выдвинув радиатор и покачав его. Наличие значительного люфта укажет

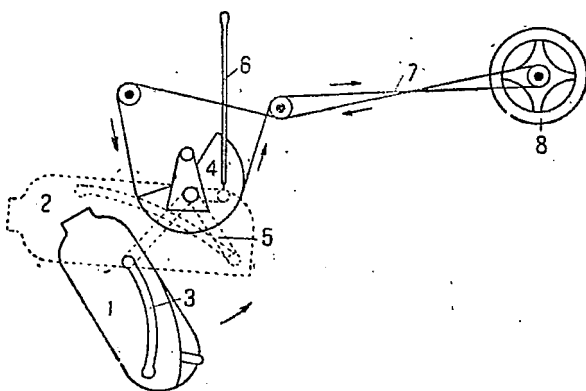


Рис. 210. Схема подъемного механизма радиатора с помощью штурвала и тросов: 1—радиатор опущенный; 2—радиатор поднятый; 3—паз, по которому скользит ролик; 4—сектор, приводимый к движению тросом; 5—рычаг для подъема радиатора; 6—амортизатор, облегчающий подъем; 7—трос; 8—штурвал.

на износ роликов. В случае износа менять надо сразу все парные ролики на одной стороне радиатора, так как разнотипные ролики могут привести к перекося радиатора. В случае износа направляющих могут быть поставлены ролики большего диаметра.

Применение червячной передачи для подъема радиатора (рис. 209) оказалось неудачным вследствие трудности подъема, полного торможения при малейших изгибах длинного червяка и выскакивания ролика. Замена этого механизма другим, показанным на рис. 210, с тросовой передачей, приводила к частому обрыву тросов.

В настоящее время широко распространен выдвигаемый тип радиатора,

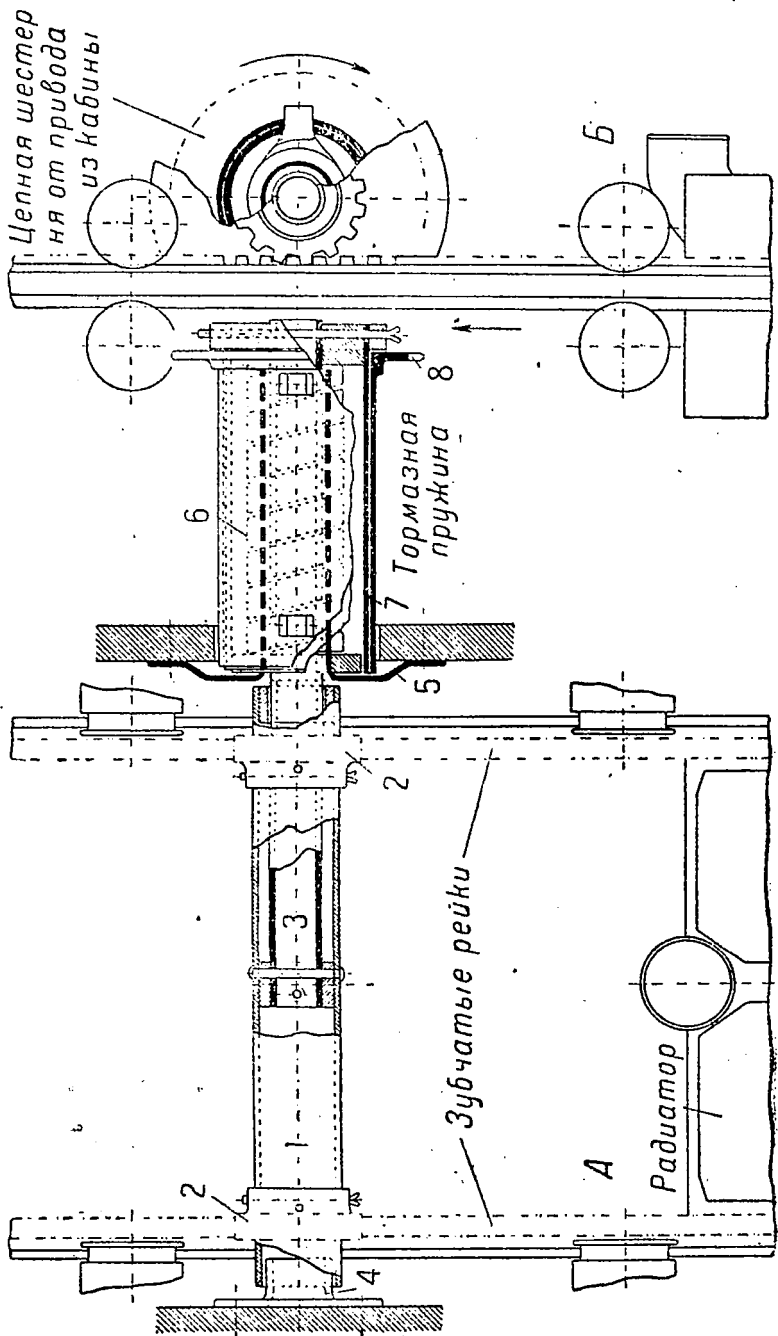


Рис. 211. Подъемный механизм и стопорные муфты опускающегося радиатора: А—вид спереди; Б—вид сбоку; 1—основная труба подъемного механизма; 2—зубчатые шестерни; 3—внутренняя труба; 4,5— фляцы на упорных коробках; 6—стопорная пружина; 7—внутренняя муфта, соединенная с внутренней трубой; 8—ведущая шестерня.

причем радиатор выдвигается на зубчатых рейках. Особенно интересной является конструкция механизма, тормозящего непроизвольный срыв радиатора вниз.

Конструкция эта следующая (рис. 211).

На основную трубку 1 подъемника по ее концам насажены две зубчатые шестерни 2, сцепляющиеся с зубчатыми рейками радиатора. Зубчатки посажены на трубу на заклепках. Внутри трубы, до ее середины, вставлена свободно вторая труба 3 меньшего диаметра и связанная с ней посредством промежуточного кольца и конусной шпильки. Конец внутренней трубы выступает из основной трубы миллиметров на 80 и служит осью вращения одного конца основной трубы.

Для устранения люфта между трубами здесь вставлено второе промежуточное кольцо. Основная труба одним концом надевается на фланец 4 в опорной коробке, а на другом конце вставляется выступающим отростком внутренней трубы во фланец подшипника второй коробки 5.

Таким образом, труба подъемника механизма может вращаться на фланцах подшипников: на одном непосредственно, а на втором—посредством добавочной внутренней трубы.

На фланец 5, охватывающий конец внутренней трубы, насажена сильная стальная пружина 6 и две шайбы по краям пружины. На шайбу в свою очередь посажена муфта 7, соединенная при помощи промежуточного кольца и конусной шпильки с концом внутренней трубы. На эту муфту посажена и может на ней свободно вращаться вторая муфта 8, связанная с зубчатой шестеренкой велосипедного типа.

Пружина в последних витках имеет два зубца, а в муфте 7 и 8 имеются окна для прохода этих зубцов.

В положении покоя пружина прижимается на патрубок фланца 5 и, туго охватывая его, препятствует вращению трубы подъемника.

При вращении ведущей зубчатой шестерни 3, а с ней вместе и муфты 7, пружина благодаря перемещению ее зубцов, входящих в окна муфт, раскручивается. В силу этого она перестает прижиматься и охватывать патрубок фланца. Благодаря этому внутренняя труба получает возможность вращения вместе с пружиной и муфтами на трубке и соответственно с этим может передвигать с помощью насаженных на трубу шестеренок зубчатые рейки радиатора.

Благодаря надлежащему расположению окон в муфте, при котором окна наружной и внутренней муфт несколько смещены по отношению друг к другу, давление, которое они оказывают на выступы пружины, всегда направлено в противоположные стороны и, раскручивая пружину, освобождает механизм при любом вращении муфты 8—независимо по часовой стрелке, или против часовой стрелки.

Торможение механизма происходит непосредственно после остановки вращения муфты 8.

Для управления подъемником служит штурвал. Штурвал с помощью небольшой шестеренки велосипедного типа, непосредственно с ним связанной, соединен велосипедной цепью с ведущей шестерней подъемного механизма.

Для устранения люфта, появляющегося в велосипедной цепи с течением времени, коробочка с осью штурвала, а с ней и самый штурвал, может перемещаться по раме с помощью специального регулирующего винта.

Важнейшей частью системы охлаждения, помимо радиатора, является расширительный бачок, устанавливаемый или в верхней части радиатора (как ранее на самолете Р-1), или на самом моторе, или в виде отдельного бачка в верхнем крыле самолета (рис. 212 и 213).

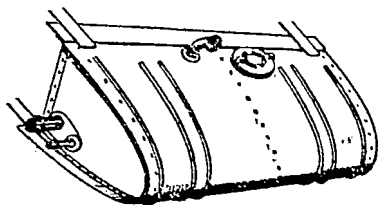


Рис. 212. Расширительный бачок в верхнем крыле самолета.

Опыт эксплуатации этих бачков заставляет обратить внимание на следующее:

1. Желательно изготовление этих бачков из латуни или меди, так как

жестяные бачки быстро дают течь.

2. Недопустимо крепление трубки, отводящей конденсирующуюся в бачке воду, в стенке бака на некотором расстоянии от дна, так как в этом случае в бачке всегда остается вода, которая разрушает днище бачка, а в зимнее время происходит замерзание.

3. Замерзание паропроводной трубки бачка влечет за собой разрыв его или закипание воды в системе охлаждения. Поэтому трубка в зимнее время должна быть утеплена у бачков, находящихся около мотора, путем пригибания ее к теплым местам мотора или даже проведением на хомутах вольг глушителя (но следя за тем, чтобы выбрасываемая из него вода не могла залить приемник указателя скорости или поворота), а у бачков, находящихся в крыле самолета, — путем обертывания шинельным сукном или войлоком с последующей обмоткой изоляционной лентой или газгольдером и обязательной покраской масляной или какой-либо негорючей краской. Желательно также и утепление самого бачка.

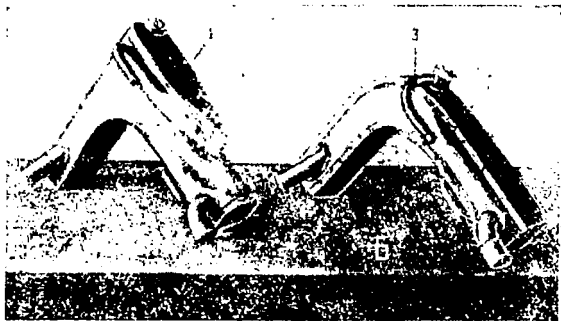


Рис. 213. Расширительные бачки истребительного самолета (стоящие на моторе): А—из жести, Б—из меди; 1—бачок, изготовленный в экскадрильи, 3—трубка, идущая на расширитель и на бачок в крыле.

4. Опыт показывает, что с целью предотвращения замерзания, а также устранения воздушных пробок целесообразно включать расширительный бачок в цепь циркуляции воды в системе охлаждения.

Что касается вообще особенностей эксплуатации системы охлаждения в зимнее время, то она сводится к следующему:

1. Указанное выше утепление трубопроводов.

2. Постановка на радиатор специальных заслонок—жалюзи, регулируемых из кабины летчика, и отопление уже стоящих жалюзи путем оборачивания заслонок сукном или постановка на радиатор фанерного щитка на ремнях или шпагате.

3. Немедленный спуск воды после полетов, а также во всех случаях, когда температура воды в системе охлаждения на морозе падает до 40°Ц.

4. Применение для заправки горячей воды (не свыше 60—75°), с пропуском ее через систему охлаждения несколько раз и 1-й раз пропускающая воду, нагретую не более как до 40—45°Ц.

С целью предохранения от замерзания воды в системе охлаждения мотора при низкой температуре окружающего воздуха ранее были рекомендованы 2 типа незамерзающих смесей:

1) для температуры до—10° Ц: воды—75%; спирта денатурированного—20% и глицерина—5%; 2) для температуры до—20°Ц: воды—60%; спирта—30%; глицерина—10%.

Опыт применения глицерина показал, что последний легко сбивается в пену и может затруднить циркуляцию воды в системе охлаждения, поэтому добавление его нецелесообразно.

Что касается водно-спиртовой смеси, то основными отрицательными чертами ее являются: а) легкая испаряемость спирта из смеси как при хранении, так и особенно в полете, что требует громадного расхода спирта для обеспечения эксплуатации многих моторов (утеря спирта за час полета принята равной 5%, считая от полной емкости радиатора, а при наполнении смесью—1% и опораживании 2%); б) особая чувствительность к колебаниям температуры в системе охлаждения мотора, приводящая к интенсивному выбрасыванию смеси через паротводную трубку, причем, чем более концентрация спирта, тем интенсивнее происходит выбрасывание. Опыт показывает, что при 40%-ной смеси за 3 часа полета может быть выброшено 28—30% общего количества залитой смеси, причем на выбрасывание смеси особенно влияет температура выходящей из мотора смеси, которую ни в коем случае нельзя доводить выше +80°Ц, а желательно держать не более 70—75°Ц. Поэтому при продолжительных полетах возникает опасность перегрева мотора вследствие недостатка смеси.

Температуры кипения и замерзания смесей определяются следующей таблицей (на основании испытаний смеси из кипяченой воды с добавлением спирта-сырца с содержанием 1% древесного спирта):

Таблица XXVI

№ по пор.	Процент содержания спирта по весу	То же по объему	Температура кипения в °Ц	Температура замерзания в °Ц
1	10	9	91,5	— 2,9
2	20	19,8	87,1	— 7,6
3	30	29,9	84,6	— 14,8
4	40	39,8	83,1	— 23,8
5	50	49,6	81,9	не выше— 32

Никакого действия на металлы (сталь, медь и алюминий) смеси воды и спирта, а равно и примесь до 1% древесного спирта не оказывают. При хранении смеси в холодном виде в течение даже 1—2 мес. концентрация ее почти не падает и содержание спирта может быть определено по удельному весу смеси (см. таблицу).

Таблица XXVII

Процент содержания спирта по весу	Удельный вес смеси	Процент содержания спирта по весу	Удельный вес смеси
10	0,986	40	0,963
20	0,978	50	0,959
30	0,970	—	—

Запуск мотора с неподогретой смесью без помощи автопуска возможен лишь при температуре не ниже -10°C при условии заливки горячего масла.

При температурах ниже -10°C может быть рекомендован такой способ: мотор первоначально запускается и прогревается горячей водой, после чего останавливается, вода выпускается и заменяется холодной смесью. При таких условиях запуск мотора без самопуска возможен.

Изложенные выше затруднения с применением спиртовой смеси приводят к тому, что практически эта смесь почти не применяется, а если и применяется, то составляет «на-глазок» без соблюдения указанных выше правил составления смеси.

Гораздо более интересным и выгодным является применение для этих целей этилен-гликоля, который представляет собой бесцветную жидкость (двухатомный спирт), не воспламеняющуюся, кипящую при $+197^{\circ}\text{C}$ и замерзающую при -12° . Он применяется, главным образом, как высококипящая жидкость, позволяющая эксплуатировать мотор при температуре от $+140$ до $+150^{\circ}\text{C}$ и тем самым значительно уменьшить площадь радиатора. При этом этилен-гликоль оказывает незначительное действие на металлы (медь покрывается черным слоем окиси, легко снимаемым тряпкой, а сталь слегка ржавеет) и значительное — на диорит, в результате чего он набухает, теряет упругость и легко рвется. Но это действие сказывается только при высокой температуре. Как высококипящая жидкость, этилен-гликоль ценен только в чистом виде, так как даже при добавлении 2,3% воды он закипает уже при 110°C ; в то же время, обладая высокой гигроскопичностью, он легко впитывает в себя влагу.

Как незамерзающая смесь, эксплуатируемая при обычной температуре, этилен-гликоль чрезвычайно интересен, так как он, во-первых, не влияет на металлы и каучук, а, во-вторых, смесь его с водой имеет так называемую «эвтектическую» точку (диаграмма на рис. 214), благодаря которой смесь его с 40% воды замерзает при -75°C , а с 50% при -38°C ; но за счет переохлаждения он допускает и более низкую

температуру без замерзания. Этилен-гликоль, в противоположность спирту, не выкипает, как показано на графике на рис. 215, из которого видно, что смесь со спиртом закипает тем раньше, чем более спирта, а с этилен-гликолем как газ наоборот. Поэтому ее можно залить в самолет раз на всю зиму и затем подогреть или в «Тит нах», или непосредственно на самолете с помощью специальных обогревателей.

По эксплуатации системы охлаждения необходимо остановиться еще на шлангах, играющих пока основную роль в соединении трубопроводов. Правильная эксплуатация шлангов должна заключаться в следующем:

1. При соединении труб шлангом внутри должен оставаться между ними промежуток не более 25 мм.

2. При постановке шланга надо вводить в него трубу осторожно, чтобы не повредить внутреннюю его оболочку. Применение белил или сурика

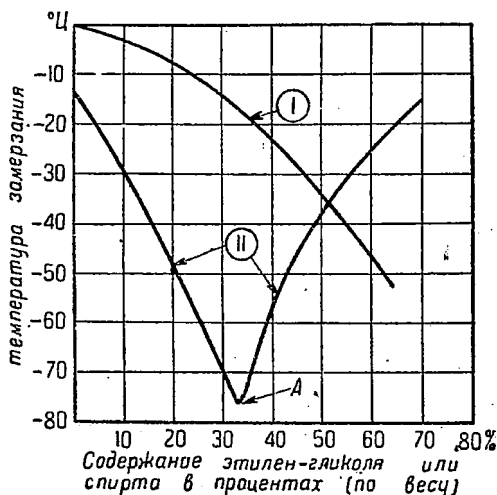


Рис. 214. I—спирт; II—этилен-гликоль.

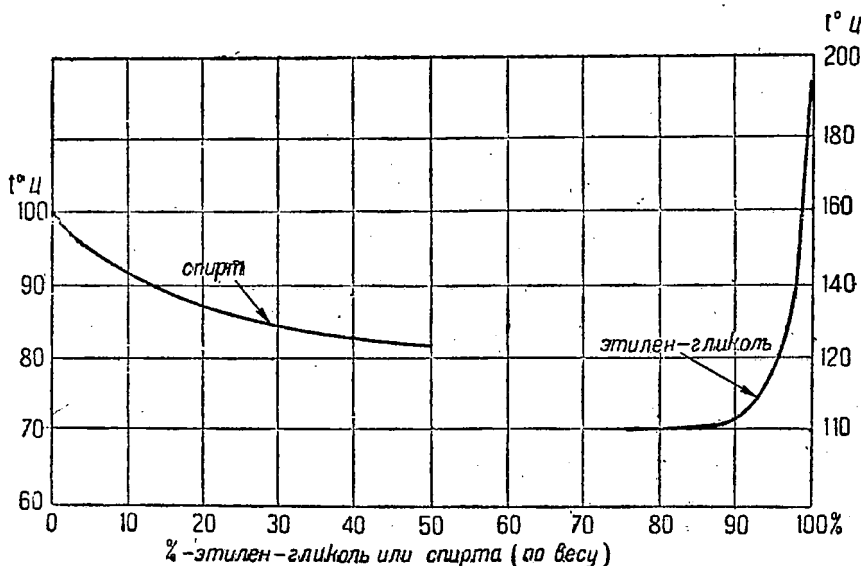


Рис. 215.

нежелательно, так как влечет за собой очень затруднительное последующее снятие шланга.

3. Весьма полезно снаружи шланг под хомутками обмотать изоляционной лентой, так как это предохраняет шланг от растрескивания и разрыва.

4. Для затяжки шлангов желательно применять универсальные хомутки (рис. 216) в количестве 4-х штук на 1 шланг.

5. Замену шлангов производить не реже, чем через 100 час. эксплуатации или 1 год хранения.

Следует отметить пустяковый на вид вопрос, приводивший к очень тяжелым последствиям, а именно — открытие или выворачивание различных спускных вод. ных кранков (радиатора, водяной помпы и т. п.). На рис. 217 приведена рациональная конструкция контровки таких

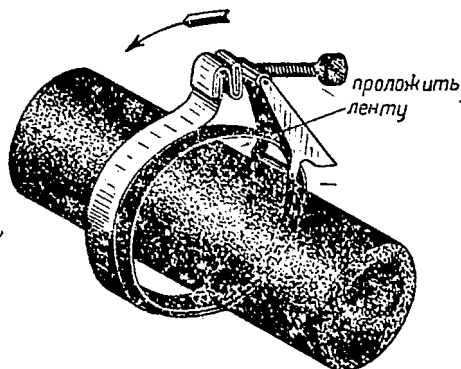


Рис. 216. Затяжка шланга универсальным хомутком.

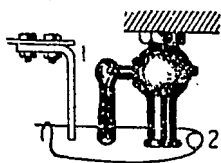


Рис. 217. Рациональный способ контровки краника: 1—пластинка, приклепанная к капоту; 2—стальная шпилька.

краников, выработанная эксплуатационной практикой, но при этом контровная проволока должна быть стальной и в точности соответствовать по диаметру просверленным отверстиям.

3. Эксплуатация системы смазки

В системе смазки главнейшими частями являются масляная помпа и пути смазки внутри мотора, которые не подлежат нашему рассмотрению, так как относятся целиком и полностью к мотору. Поэтому в дальнейшем мы ограничиваемся лишь краткими замечаниями по бакам, трубопроводам и шлангам, не затрагивая вопросов рассмотрения систем смазки авиадвигателей, масляных помп и т. п.

Уход за масляными баками отличается от ухода за бензиновыми баками разве только в том отношении, что масляные баки обычно не ржавеют, но зато требуют особо внимательного отношения к обеспечению сообщения их с воздухом в зимнее время. Опыт показывает, что в том случае, если воздушная трубка масляного бака замерзнет, то бак легко распирает парами горячего масла, и он лопається. Эта трубка особенно часто замерзает при попадании в нее масла из самого бака при высшем пилотаже.

Характерным примером может служить замерзание масла в эмеевичке пробки масляного бака учебного самолета, что приводило к разрыву бака. Переделка пробки этого бака, как показано на рис. 218, дала удовлетворительный результат.

Что касается трубопроводов, то они, также как и бензинопроводы, должны быть или прямые, или с плавными загибами без острых углов. Очень важно обратить внимание на плотность всех соединений, причем особенно это относится, к соединениям АМ, которые, как показал опыт эксплуатации, совершенно непригодны для маслопроводов, так как имели место неоднократные случаи вырывания или расшатывания трубок в этих соединениях и утечки масла в полете. Некоторой гарантией против этих случаев может служить применение дюралевых трубопроводов (чтобы не образовалось смятия трубы при затяжке гайки АМ) и обязательная постановка указанных выше хомутиков. Маслопроводы должны также через каждые 80—10 час. эксплуатации очищаться, что производится следующим образом:

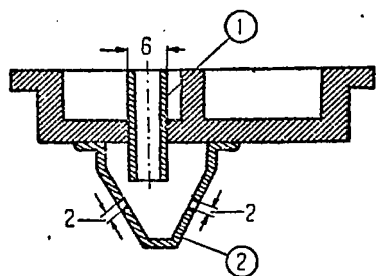


Рис. 218. 1—трубка для сообщения с воздухом; 2—коллачок с отверстиями.

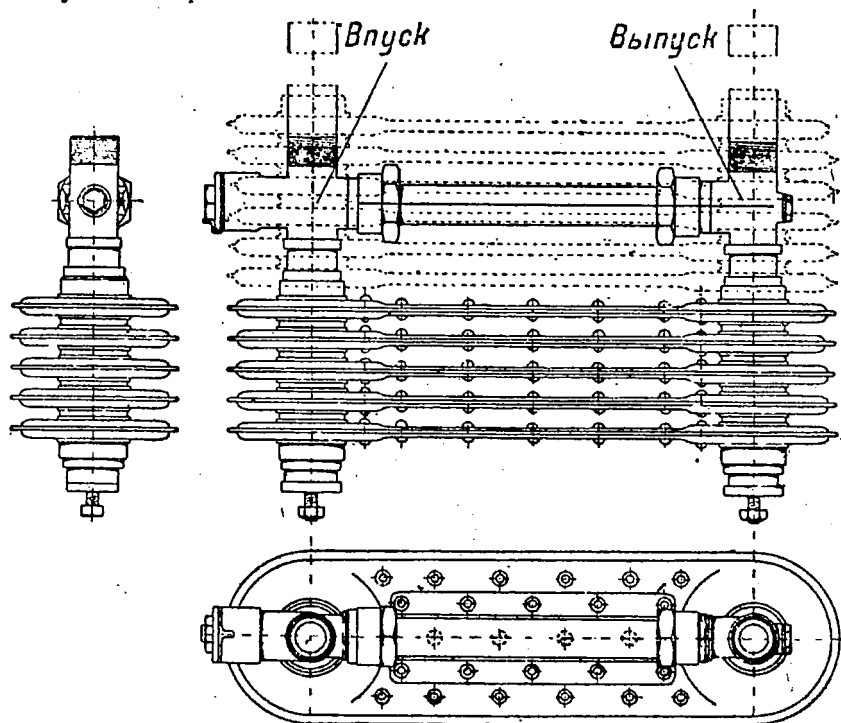


Рис. 219. Масляный радиатор Викакса.

1) трубопровод отжечь паяльной лампой до вишневокрасного каления, причем от этого сгорает внутри масло, приставшие частицы и отстает вся краска.

- 2) промыть бензолом, керосином или бензином;
- 3) вычистить специальной щеткой или тросом с распущенным концом;
- 4) опять промыть и покрасить.

Масляный бак и маслопроводы должны иметь хорошие спускные краны с большой пропускной способностью, причем желательно, чтобы между баком и помпой стоял запорный кран, который не давал бы возможности стекать маслу из бака в картер при стоянке самолета. Но не надо забывать открывать этот кран перед полетом, особенно на моторах БМВ-VI, где первое время мотор может работать на масле, заливаемом в картер.

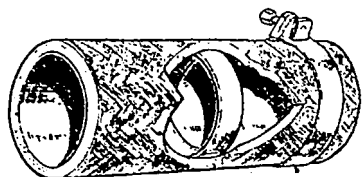


Рис. 220. Бронированный масляный шланг.

Для охлаждения масла в летнее время в некоторых случаях приходится прибегать к масляным радиаторам, которые большей частью бывают пластинчатого типа. Наиболее совершенным представителем таких радиаторов является радиатор системы Вилккерса (рис. 219) с автоматически регулирующимся клапаном (в зависимости от густоты масла) во избежание разрыва секции от давления. Радиатор ставится на пути из мотора в бак и позволяет прибавлять и убавлять число секций в зависимости от типа мотора и температуры окружающего воздуха. Практически все эти радиаторы оказывают мало влияния на температуру масла и мы имеем примеры, когда в процессе эксплуатации масляные

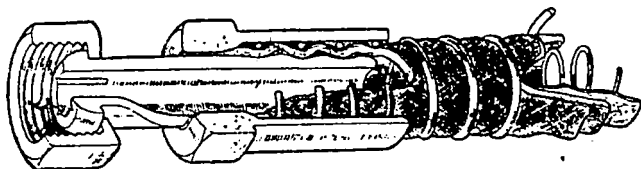


Рис. 221. Гибкий шланг «петрофлекс».

радиаторы снимались с самолетов как зимой, так и летом. Особенно опасны эти радиаторы потому, что в масляной магистрали имеется большое давление (до $4,5 \text{ ат}$) и тонкие пластины радиатора (а их нельзя сделать толстыми) легко лопаются. То же давление играет громадную роль для шлангов и дюритов в масляной системе. За границей мы имеем широкое применение для этой цели «бронированных» шлангов, т. е. шлангов, заключенных в плетеную металлическую оболочку (рис. 220). Мы имеем пример, когда во время перелета через СССР одного иностранного летчика, он имел вынужденную посадку вследствие разрыва единственного небронированного шланга масляной системы. Для маслопроводов применяются также специально изготовляемые гибкие шланги (петрофлекс, суперфлекс и др.) (рис. 221), из которых некоторые выдерживают давление до 20 кг/см^2 .

При зимней эксплуатации необходимо отопление трубопроводов (а желательно и баков), обязателен спуск масла после полетов и заправка мотора перед полетом горячим маслом. Прибавление в масло (касторо-

вое) спирта является недопустимым, так как спирт понижает вязкость масла, что характеризуется следующей таблицей:

Таблица XXVIII

Процент содержания спирта	Вязкость при + 50°С	По Энглеру при 90°С	Температура вспышки
5	11,3	2,6	+ 30°
10	7,4	2,2	+ 25°
20	3,4	1,95	+ 20°

Кроме того даже при 20%-ном содержании спирта масло при -10°С настолько загустевает, что его все равно требуется подогревать, отчего спирт улетучивается, как и при хранении подобной смеси.

Необходимо отметить обязательность заполнения трубок к масляному манометру в зимнее время глицерином или даже глицерином с примесью спирта, так как в противном случае замерзание этих трубок и отказ манометров являются обычным явлением.

I. Общие правила сборки

Конструкции самолетов настолько разнообразны и настолько различны методы подхода к сборке того или иного самолета, что было бы вряд ли целесообразно обобщать их, тем более что каждое описание самолета и каждая инструкция по его эксплуатации содержит подробные

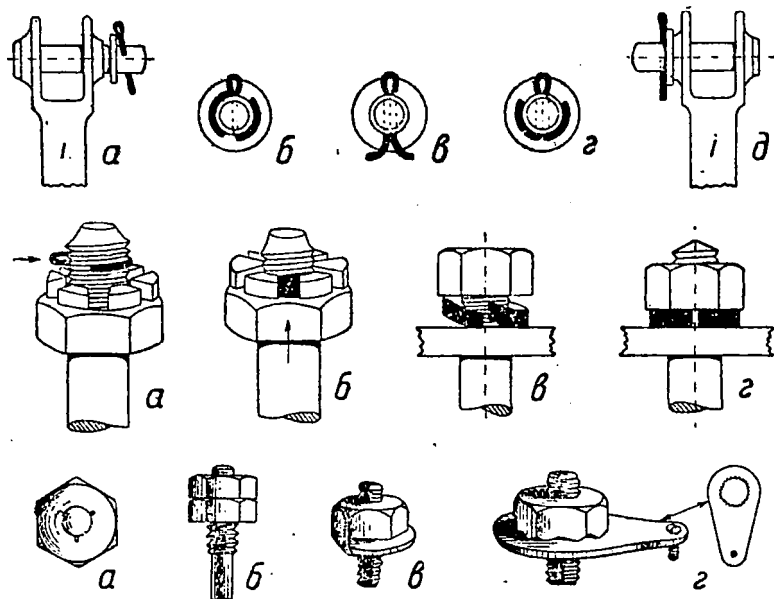


Рис. 222. Различные виды контрочки. Верхний ряд: *а, б, в*—неправильно; *г, д*—правильно. Средний ряд: *а, в*—неправильно; *б, г*—правильно. Нижний ряд: контрочка закерниванием, контргайкой и фасонными шайбами.

указания по сборке и разборке самолета и замене его отдельных деталей. Поэтому ниже мы ограничимся лишь рассмотрением общих вопросов, как например: инструмент и приспособления, применяемые при сборке, различные методы регулировки и т. п.

Из таких общих вопросов можно, во-первых, отметить вопрос контрочки. Неправильная контрочка легко может привести, и практически много раз приводила, к тяжелым последствиям (выскакиванию болтов,

разъединению ответственных соединений и т. п.). Правильная и неправильная постановка шплинтов, а также шайб Гровера показана на рис. 222, который с достаточной наглядностью иллюстрирует этот вопрос. Кроме того, существуют и другие методы контровки, показанные на рис. 222. Постановка контргайки утяжеляет вес болта, хотя является достаточно надежной контровкой. В том случае, когда головка болта совпадает с верхней поверхностью гайки, весьма надежным способом является расчеканка головки болта (рис. 222а) (требует запиливания головки болта перед снятием гайки). Так должны контролироваться ответственные гайки, которые не приходится часто отворачивать. В некоторых случаях применяются шайбы с загибающимся концом или зубчатой формы (рис. 222г), при этом при контровке никогда не следует ставить один и тот же шплинт и контровную проволоку второй раз. Если при корончатой гайке шплинт приходится выше прорезов, то надо гайку снять и подложить тонкую шайбу или заменить гайку. Нельзя применять второй раз шайб с загибаемым концом. Эти правила являются обязательными.

Все ставящиеся болты должны в точности соответствовать принятой для данного самолета спецификации как в отношении размеров, так и сорта применяемого материала. При постановке неподвижные болты должны быть смазаны графитовой мазью, а болты и пальцы в шарнирах—техническим вазелином или тавотом. Болты и пальцы, ставящиеся вертикально, должны иметь головку сверху, а гайку и шплинтовку снизу, болты, ставящиеся вдоль потока, должны иметь головку обращенной вперед. Исключения могут допускаться для тех случаев, когда подобная постановка болтов невозможна по конструктивным соображениям. Резьба болтов должна быть тщательно очищена и смазана и гайка должна наворачиваться на резьбу свободно. Для затяжки гаек надлежит применять только соответствующие ключи—гаечные или торцовые. Применение раздвижных ключей не дает достаточной чувствительности при затяжке гаек, а также приводит к срыву граней гайки.

При постановке тендеров резьба их также должна быть смазана. Желательно, чтобы оба конца тендера были введены в муфту одновременно с тем, чтобы при заворачивании муфты они были завернуты на одинаковую глубину. Заворачивание нужно производить, вставляя стальную шпильку в отверстие тендера и удерживая трос от вращения также с помощью шпильки, вставленной в коуш троса.

Тросы и ленты перед постановкой должны быть тщательно осмотрены и покрыты смазкой (в Англии практикуется способ предварительного кипячения тросов и лент в специальных баках с льняным маслом, куда тросы укладываются на внутренние решетки, причем баки должны быть такой длины, чтобы ленты можно было укладывать не сгибая), как это было указано выше в разделе о тросах. При постановке лент необходимо соблюдать большую осторожность, заворачивая ленту одновременно в двух местах—вверху и внизу, чтобы избежать ее перекручивания. После постановки следить, чтобы сечение ленты стояло по направлению потока во избежание вибрации.

Все шарниры элеронов, рулей управления, передаточных тяг и т. п. должны быть тщательно осмотрены и смазаны. При сборке ответствен-

ных шарниров (например крепления плоскостей, центроплана, шасси и т. п.), несущих большую нагрузку, желательнее предварительно применять стальные бороздки с той целью, чтобы не испортить основные болты этих шарниров.

Приступая к сборке, необходимо прежде всего тщательно ознакомиться с соответствующими инструкциями, а также изучить непосредственно все собираемые соединения деталей и убедиться, что все собираемые детали находятся в исправности.

Сборку самолетов необходимо производить в помещении, закрытом от дождя, ветра и пыли, с ровным и твердым полом. В случае необходимости производить сборку в палатке или на открытом воздухе, надо выбрать для этой цели ровную площадку, очистить ее от травы, сора, грязи и т. п. и утрамбовать.

Порядок сборки различен для разных самолетов и определяется специальными инструкциями. Обычно сборка начинается с постановки шасси и колес (или лыж), после чего проверяется состояние фюзеляжа, устанавливается центроплан (если он имеется и не установлен заранее), а затем устанавливаются плоскости, хвостовое оперение, винт и производится регулировка самолета.

Не желая повторять специальные инструкции по сборке различных самолетов, отсылаем к ним для изучения деталей этого вопроса.

Ниже рассмотрим применяемые при сборке приспособления и специальный регулировочный инструмент, а также различные методы регулировки самолетов. При этом необходимо различать приспособления, применяемые при сборке легких и тяжелых самолетов, которые значительно разнятся как по конструкции, так и по принципам сборки.

2. Приспособления и инструмент

Разберем сначала приспособления, применяемые при сборке легких самолетов.

Для нормальной сборки необходимо иметь прежде всего блок-таль с цепью (могущей выдержать 500—600 кг), который применяется как при установке мотора, так в некоторых случаях для установки шасси с подъемом всего самолета (тогда блок-таль и цепь должны быть гораздо более мощными—до 2—3 т) и для навешивания крыльев путем подвески за уши с помощью троса. При этом трос надо иметь в виде двух отдельных концов и не допускать крепления троса, показанного на рис. 223.

Различного вида козлы и подъемники, применяемые при сборке фюзеляжа и крыльев, до сих пор не стандартизованы ни у нас, ни за границей, что объясняется большим различием конструкций эксплуатируемых самолетов.

При сборке шасси применяются прежде всего козлы, подставляемые в узлах фюзеляжа, специально указываемых в инструкции по сборке данного самолета. Козлы бывают или обычного типа, или же подъемные, причем как те, так и другие должны быть достаточно прочными и массивными во избежание качаний фюзеляжа, создающих невозможность точной регулировки. Применяемые для этой цели козлы, показан-

ные на рис. 224, позволяют выдвигать верхний брус, причем болт переставляется в соответствующие отверстия металлической пластины и затягивается барашком. Козлы, показанные на рис. 225, отличаются тем, что верхний брус соединен шарнирно, что дает возможность ставить его под углом. На рис. 226 показаны козлы с поперечиной, укрепленной

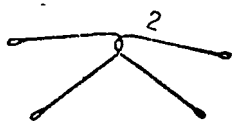
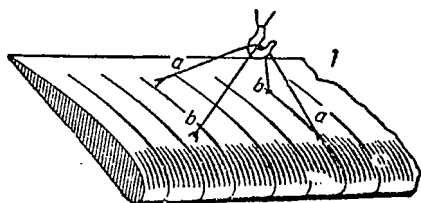


Рис. 223. 1—подвеска части крыла на тросах 2—неправильные крепления троса.

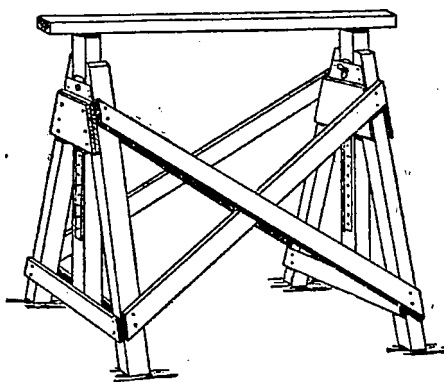


Рис. 224.

на двух винтах. При постановке фюзеляжа на 2 шт. таких козел можно придавать фюзеляжу желательный наклон как в поперечном, так и в продольном направлении. Хотя ход этих винтов мал, но зато он дает весьма точную регулировку. На рис. 227 показаны подобные козлы с

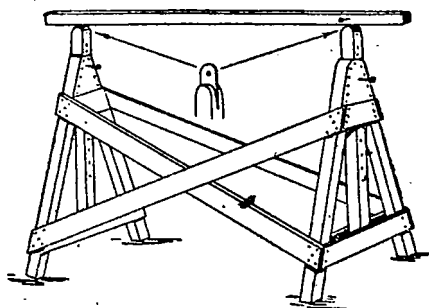


Рис. 225.

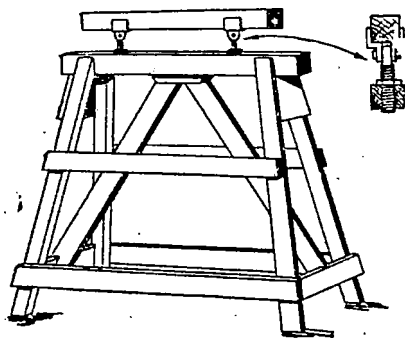


Рис. 226.

одним винтом, обычно применяемые для подъема хвоста при установке фюзеляжа в «линию полета». На рис. 228 показана другая конструкция подобных же хвостовых козел. Эта конструкция допускает качание верхней перекладки и принимает такой же наклон, как и фюзеляж, под который козелок подставлен. Для сборки крыльев применяются высокие козлы—обычно подъемные. На рис. 229 показаны такие козлы с телескопическими раздвижными ногами, изготовленными из стальных или железных труб. После раздвижения трубы закрепляются штырем.

На нижнем конце они имеют широкую пластинку во избежание проваливания в грунт. Такие козлы применяются, главным образом, в полевых условиях благодаря своей портативности (их можно сложить, вдвинув ноги и пристегнув на ремнях к поперечному деревянному брусу) и возможности регулировки каждой из ног в отдельности.

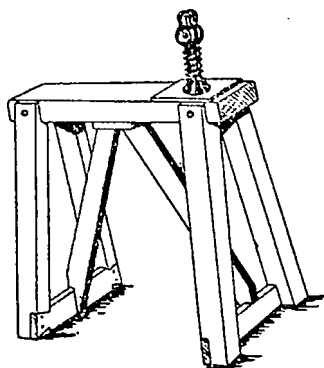


Рис. 227.

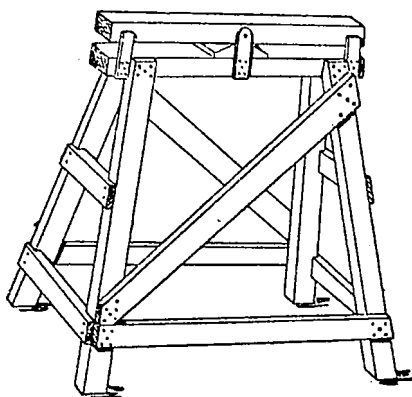


Рис. 228.

На рис. 230 показаны более тяжелые и сложные козлы, применимые также и для фюзеляжа, но в последнем случае их применение ограничено весом, который могут выдержать тормозные зажимы, стяги-

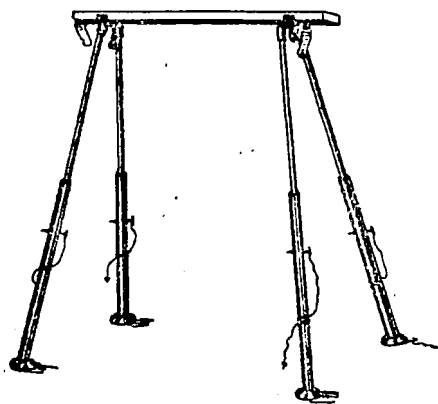


Рис. 229.

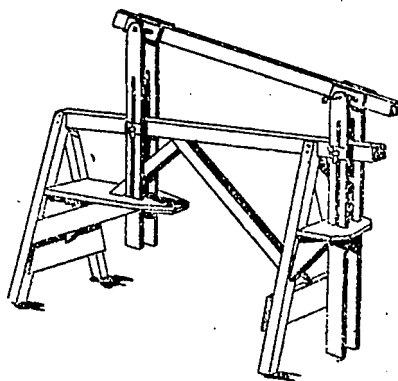


Рис. 230.

ваемые болтами, имеющими гайки с барашком, хотя в этом случае могут быть поставлены какие-либо подставки между подвижным и неподвижным поперечным бруском.

Козлы малого размера (рис. 231) применимы в отдельности и попарно, причем четыре ноги оказываются выгоднее, так как дают большую устойчивость, хотя по весу немного тяжелее.

Для работы техников около самолета должны применяться стремянки различных видов, как например: стремянка для работы на моторе, размеры которой зависят от типа самолета и мотора; высокая стремянка (высотой от 2 до 4 м) с маленькой платформой наверху и высокая стремянка другого типа высотой до 5 м), применяемые при сборке верхних крыльев и работе на них.

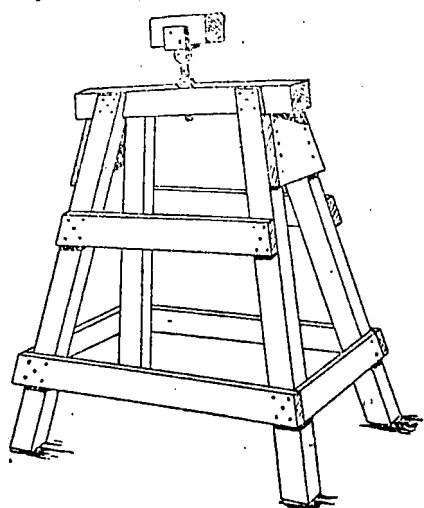


Рис. 231.

При регулировке самолета и установке его в «линию полета» необхо-

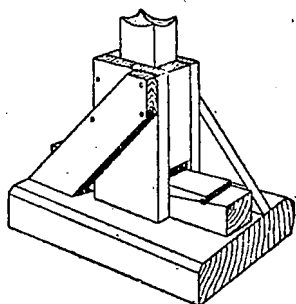


Рис. 232. Подъемник под стойки шасси при регулировке самолета.

дима разгрузка пневматиков, а также подъем правой или левой стойки шасси, что дается с помощью подъемников вида, указанного на рис. 232, подставляемых под одну или обе стойки шасси.

Загоняя клин, можно очень точно регулировать подъем правой или левой стороны самолета.

Приспособления для сборки тяжелых самолетов обладают большей прочностью и массивностью, имеют и ряд отличий. Сборка тяжелых самолетов (типа АНТ-4) должна производиться в следующем порядке: центральная часть самолета устанавливается на два мощных козелка высотой 1,2—1,5 м, причем эти козелки или подставляются в местах крепления верхних узлов шасси и в этом

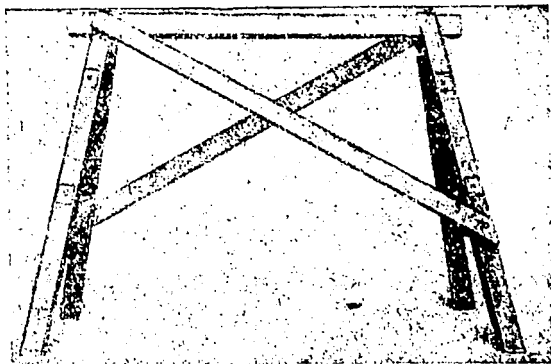


Рис. 233. Высокий козелок, подставляемый под плоскости при сборке шасси.

случае они снабжаются специальными винтами с шарнирным креплением к ушкам на фюзеляже, к которым крепятся верхние узлы стоек шасси (рис. 233), или же подставляются под определенные профили на самолете имеющие специальные усиливающие накладки. Это должно быть указано в инструк-

ции по эксплуатации данного самолета. В этом случае козелки должны иметь мягкую обивку.

В этом положении центральной части к ней присоединяется головная и хвостовая части фюзеляжа, которые подносятся на руках и устанавливаются на козелки соответствующих размеров. Для подноса головной части требуется 4—6 чел., а хвостовой—10—12 чел. Поддерживать надо в жестких узлах, т. е. в местах размещения шпангоутов. Придвинув отъемные части фюзеляжа вплотную к башмакам, первоначальное крепление следует осуществить при помощи временных бороздок (удлиненные конусные болты),

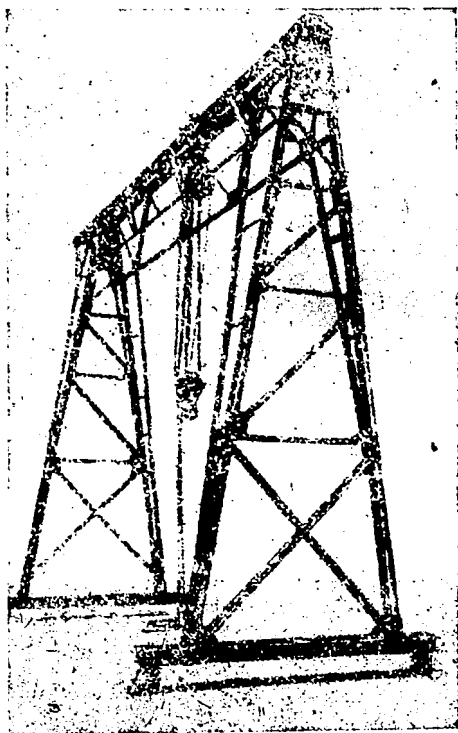


Рис. 234. Подъемный кран для подъема тяжелых самолетов при сборке.

что значительно облегчает подгонку отверстий без их повреждения, происходящего при вколачивании болтов в неточно рассверленные отверстия. До постановки болтов, они, а также отверстия для них, должны быть промыты бензином, смазаны графитовой мазью или техническим вазелином.

При замене головной или хвостовой части фюзеляжа за счет запасных частей надо отверстия в узлах крепления рассверлить в соответствии с размерами отверстий в вилках центральной части самолета. Центровку отверстий надо предварительно подогнать с помощью нивелира (см. ниже). После присоединения к центральной части самолета головной или хвостовой части фюзеляжа самолет при помощи 2 блоков, укрепляемых на специальных передвижных кранах (рис. 234), устанавливаемых над центропланом самолета с обеих сторон фюзеляжа, поднимается на высоту около 2,5 м. Под плоскости подкладываются специальные мощные балки (рис. 235), имеющие мягкую обивку и снабженные на концах металлическими петлями, к которым крепятся с помощью тросов блоки кранов.

На таких высоких козелках к самолету может быть прикреплено шасси, причем сначала присоединяются обе ноги шасси в собранном виде, с предварительной проверкой исправности верхних шарниров и смазкой

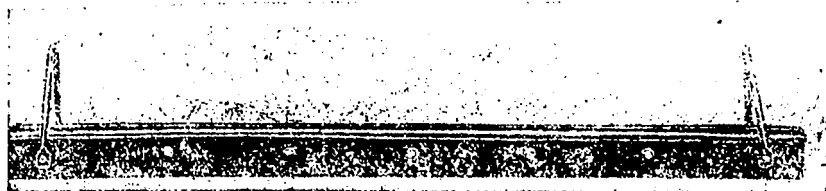


Рис. 235. Балка, подкладываемая под плоскости при подъеме.

их техническим вазелином и костьным маслом. После этого присоединяются полуоси, наматывается в соответствии со специальными указаниями амортизатор и одеваются колеса. Втулки колес предварительно промываются бензином и смазываются тавотом.

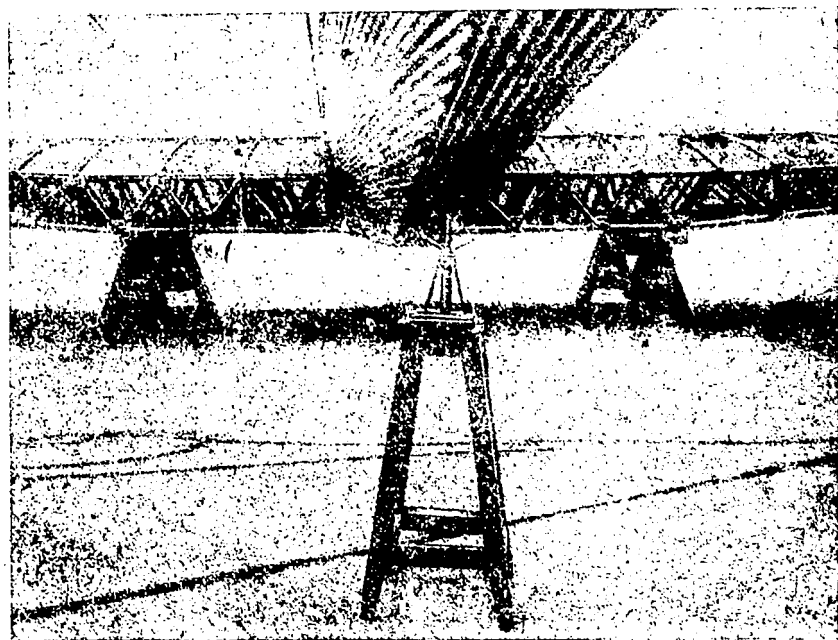


Рис. 236.

Чтобы отнять козелки, самолет вновь подымается на блоках или под полуоси подставляются домкраты.

Подmotorные рамы могут быть установлены как до подъема самолета, так и после. При этом мотор или подводится, поднятый на блоке

(с помощью указанного выше крана), и опускается на уже монтируемую уже моторную раму; или же мотор заранее монтируется на подмоторной раме и на специальной тележке (рис. 238) подвозится к самолету, после чего поднимается краном и укрепляется вместе с рамой к самолету.

Плоскости присоединяются вместе с элеронами, тросами и тягами. При этом плоскость подводится к центроплану с помощью тех же кранов и подъемных балок, которые описаны выше, или подносится на руках и укладывается на высокие козелки. При этом также предварительно должны применяться конусные бородки вместо болтов и производиться проверка установки с помощью нивелира.

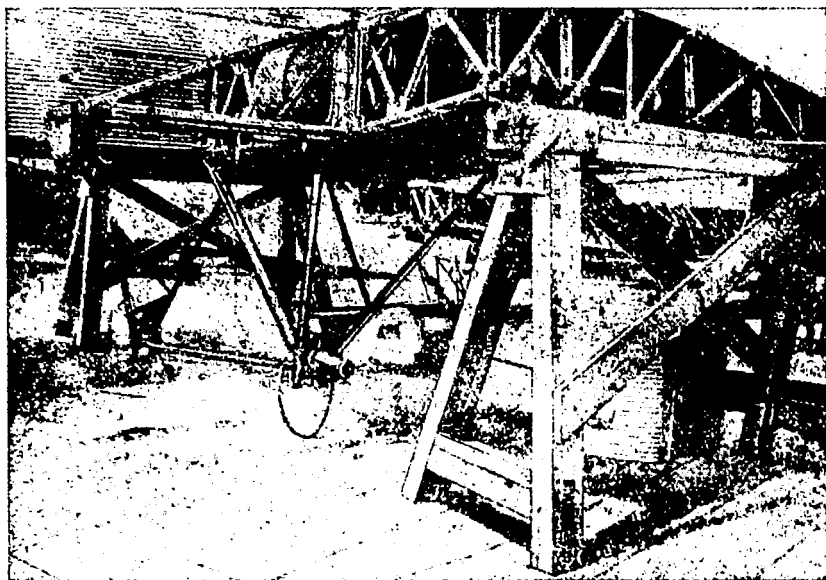


Рис. 237. Установка низких козелков с мягкой обивкой, допускающих монтаж шасси, но без постановки колес.

Сборка хвостового оперения может быть произведена как до подъема самолета на высокие козелки для сборки шасси, так и после. Методы сборки ничем существенным не отличаются от сборки хвостового оперения легких самолетов.

3. Основные принципы разборки самолетов

Разборка самолета начинается обычно со съемки винта. После этого снимаются и разбираются несущие поверхности и хвостовое оперение. В некоторых случаях отнимается и шасси и снимается мотор. Общие принципы те же, что и при сборке, т. е. прежде всего должны быть тщательно изучены указания по разборке, имеющиеся в соответствующей инструкции, и осмотрены все узловые соединения и шарниры.

Разборку самолета надо производить так же аккуратно и последовательно, как и сборку, даже в том случае, если самолет аварийный или требующий ремонта. При этом надо соблюдать следующие основные требования:

а) все снятые металлические детали (болты, гайки, валики, рычаги, сержки и т. п.) должны быть очищены от грязи и старой смазки и незакрашенные детали заново смазаны (техническим вазелином или, в крайнем случае, тавотом);

б) болты, пальцы и валики шарниров должны быть поставлены обратно, закреплены гайками и зашплинтованы;

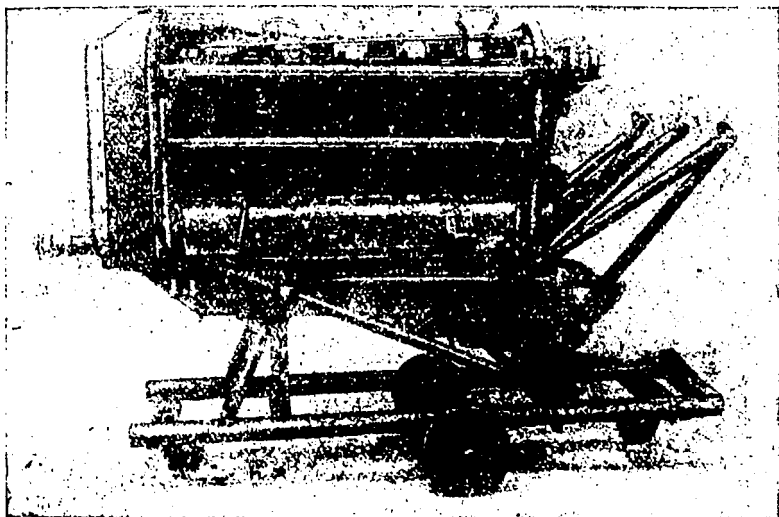


Рис. 238. Мотор, смонтированный на подмоторной раме и установленный на специальной тележке перед постановкой на самолет.

в) тросы должны быть протерты тряпкой с керосином, насухо вытерты, смазаны и концы их свернуты в бухточки, обернутые промасленными тряпками или бумагой, и закреплены;

г) то же должно быть сделано с лентами, но последние в бухты не свертываются, а крепятся вдоль фюзеляжа сбоку или вдоль снятых плоскостей (на деревянных подкладках);

д) стойки коробки и другие детали, которые легко перепутать при новой сборке, должны быть помечены, если они этих меток еще не имеют;

е) все замеченные или причиненные во время разборки дефекты должны быть сейчас же устранены;

ж) при разборке самолета на хвостовой части должен быть укреплен груз во избежание произвольного капота;

з) если при разборке какие-либо детали трудно разъединяются, то никогда не следует применять чрезмерных усилий, а нужно выяснить причину и устранить.

4. Регулировка самолетов

Регулировочный инструмент. Что касается регулировочного инструмента, то его можно было бы подразделить на 2 основные группы: 1) инструмент для прозерки геометрических размеров и формы самолета и 2) инструмент для проверки правильности сборки с точки зрения механических усилий, получающихся в деталях самолета.

К 1-й группе относятся различные регулировочные линейки, угломеры и пр., а из приборов 2-й группы в настоящее время употребляется только тензиометр, применение которого будет разобрано ниже.

Рассмотрим прежде всего приборы 1-й группы.

1) Регулировочная линейка изготавливается из хорошо высушенного дерева (сплошного сечения), из алюминия или дуралюмина (коробчатого сечения). Линейка эта должна быть тщательно выверена. Наиболее подходящие ее размеры $5 \times 10 \times 200$ см. Все ее грани должны быть строго параллельны, что должно проверяться не только перед пользованием линейкой в первый раз, но и периодически. Ставить ее надо всегда на ребро, т. е. одной из узких сторон.

Для проверки длинных прямых линий (например, прямолинейность лонжерона) может применяться линейка больших размеров по длине. В этом случае линейка иногда может быть заменена туго натянутой прочной бечевкой. Это не применимо при замере больших расстояний, и на длине до 6 м ошибка, получающаяся вследствие провисания и неравномерного натяжения, еще очень незначительна.

В тех случаях, когда приходится регулировать много однотипных самолетов, для замера поперечного V может применяться специальная регулировочная линейка, одна из граней которой сделана под тем углом, который соответствует поперечному V данного самолета. В этом случае, при установке на линейку уровня надо только следить, чтобы его пузырек был посередине.

2) Линейка для замера расстояния между 2 точками применяется или в виде раздвижной металлической линейки, или в виде деревянного бруска, по которому могут передвигаться два острия (рис. 239 и 240), что дает возможность более точного замера (например лент-расчалок, шасси или коробки крыльев).

3) Металлический угольник со строго выверенными гранями длиной около 25 см, применяемый для замера прямых углов или для грубой установки самолета в «линию полета». Угольник прижимается одной гранью к гайке носка мотора, а на другую грань укладывается уровень.

4) Отвес (со свинцом или ртутью внутри), опускаемый на бечевку с верхней плоскости при замере выноса верхнего крыла или установке центроплана.

5) Уровень (рис. 241)—обычно деревянный, имеющий один или два перпендикулярно расположенных пузырька. Второй пузырек, стоящий вертикально, делается в редких случаях, так как служит для проверки вертикальных линий, которые лучше всего проверять отвесом. Уровень плоскости надо проверять путем установки пузырька в центре и пере-

ворачивания прибора на 180° . Если при этом положении пузырька не изменится, то значит плоскость горизонтальна.

6) Угломер (гониометр) — этого вида прибор существует в самых различных вариантах, но все приборы дают возможность измерять угол между заданной линией (ось фузеляжа, хорда крыла, ось лонжерона крыла и т. п.) и горизонталью.

Один прибор показан на рис. 242. Он представляет собой комбинацию подвижного уровня с неподвижной шкалой и имеет од у выверенную нижнюю грань, став которую на какую-либо наклонную плоскость и приводя

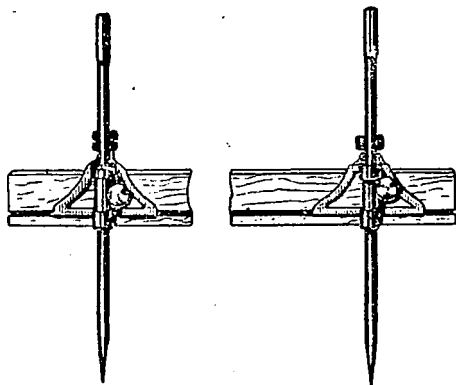


Рис. 239.

Рис. 240.

пузырек уровня в центр, получаем на шкале отсчет, показывающий угол между этой плоскостью и горизонтом (например, около 10° на рис. 243). Основная шкала прибора разделена на градусы, но дополнительные деления, имеющиеся в подвижном секторе, позволяют отсчитывать и минуты, пользуясь принципом «верньера». Принцип «верньера» заключается в следующем.

Если малая шкала делений скользит по большой и остановится так, как указано на рис. 244, то мы видим, что

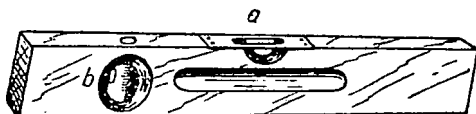


Рис. 241. Уровень.

измеренная длина более 1,5 см и менее 1,6 см.

Длина 10 делений верньера соответствует длине 9 делений основной шкалы. Так как цена одного деления основной шкалы равна $1/10$ см, то десять делений верньера равны $9/10$ см, так что каждое деление равно $9/100$ см, следовательно, разница между ценой делений верньера ($9/100$) и основной шкалы ($1/100$) равна $1/100$ см. Так как ближайшее деление верньера, совпадающее с делениями основной шкалы, есть 3 и так как длина пяти мелких делений (от 1,5 до 2) главной шкалы на $5/100$ см более, чем длина делений верньера от 0 до 3, то отсюда следует, что верньер указывает на $3/100$ см более, чем отметка 5 на основной шкале, т. е. полученный размер будет 1,53 см.

Соблюдая этот принцип в указанном выше приборе, мы видим, что показание его равно $9^\circ 50'$ (так как совпадающее деление верньера будет 5, а одно деление равно 10 мин.).

На этом же принципе основаны и другие подобные приборы. Действие другого вида этого прибора (гониометра) основано на употреблении

тяжелого маятника, приводящего стрелку, скользящую по циферблату, всегда в вертикальное положение. Будучи приставлен одной из своих

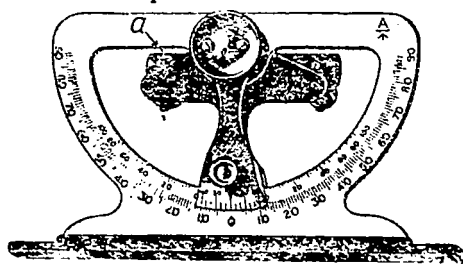


Рис. 242. Угломер с уровнем (а—уровень).

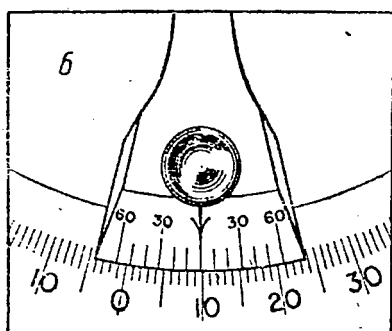


Рис. 243. Угломер с уровнем (б—отсчет по шкале).

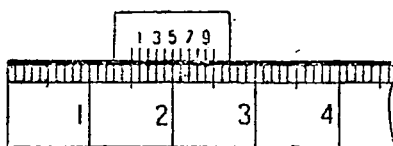


Рис. 244. Принцип верньера (совпадает 3-е деление).

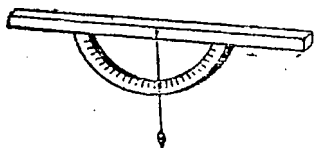


Рис. 245.



Рис. 245а.

граней (а в некоторых случаях делается всего одна грань) к измеряемой плоскости, этот гониометр дает на циферблате показание требуемого угла. Прибор этот не особенно точен, так как стрелка обычно дрожит и заедает (за счет трения маятникового механизма) и минутные деления отсчитываются «на-глаз», но зато прост, удобен в эксплуатации и позволяет замерять углы атаки крыльев и оперечного V, не устанавливая самолет в линию полета (пугем предварительного замера наклона поперечной и продольной оси самолета и учета этих показаний при замере регулировки крыльев).

За отсутствием специальных угломеров можно применять (но со значительно меньшей степенью точности) прибор в виде отвеса, колеблющегося по плоскости сектора или сектора (рис. 245 и 245а).

Для регулировки металлических самолетов должен применяться нивеллир, который также с успехом может применяться и при регулировке самолетов других конструкций (метод пользования им указан ниже).

7) Для замера углов отклонения рулей применяется специальная линейка-угломер (рис. 246), которая дает возможность замерять углы между 2 линиями или плоскостями в любом положении, но с помощью ее нельзя замерять углы с горизонтальной и вертикальной плоскостью без уровня или отвеса.

8) Штангенциркуль—пользование которым общеизвестно. Принцип верньера применяется также и здесь.

9) Рулетка или складной метр.

Как было выше отмечено, единственным прибором второй группы для проверки механических усилий, создаваемых при регулировке самолета, пока является только тензиометр, позволяющий замерять усилия в тросах и лентах-расчалках.

По принципу действия тензиометры бывают 2 основных типов: 1) динамометрические (тензиометр Вегенера или французский — системы «Guillon» фирмы «Aega») и 2) акустические (мохохорд проф. Ветчинкина).

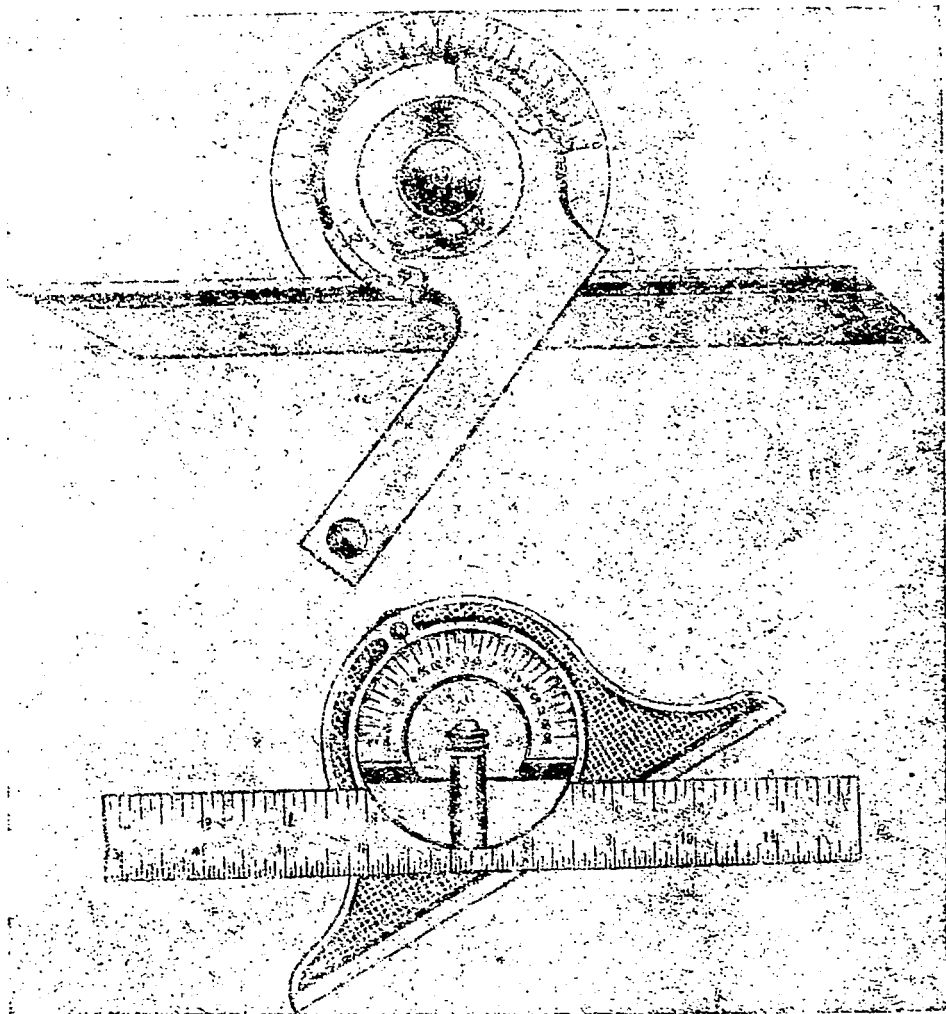


Рис. 246. Два вида специальных линеек-угломеров для замера размаха рулей.

1. Тензиометр Вегенера представляет собой металлическую пластинку, облегченную отверстиями, на конце которой и посередине находится 3 ролика. Один из крайних роликов подвижной, для того чтобы можно было вставлять в тензиометр трос различного диаметра (рис. 247). Другой крайний ролик посажен эксцентрично и с помощью рукоятки может зажимать заложенный трос, что заставит его выгнуться,

вследствие чего трос надавит на средний ролик. Средний ролик через механизм, показанный на рис. 248, передает полученное усилие на пружину, причем точка *c* связана через цепочку с зубчаткой, насаженной на ось стрелки прибора.

Пружина возвращает стрелку в обратное положение при прекращении усилия. Тот отсчет, который покажет прибор, можно перевести с помощью специальных тарировочных графиков (рис. 249) в усилие, действующее в тросе. Так как кривые этого

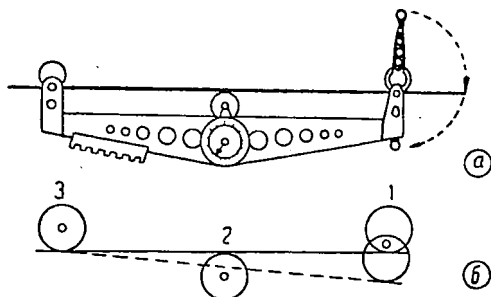


Рис. 247. Схема тензиометра.

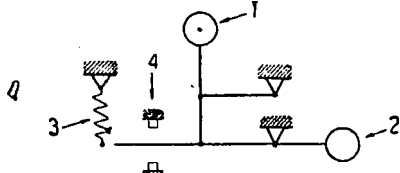


Рис. 248.

1—ролик средний; 2—контргруз; 3—пружина; 4—ограничитель хода рычага

графика неудобны для пользования, то прибор необходимо тарировать для разных тросов с разными пружинами.

Элементарная теория этого прибора такова (рис. 250) (по данным ОТО ЦАГИ): при нагружении расчалка передвигается ролик 3 на расстоя-

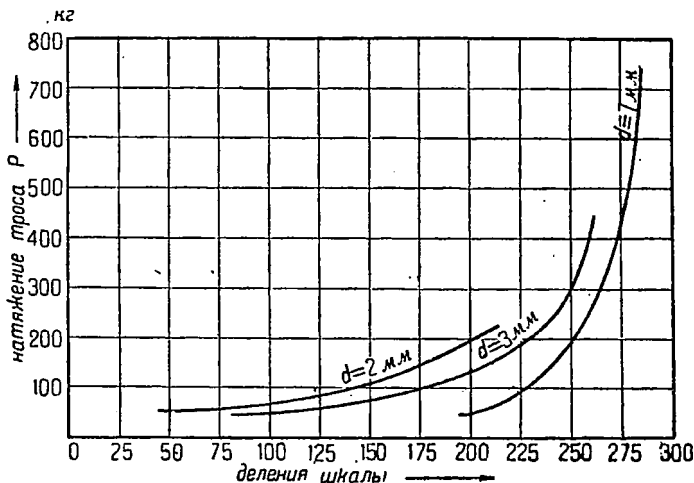


Рис. 249.

ние 2а средний ролик 2, соединенный с пружиной, передвинется не на расстояние, равное *a*, как это было бы при отсутствии пружины, а на какое-то другое расстояние c_1 , которое будет менее *a*. Расчалка получит прогиб *c*; сумма же $c + c_1$ будет равна *a*, т. е. эксцентриситету закрепления ролика 3 на оси, т. е.

$$c + c_1 = a. \quad (1)$$

Давление на ролик со стороны расчалки будет равно:

$$P = 2T \cdot \frac{c}{l}, \quad (2)$$

где: T —усилие, действующее в тросе, а l —расстояние между опорами.
Сопротивление со стороны пружины будет:

$$P = Kc_1, \quad (3)$$

где K —некоторый постоянный коэффициент, зависящий от размеров пружины и конструкции.

Решая эти три уравнения совместно, найдем усилие T , действующее в растяжке:

$$T = \frac{\frac{kl}{ka} - 1}{\frac{kl}{ka} - 1} = \frac{kl}{ka} \cdot \frac{\frac{P}{ka}}{1 - \frac{P}{ka}} = \frac{R}{2} + \frac{\frac{P}{Q}}{1 - \frac{P}{Q}},$$

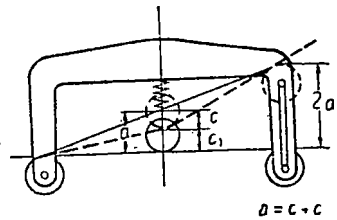


Рис. 250.

где $R = kl$ и $Q = ka$ — постоянные прибора. Приборы Вегенера имеются в ограниченном количестве и применение их затруднено, так как ролики приспособлены только для тросов, а для расчалок овального сечения требуют переделки.

2. Другой тензиометр «Гюйон» фирмы «Аэра» показан на рис. 251. Прибор состоит из литого алюминиевого коромысла, имеющего на своих концах 2 закрепительных ролика, а посередине специальный механизм для создания давления на ленту-расчалку и передачи его на пружину и стрелку циферблата.

Механизм (рис. 252) состоит из пружины A , расположенной между двумя подвижными дисками B и C , могущими двигаться по двум колонкам D , перпендикулярным к коромыслу. Диск B снабжен центральным роликом E , через который передается давление на ленту. Другой диск C может перемещаться под действием винта F , управляемого маховичком G ; вращая этот маховичок, мы сжимаем пружину и давим через нее на ленту. Сжатие пружины через зубчатую рейку передается на иглоку H , скользящую по циферблату S , имеющему деления от 0 до 800 кг. Циферблат вместе со стрелкой, ее шестерней J и крючком K укреплен на диске B , причем крючок K связан с диском B . Изменение положения стрелки происходит посредством перемещений диска B . Этот диск снабжен стержнем L , проходящим через весь механизм и при своем движении вызывающим также через зубчатую рейку перемещение стрелки на нижнем циферблате. Последний представляет собой компаратор (сравнитель) и имеет деления: 0—1—2; некоторые приборы (отмеченные маркой «Г») имеют еще отметку «4». Пользование прибором следующее. Предварительно вращая маховичок по часовой стрелке, надо установить стрелку основного циферблата, несколько не доходя того деления, которое соответствует данной стяжке или тросу по таблице, помещенной

на приборе; после этого, заложив ленту между крайними роликами и вращая маховичок, создать давление на ленту средним роликом.

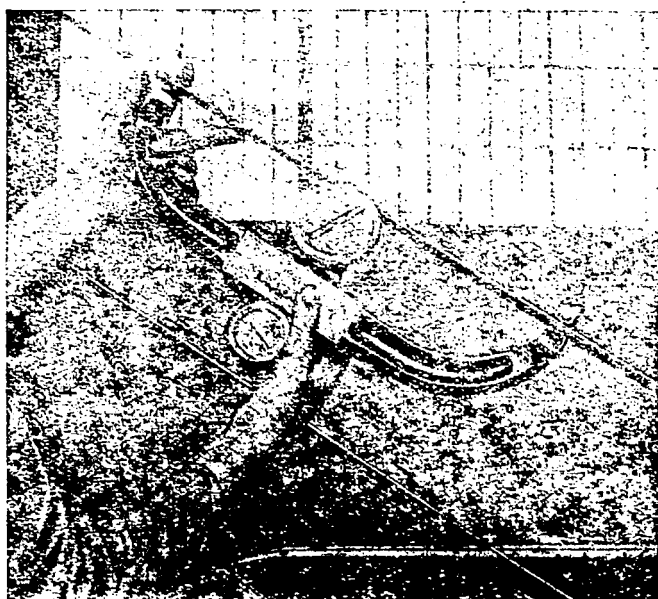


Рис. 251. Измерение натяжения тросов помощью тензиометра.

Пружина, встречая сопротивление расчалки, сжимается, что и отмечается на циферблате. Вращать надо до тех пор, пока стрелка не остановится на делении, соответствующем цифре, указанной в таблице (на приборе)

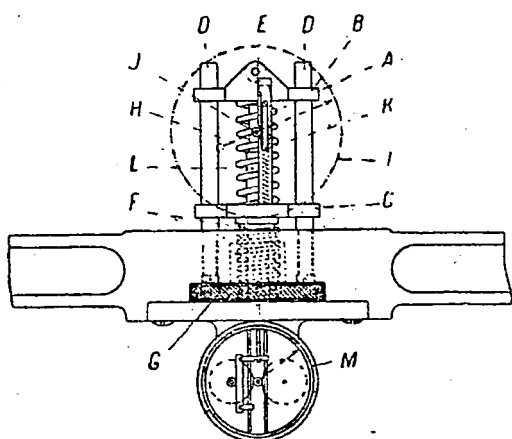


Рис. 252.

для данного троса или ленты (для чувствительности 1, или $\frac{1}{2}$ этой величины для чувствительности 2). При этом стрелку компаратора надо установить на 0, вращая подвижной его циферблат. Затем надо повернуть маховичок в обратную сторону и следить за движением стрелки компаратора; когда она остановится на цифре 1 (если выбрана чувствительность 1) или на цифре 2 (если выбрана чувствительность 2),

то надо сейчас же прекратить вращение маховичка и прочесть отсчет на основном циферблате тензиометра. По полученной разности 1-го и 2-го отсчета и тарировочной кривой найдем усилие в ленте.

Необходимость производить 2 отсчета объясняется принципом прибора, основанным на следующем.

Если при первом вращении маховичка мы нажимали на ленту силой P_1 (рис. 253), в результате чего лента получила прогиб S_1 , то из подобных треугольников ABC и AMC найдем, что:

$$\frac{P_1}{T} = \frac{S_1}{l_1},$$

или, заменяя l_1 через l , получим:

$$P_1 = 2T \frac{S_1}{l} \quad (1)$$

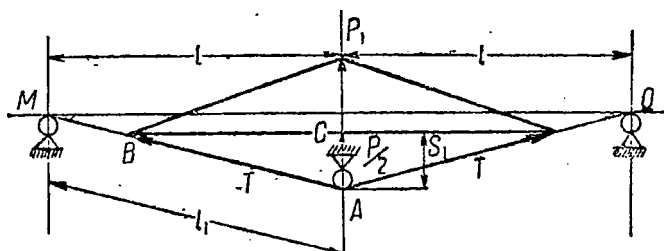


Рис. 253. Схема механизма тензотметра «Гюйон».

При втором замере мы создадим несколько меньшее давление (рис. 254) силой P_2 и получим прогиб S_2 , аналогично предыдущему. Найдем, что:

$$P_2 = 2T \frac{S_2}{l}. \quad (2)$$

Вычитая из ф-лы (2) ф-лу (1) получим:

$$P_2 - P_1 = 2T \cdot \frac{S_2 - S_1}{l},$$

откуда

$$T = (P_2 - P_1) \cdot \frac{l}{2 \cdot (S_2 - S_1)}.$$

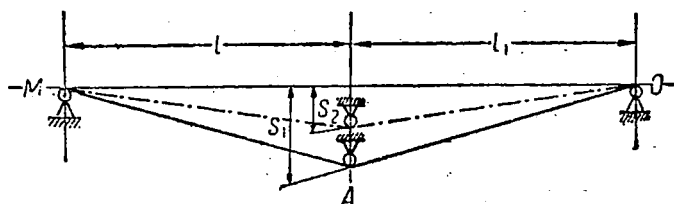


Рис. 254.

Прибор может применяться для усилий до 750 кг при чувствительности l , и до 1500 кг—при чувствительности 2 для тросов и расчалок с диаметром до 7 мм. Последнее время фирмой выпущены приборы с маркой «Т», дающей возможность измерять тросы до 10 мм диаметром с усилием до 3000 кг. Эти приборы, как было указано выше, имеют на

компараторе деление 4; при пользовании этой чувствительностью на основном циферблате надо ставить предварительно стрелку на деление, соответствующее $\frac{1}{4}$ цифры, указанной на таблице прибора для данного троса (или ленты) и затем показание умножить на 4.

При измерении расчалок с сильно разнящимся натяжением надо заменять пружины прибора (которых должно прилагаться к каждому прибору 3 шт.), подбирая более слабую пружину для расчалок со слабой натяжкой, и наоборот.

Ролики должны быть также 2 типов: для тросов и для лент обтекаемого сечения.

Так как стрелка прогиба в этом приборе является величиной постоянной, то тарировочные кривые носят в данном случае характер прямых (рис. 255) в отличие от тензиометра Вегенера).

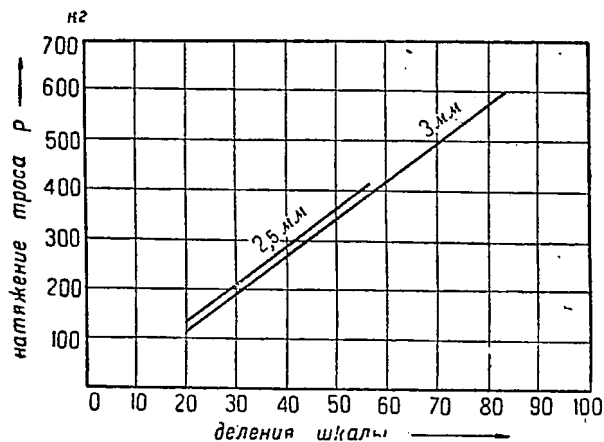


Рис. 255.

По данным французской инструкции (фирмы «Аэро») при эксплуатации тензиометра надо соблюдать следующие правила:

а) избегать производить измерения в точках, слишком близко лежащих от мест закрепления расчалки;

б) следует произвести несколько измерений, всякий раз изменяя положение прибора на расчалке на несколько сантиметров;

в) не нужно заботиться о положении расчалки на роликах, но избегать изменений этого положения во время самого процесса измерения;

г) вращать маховое колесо осторожно и равномерно, т. е. достигать, но не переходить делений тензиометра и компаратора, на которых следует останавливаться;

д) измерения лент-расчалок овального сечения носят несколько более сложный характер. При этом надо держать тензиометр таким образом, чтобы оси роликов были параллельны диаметральной плоскости ленты или во всяком случае близки к параллельности. В процессе измерения не сдвигать тензиометр;

е) уход за прибором заключается в следующем: держать прибор в сухом месте. Следить, чтобы пружины были всегда смазаны. Ролики содержать в чистоте и в случае необходимости обтирать их перед употреблением. Все трущиеся части время от времени протирать маслом для смазки часовых механизмов (так, например, надо протирать оси, шестерню, рейку и центральный стержень).

Другие виды тензиометров—акустические, как например «монохорд» проф. Ветчинкина, представляют собой звучащие стальные струны, на-

страиваемые в унисон с замеряемой расчалкой, которую заставляют дрожать. После этой настройки длины расчалки и струны (между опорами) замеряются, и так как число колебаний струны связано с ее длиной и напряжением материала, то это напряжение, а следовательно, и усилие возможно определить. Точность замера оказывается очень большой (до 1—2%). Приборы эти у нас не получили широкого распространения, несмотря на свою простоту, очевидно, из-за боязни ошибок при настройке струн прибора, почему дальнейшее рассмотрение его мы не приводим, отсылая к специальному труду по этому вопросу, предполагаемому ЦАГИ к изданию.

В главе о тросах и лентах были приведены данные усилий, полученных в лентах-расчалках коробки крыльев с помощью тензиометра. Такая же таблица приведена в инструкции по эксплуатации самолета Р-5, из которой видно, что предварительная затяжка несущих лент колеблется от 17 до 18%, а поддерживающих (при стоянке на земле) от 22 до 35,5% по отношению к разрушающей нагрузке.

Общие принципы регулировки. Самолет в основном имеет одну главную плоскость симметрии—вертикальную, и за редкими исключениями (как, например, смещение киля, удлинение конца одной из плоскостей и т. д.) эта симметрия строго соблюдается во всех конструкциях самолетов.

Для установки или проверки регулировки каждого самолета необходимо знать:

1. Основной регулировочный базис, служащий для установки самолета в линию полета, т. е. в положение, когда поперечная и продольная оси самолета установлены горизонтально и угол атаки крыльев (по отношению к горизонтальному потоку воздуха) соответствует установочному углу крыльев. Таким базисом у некоторых самолетов служит часть лонжеронов и распорок фюзеляжа. На этих деталях или участках их должны делаться специальные отметки внутри или снаружи самолета. Для возможности производить регулировку нивелиром должны отмечаться отдельные точки на фюзеляже, крыльях и хвостовом оперении самолетов.

Базисом пользуются для установки самолета в линию полета в продольном направлении, т. е. когда продольная ось самолета становится параллельной горизонтальной плоскости.

2. Установочный угол атаки крыльев, представляющий собой угол между хордой крыльев и горизонтальной плоскостью, проходящей через ось самолета,—причем необходимо знать, одинаковый ли угол имеют правая и левая плоскости (или коробки плоскостей), так как очень часто у одной из коробок установочный угол делается больше, чтобы компенсировать влияние реактивного момента винта.

3. Величину поперечного V крыльев, очень часто придаваемого крыльям для создания некоторой поперечной автоматической устойчивости.

4. Величину выноса верхней плоскости по отношению к нижней, что меряется по передней кромке крыльев.

5. Величины размаха рулей, хвостового оперения (глубины и поворота) и элеронов, а также величины провисания последних при нейтральном положении ручки управления.

6. Величины угла атаки стабилизатора в крайних положениях.

7. Величины смещения кия, если оно имеет место на данном самолете (смещение кия компенсирует заворачивающий момент, образующийся благодаря увеличению лобового сопротивления коробки увеличенным углом атаки).

8. Кроме того необходимо знать, совпадает ли ось мотора с продольной осью самолета, а в случае наличия отклонения, — и величину его.

Принцип проверки регулировки всех деталей конструкции самолета в общем один и тот же во всех случаях. Проверка производится в 3 проекциях: а) проверка регулировки в плане, б) проверка регулировки в проекции спереди, в) проверка регулировки в боковой проекции и если это необходимо, то и г) проверка регулировки в проекции снизу.

Этот принцип применяется ко всем деталям, как-то: фюзеляжу, несущим поверхностям, хвостовому оперению, шасси и всему самолету в целом. При проверке регулировки важно получить правильный результат с минимальным количеством проведенных и отмеренных линий, а также употребленных для этого специальных приспособлений. Достижение этого всецело зависит от знаний и опытности регулировщика.

Регулировка и проверка с помощью регулировочного инструмента. 1. Проверка и регулировка фюзеляжа без детальной его расшивки и частичной разборки (со снятием боковых фанерных стенок или обшивки) обычно весьма ограничена и сводится к проверке правильности положения продольной оси фюзеляжа. В плане фюзеляж обычно симметричен относительно продольной оси. Сечения его должны быть определенной правильной формы и также симметричны относительно вертикальной плоскости симметрии. Хвостовая стойка всегда должна быть строго вертикальна и моторная рама симметрична относительно вертикальной плоскости симметрии самолета.

В проекции сбоку может не быть симметрии относительно продольной оси (в зависимости от конструкции фюзеляжа), но могут быть проверены: 1) вертикальность конечной хвостовой стойки; 2) вертикальность, или соответствие конструкции, стоек или шпангоутов фюзеляжа; 3) положение узловых креплений крыла, центроплана и шасси; 4) положение моторной установки, причем положение подмоторных брусьев всегда должно быть параллельно продольной оси самолета (существующий в некоторых конструкциях «угол заклинения» создается обычно не за счет наклона подмоторных брусьев, а путем специальных подкладок под болты крепления мотора).

Кроме того, во время регулировки должна быть проверена полная длина, ширина и высота фюзеляжа.

Основные принципы регулировки фюзеляжей ферменного типа, расчаленных внутри расчалками, сводятся к тому, что фюзеляж должен быть установлен в линию полета по базисным точкам. После этого проверяется: 1) совпадение всех опущенных из середины верхних распорок фюзеляжа отвесов с линией, проведенной на земле и параллельной продольности оси фюзеляжа; с этой же линией должны совпадать и точки пересечения расчалок поперечных ферм; 2) совпадение всех точек пересечения боковых крестов расчалок фюзеляжа с прямой, совпадающей или параллельной продольной оси самолета; 3) вертикальность всех

стоек фюзеляжа, которые по конструкции должны быть перпендикулярны горизонтальной плоскости, проходящей через продольную ось самолета. Это может быть проверено или путем опускания отвесов вдоль этих стоек, или следующим способом: на стойке обмеряется 3 каких-либо отрезка одинаковой длины, а на лонжероне 4 таких же отрезка; тогда при прямом угле гипотенуза должна быть длиной в 5 таких отрезков, так как $3^2 + 4^2 = 5^2$.

Кроме того могут быть замерены длины расчалок боковых и поперечных ферм, которые в каждом данном пролете при правильной регулировке должны быть равны между собой (рис. 256).

В случае, если фюзеляж частично обшит фанерой (как, например, у самолета Р-1), такая проверка все же может быть сделана путем нанесения мелом на фанерной обшивке ряда вертикальных линий (при положении фюзеляжа в линии полета), на которых отмечается в не-

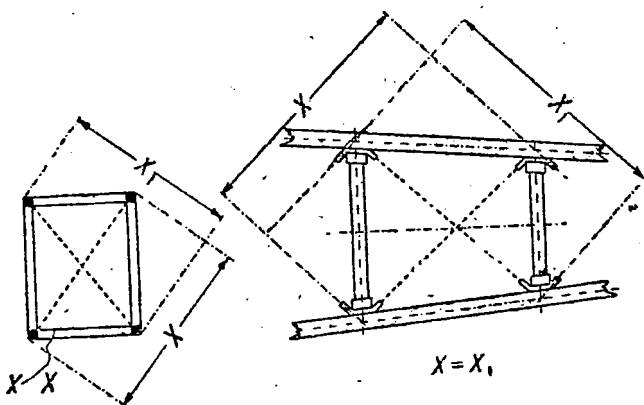


Рис. 256. Проверка правильности регулировки равенства крестов расчалок.

скольких местах определенное расстояние от верхних лонжеронов фюзеляжа (для Р-1—430 мм) и эти точки соединяются прямой линией в виде натянутого шпагата. Дальнейшая проверка может быть произведена с предварительной расшивкой хвостовой части фюзеляжа.

Все замеченные при проверке дефекты, а также новая регулировка достигается с помощью натяжения стяжек, причем длина l должна быть не менее 120 мм, а перекося выправляется отпусканием одной стяжки (a —на рис. 257) и подтягиванием другой b . Натяжка должна быть такова, чтобы центр пересечений стяжки при нажиме рукой перемещался не более, чем на 20 мм.

Шпангоутные фюзеляжи, обшитые фанерой, или коковые с обшивкой из шпона никакой регулировке не поддаются, но правильность положения шпангоутов и в особенности килевой стойки может быть проверена указанными выше способами.

Регулировка и проверка подмоторной рамы заключается в следующем.

1) Для подмоторных рам моторов радиального типа должно быть проверено: а) положение центра опорной рамы по отношению к продольной оси фюзеляжа; б) вертикальность опорной рамы (с помощью

отвеса или угломера); в) перпендикулярность плоскости опорной рамы относительно продольной оси фюзеляжа; г) отсутствие сдвига в расположении болтовых дыр по отношению к вертикальной плоскости симметрии самолета.

2) В случае рамы с подмоторными брусьями (для моторов однорядных V- и W-образного типа) должна быть нанесена на земле линия, параллельная продольной оси фюзеляжа, и проверяется: а) совпадение с этой линией отвесов, опущенных из середины двух точных линеек, уложенных

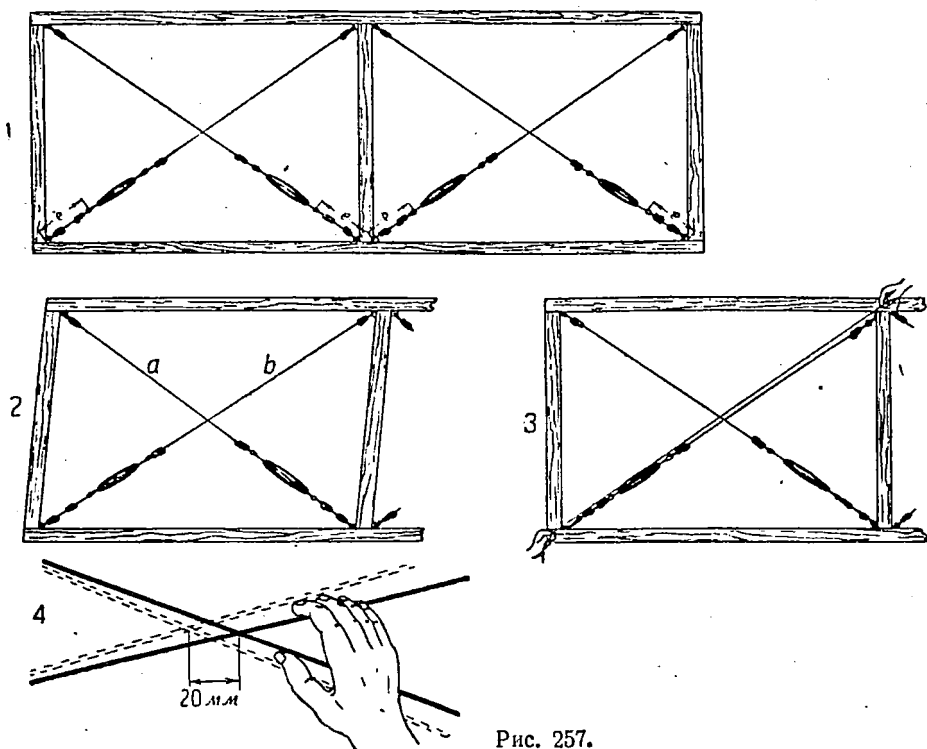


Рис. 257.

на подмоторные брусья (что можно сделать только без мотора), что покажет, что подмоторные брусья параллельны и расположены симметрично осевой линии фюзеляжа; б) положение горизонтальной плоскости, проходящей через верхние грани подмоторных брусьев по отношению к осевой линии самолета; в) положение отверстий для болтов крепления мотора.

2. Регулировка и проверка установки несущих поверхностей. а) Поперечное V измеряется путем укладывания описанной выше регулировочной линейки сверху вдоль лонжеронов плоскостей и постановки на нее угломера. Этот замер должен быть сделан не менее, как в двух точках каждого крыла.

В случае, если приходится производить много замеров однотипных самолетов, то лучше применять специально приготовленные линейки,

имеющие между гранями угол, равный заданному поперечному V . Устанавливая тогда обыкновенный уровень на верхнюю грань линейки, по появлению пузырька можно судить о правильности установки угла поперечного V (рис. 258).

б) Проверка установочного угла атаки производится (рис. 259) путем укладывания регулировочной линейки a вдоль нервюры (при положении фюзеляжа в линии полета). На конце линейки устанавливается угломер b , показания которого и дают величину установочного угла атаки α , который при описанном выше углемере можно получить с точностью до 2—3 мин. Несколько иначе можно измерить тот же угол с помощью двух линеек и простого уровня, как показано на рис. 260; но при этом должно быть известно расстояние между осями лонжеронов, а величина α может быть заранее подсчитана из прямоугольного треугольника. Тогда достаточно отрегулировать растяжки таким образом, чтобы величина α соответствовала этому заранее подсчитанному значению при горизонтальном положении регулировочной линейки. Все эти замеры должны быть сделаны не менее, как в 2 точках крыла (у корня и около консоли).

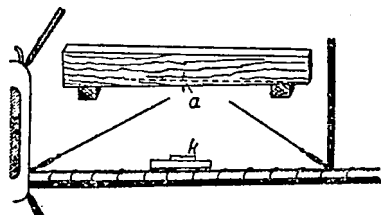


Рис. 258.

a —срез под углом нижней грани линейки; b —угломер.

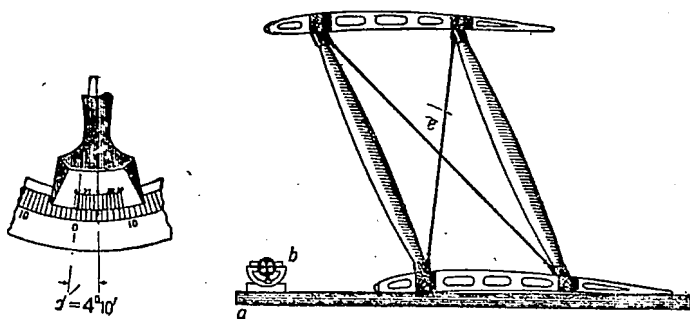


Рис. 259. Регулировка установочного угла атаки крыла.

в) Вынос замеряется с помощью отвеса a , опущенного с верхнего крыла, и короткой металлической линейки (или складного метра), горизонтальное положение которой проверяется уровнем (рис. 261).

г) Размах рулей можно проверять указанной выше линейкой—угломером, прикладывая ее одной гранью к поверхности крыла стабилизатора или киля, а другой—к элерону или рулю глубины и поворота. Ту же проверку можно сделать, замеряя в миллиметрах расстояние, которое проходит руль (или элерон) вдоль подставленной линейки при переходе из одного крайнего положения в другое. Зная глубину руля, можно подсчитать угол, на который отклоняется руль (если эта величина не дана заранее в миллиметрах).

д) У стабилизатора производится замер установочного угла атаки в двух крайних положениях с помощью линейки, уложенной на стабилизатор, и установленного на ней угломера. При этом, так как стабилизатор имеет обычно двояковыпуклую форму, то на передний или задний лонжерон укладывается специальная прокладка, величина которой ука-

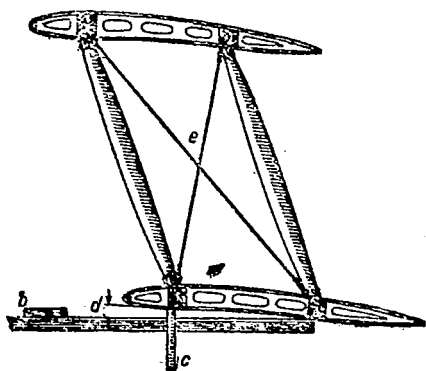


Рис. 260.

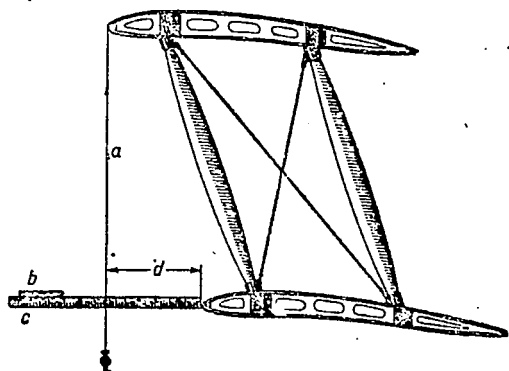


Рис. 261.

зывается в инструкции по данному самолету, или же одной грани линейки придается вогнутая форма, соответствующая выпуклости профиля.

е) При регулировке и проверке шасси самое главное—это установка оси (или отдельных полуосей) перпендикулярно вертикальной плоскости

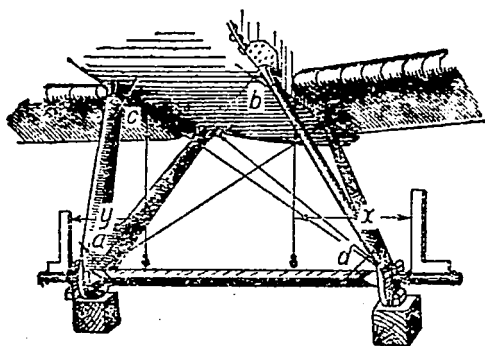


Рис. 262.

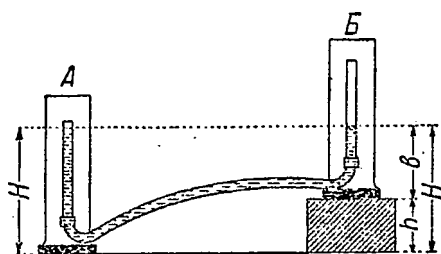


Рис. 263. Показаны 2 трубки, установленные на различной высоте, в которых налитая жидкость остается на одном и том же уровне.

симметрии самолета, что проверяется промером расстояния от колпачков колес до какой-либо точки на хвосте фюзеляжа.

Кроме того, должно быть проверено отсутствие сдвига всего шасси вбок, что должно быть проверено замером расстояний x и y (рис. 262), а также замером длин расчалок. Все эти размеры должны быть одинаковы. В тех случаях, когда вынос шасси может регулироваться, он также должен быть проверен замером расстояния от линии, совпадающей с осью шасси, до какой-либо указанной в инструкции или чертеже

точки, что можно сделать с помощью отвеса и линейки (так же, как замеряется вынос крыльев).

Регулировка самолета при помощи водяного нивелира и нивелира со зрительной трубой. 1. Краткое техническое описание водяного нивелира. Инструменты, дающие горизонтальный луч зрения, принято называть нивелирами. Простейшим из них является водяной нивелир, устройство которого основано на том свойстве жидкости, что ее поверхность в спокойном состоянии занимает строго горизонтальное положение. При этом, если жидкость будетлита в два сообщающихся между собой сосуда, то поверхность в обоих будет лежать на одной и той же высоте. Основываясь на этом принципе, регулировку самолета можно выверять при помощи водяного нивелира.

В данном случае, по формуле $h = H - b$, придется отыскивать разность уровней тех точек, к которым будут приставлены сосуды (рис. 263, где H —высота водяного столба в сосуде, стоящем ниже, и b —высота столба в сосуде, стоящем выше). Пользование водяным нивелиром практикуется за границей, а у нас рекомендовано инж. Е. С. Андреевым.¹ Для нивелировки применяются две стеклянные трубки диаметром 18—20 мм и длиной 400 мм, соединенные между собою дюритовым шлангом длиной 6—8 м. Чтобы не расплескивалась вода в процессе работы, внешние концы трубок рекомендуется обеспечить краниками или пробками. При наполнении трубок надо убедиться, что в шланге не осталось воздушных прослоек (пузырей). Жидкость целесообразно заливать не выше середины уровня в обеих трубках (рис. 264).

Водяной нивелир отличается простотой применения и легкостью изготовления (для самолетов малых размеров может быть изготовлен непосредственно техником). В зимнее время, для возможности пользования в ангаре воду можно заменить незамерзающей жидкостью, безвредной для резинового шланга (40%-ная смесь денатурированного спирта с водой).

2. Краткое техническое описание нивелира со зрительной трубой. У нас принят авиационный нивелир с лимбом (глухой), изготовленный Геокартпромом (рис. 265). В настоящее время выпускаются подобные нивелиры, но без лимба, надобность в котором, при регулировке самолета отпадает. Особенность авиационного нивелира заключается в следующих технических требованиях: увеличение должно быть не менее 21, цена деления уровня не менее 12" и предельная ясность отсчета должна достигать 30 м.

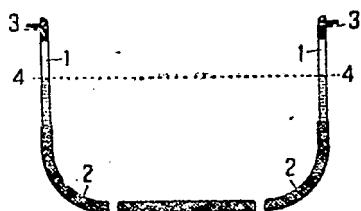


Рис. 264. Водяной нивелир: 1—стеклянная трубка; 2—резиновый шланг; 3—запорные краны; 4—уровень жидкости в трубках.

¹ См. журнал «Вестник воздушного флота», № 1, 1929.

Нивеллир¹ состоит (рис. 265) из кронштейна (подставки) 1 с двумя коленами (лагерами), к которым наглухо прикреплена зрительная труба 2.

Кронштейн привинчен к выступу конусного стального болта, который вставлен в осевое отверстие треножника (креста) 3 и служит вертикальной осью вращения визирной трубы с лимбом 4. Лимб крепится к специальному фланцу треножника наглухо при посредстве винта.

Зрительная труба состоит из объективного колена *a* и из окулярного колена *б*, в которых установлены сложные стекла (линзы), являющиеся объективом и окуляром. Кроме того зрительная труба имеет подвижное колено с реечным винтом *в*, служащим для передвижения окулярного колена в объективном, и сетчатую оправу 2, в которой закреплено стекло с нанесенными двумя перпендикулярными линиями, точка пересечения которых совпадает с так называемой визирной осью зрительной трубы.

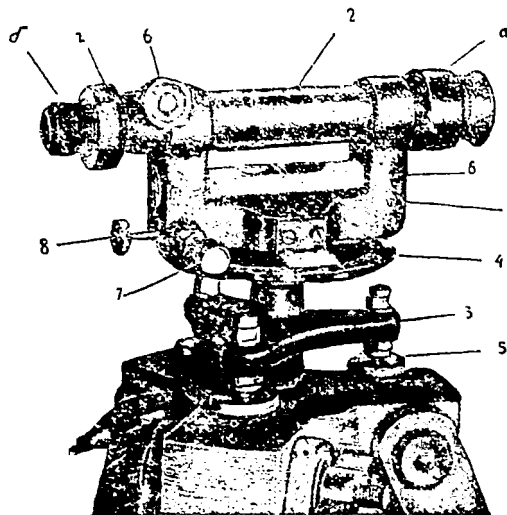


Рис. 265. Авиационный нивеллир (глухой) с лимбом: 1—коромысло; 2—визирная труба; 3—треножник; 4—лимб; 5—подъемный винт; 6—уровень; 7—микрометрич. винт; 8—нажимн. винт; *a*—объективное колено, *б*—окулярное колено; *в*—реечный винт в подвижном колене; 2—сетчатая оправа.

На внешних углах треножника установлены подъемные винты 5, служащие для точной установки нивеллира по уровню 6. При выпуске нивеллира с завода уровень устанавливается так, чтобы ось уровня и визирная ось трубы были строго параллельны друг другу. В целях возможности указанной заводской регулировки уровня

последний обеспечен специальным винтом, которым при пользовании нивеллиром, как правило, воспрещается пользоваться, так как нивеллиры со сбитой регулировкой подлежат сдаче в ремонт².

Первоначальная (грубая) установка нивеллира в требуемом направлении производится от руки, а окончательная (точная) с помощью микрометрического винта 7. Для того чтобы визирную трубку можно

¹ В скобках приводятся наименования деталей, принятые на фабрике Геокартпрома.

² При круговом визировании на различные расстояния необходимо, чтобы ось уровня была перпендикулярна к вертикальной оси вращения инструмента, так как в противном случае при каждом повороте трубы пузырек уровня будет уклоняться от середины трубки. Сверх того, если пузырек поставить вновь на середину трубки, действуя подъемными винтами, то тем самым изменится первоначальная высота линий визирования, и отсчет на рейке будет ошибочен. (См. сокращенный курс низшей геодезии С. М. Соловьева.)

было закрепить в избранном направлении, применяется нажимной винт 8. В целях предохранения объектива от загрязнения он прикрывается колпачком 9.

Главнейшие детали нивелира, как-то: кронштейн, треножник, лимб и микрометричный хомутик, изготовлены из латунной отливки, а зрительная труба, кожух лимба, объективная головка, все винты и втулки

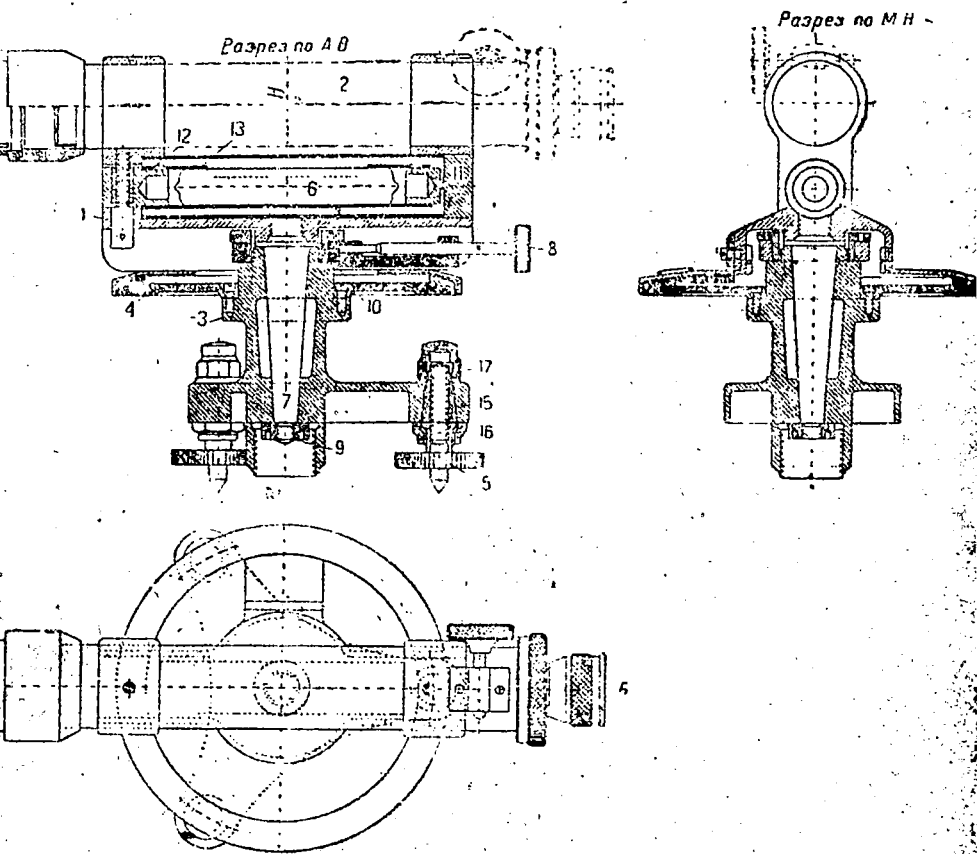


Рис. 236. Нивелир с лимбом (глухой): 1 — коромысло (подставка); 2 — визирная труба; 3 — треножник (крест); 4 — лимб с кожухом; 5 — подъемный винт; 6 — уровень; 7 — конусный болт; 8 — нажимной винт; 9 — гайка конусного болта; 10 — упорный вкладыш; 11 и 12 — пробка уровня; 13 — оправа уровня; 14 — деления уровня (16—20 см); 15 и 16 — гайка подъемного винта; 17 — гайка крепления подъемного винта.

изготовлены из латунного полуфабриката. Из стали изготовлен только конус. Это обстоятельство требует чрезвычайно бережного обращения с нивелиром, так как неправильная укупорка его в футляр или случайное падение нивелира во время работы могут деформировать основные детали и вывести прибор из строя.

В целях сбережения объектива и окуляра от помутнения воспрещается хранение нивелира в одном помещении с материалами, содержащими

в своем химическом составе фтористоводородную кислоту (плавиковая кислота).

Не разрешается протирать поверхность линз тряпками и счищать грязь твердыми предметами. Пыль следует удалять кисточками, приложенными к каждому нивелиру, и, в крайнем случае, протирать сухой папиросной бумагой, свернутой в трубку. Кроме того не рекомендуется допускать резких перемен температуры, так как это может вредно отразиться на склейке составных стекол линз.

Нивелир крепится к штативу при посредстве станového винта, ввинчиваемого в гнездо треножника 3, и окончательно закрепляется спиральной пружиной. Чрезмерная затяжка пружины не рекомендуется.

Рабочий чертеж нивелира показан на рис. 266.

3. Регулировка посредством водяного нивелира¹. Для установки самолета в горизонтальном положении две трубки, соединенные между собою шлангом и заполненные жидкостью, присое-

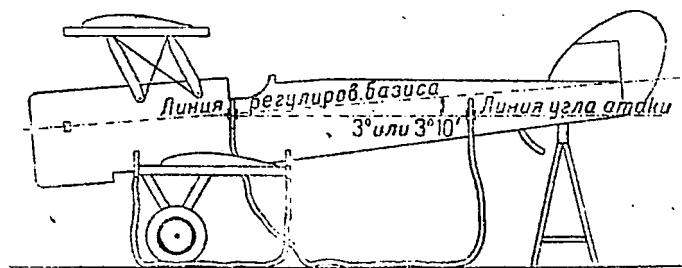


Рис. 267. Проверка регулировки крыльев.

дняются к базисным точкам в головной и хвостовой части фюзеляжа, лежащим в горизонтальной плоскости самолета. При этом хвостовая часть фюзеляжа приподнимается вверх до тех пор, пока поверхность жидкости в обеих трубках не будет на одном уровне. Присоединением трубок к базисным точкам, лежащим в горизонтальной плоскости, но в поперечном направлении (например подмоторные брусья, башмаки крепления плоскостей, тождественные точки на лонжеронах фюзеляжа и т. д.), определяется поперечная горизонтальность самолета.

Чтобы упростить регулировку, рекомендуется базисные точки наносить в процессе заводской постройки самолета.

Если угол установки крыльев равен 3° , то наметив на борту самолета базисную точку *в* для линии, идущей под углом 3° , нужно поднимать хвост самолета до тех пор, пока водяной нивелир не покажет, что точки *а* и *в* находятся на одной высоте над горизонтом. В этом случае плоскость хорды крыла будет горизонтальна (рис. 267). Водяным нивелиром проверяется горизонтальность линии *а—в* и с помощью линейки и уровня или линейки и нивелира проверяется горизонтальность хорды крыла.

¹ По инструкции инж. Е. Андреева (журнал «Вестник воздушного флота», №1 1929 г.).

В частности для самолета Р-1, имеющего угол установки правой коробки 3° , придется на правом борту точку B нанести под углом 3° . На левом же борту надо точку B сделать для угла $3^\circ 10'$, так как угол атаки левой коробки на $10'$ больше. Положение точек определяется расчетом по тангенсу углов 3° и $3^\circ 10'$.

Для проверки поперечного V крыльев также можно использовать водяной нивелир. Так же, как и для фюзеляжа, для крыльев надо будет предварительно сделать разметку постоянных точек, нанеся их на обтекание ребра входа крыла

и на бортах фюзеляжа. Для этой цели надо подготовить специальный шаблончик точно по профилю передней части крыла (рис. 268). Отметив по линии нижнего крыла от корня его по переднему обтеканию расстояния 2 м и 5 м, на этих расстояниях намечаем с помощью шаблончика контрольные точки A и B . По этому же шаблону надо наметить и точку O на фюзеляже — у корня крыла. Таким образом мы получим три точки: точку на фюзеляже, точку A на обтекателе крыла на расстоянии 2 м от фюзеляжа и точку B на расстоянии 5 м от фюзеляжа (рис. 269).

С достаточной для практики точностью можно считать, что при угле подъема крыла в 3° точка A будет выше точки на фюзеляже на 108 мм,

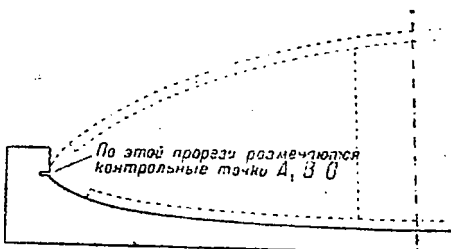


Рис. 268. Шаблон по профилю крыла.

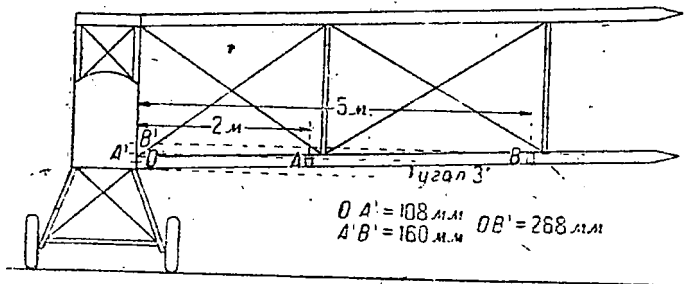


Рис. 269. Разметка базисных точек по крылу.

а точка B выше точки на фюзеляже на 268 мм. Установив самолет в линию полета, отложим от точки на фюзеляже O вверх по вертикали точку A_1 на расстоянии 108 мм и точку B_1 на расстоянии 268 мм. Если фюзеляж стоит горизонтально в продольном и поперечном направлениях и угол подъема или угол V крыла равен 3° , то точка A на обтекателе будет на одной горизонтали с точкой A_1 на фюзеляже, и тогда B на обтекателе будет на одной горизонтали с точкой B_1 на фюзеляже. Проверяется это также с помощью водяного нивелира совмещением уровня одной из трубок с точками A_1 и B_1 на фюзеляже и проверкой последовательно положения точек A и B относительно уров-

ня воды в другой трубке. Если точки *A* и *B* будут ниже уровня воды, то значит, что крыло опущено; если они будут выше уровня воды, — крыло поднято (рис. 270).

Помимо проверки установки фюзеляжа в линию полета и регулировки крыльев, с помощью нивелира можно проверить горизонтальность стабилизатора, проверив предварительно установку фюзеляжа в поперечном направлении.

Из приведенных примеров усматривается, что различные варианты применения водяного нивелира могут обеспечить точную регулировку даже для оригинальных самолетов, на которые почему-либо не имеется руководящих инструкций и регулировочных листков.

4. Регулировка самолета посредством нивелира с визирной трубкой. Для регулировки необходимо иметь регулировочный листок (чертеж) с перечнем базисных точек, руководствуясь которыми производится установка самолета в линию полета и регули-

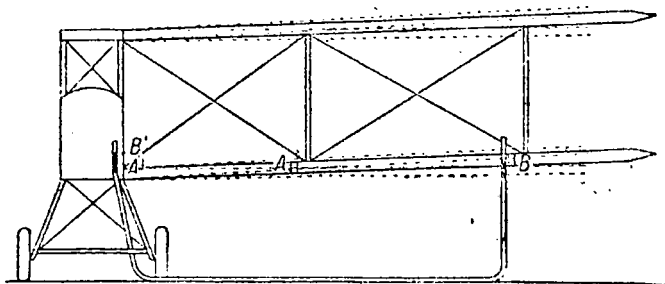


Рис. 270. Регулировка крыла.

ровка. Для установки самолета в линию полета под одно из колес ставится козелок, под другое—домкрат, а под хвостовую часть фюзеляжа устанавливается подъемный козелок.

Дополнительно к нивелиру требуются рейки (по числу базисных точек, допустимых для одновременного замера) с миллиметровыми делениями длиной в 2,5 м и одна длиной в 1 м. Желательно, чтобы рейки были изготовлены из переклейки (меньше подвержены короблению) и для большей видимости делений окрашены в белый цвет. Чтобы облегчить чтение цифровых обозначений делений, последние рекомендуется проставлять обратной стороной, так как предметы в зрительную трубу видны перевернутыми. Чтобы обеспечить установку реек строго в вертикальном положении, к боковой грани рейки следует прикрепить отвес с грузом.

В зависимости от типа самолета регулировка производится или с одной точки—наиболее выгодной для одновременной засечки положения всех базисных точек, или с двух. В последнем случае выгоднее первоначально произвести регулировку спереди, а затем сбоку самолета. При регулировке спереди нивелир надо установить примерно на 10—15 м от носка мотора (выгодно, чтобы отвес, опущенный от ста-

твояго винта штатива, находился в плоскости продольной оси самолета (рис. 271).

Перед работой нивелир поверяют таким образом, чтобы: а) ось

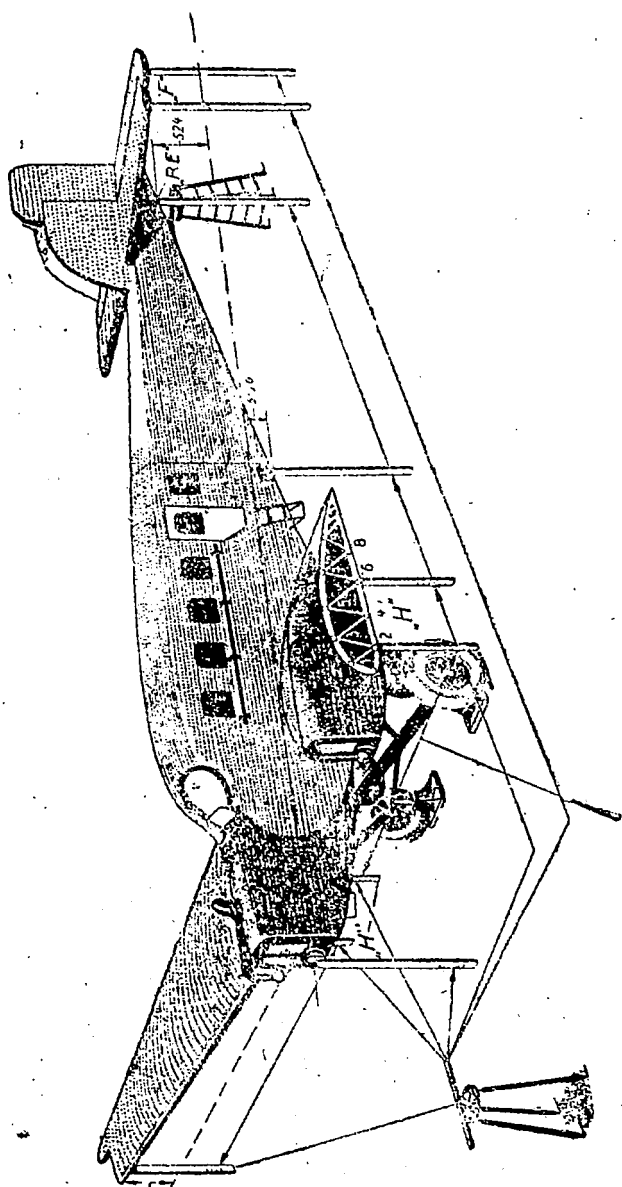


Рис. 271. Поперечное положение. Установка нивелира и установка реек по базисным точкам реек при регулировке самолета ЮГ 1—3 Л в соответствии с инструкцией «Юнкерс». (Самолет установлен в линию полета.)

крутового вращения визирной трубы была перпендикулярна горизонтальной оси уровня; б) визирная оптическая ось зрительной трубы была параллельна горизонтальной оси уровня.

Для осуществления первого требования необходимо, манипулируя тремя подъемными винтами, добиться такого положения уровня, чтобы пузырек его не сходил со среднего деления при вращении зрительной трубы на 360° , уничтожая половину ошибки исправительным винтом уровня, при повороте трубы на 180° .

Для удовлетворения второго требования необходимо, чтобы разность превышения двух любых точек самолета оставалась постоянной при перемене месторасположения нивелира. Тем же способом надо проверить, что точка пересечения нитей находится на оси визирной трубы. Путем соответствующих манипуляций установочных винтов в сетчатой оправе стекло можно поставить на свое место.

Наводку трубы «по-глазу» производить, поворачивая двумя пальцами правой руки головку реечного винта (наводка на фокус). Для грубой (первоначальной) наводки, чтобы вообще найти рейку в нивелире, надо трубу наводить с помощью мушки, имеющейся на верхней наружной стороне трубы. После того как труба будет грубо наведена, окончательное нахождение делений рейки производить уже с помощью окуляра (часть трубы, в которую смотрят), манипулируя выше-названным кремальерным винтом.

В случае ясной видимости в трубу делений рейки, но отсутствия или слабой видимости линий сетки (перекрещивающиеся нити) следует добиться ясной видимости путем проворачивания кольца с накаткой по трубе или другим способом—в зависимости от системы нивелира.

Полезно освещать деления рейки электрофонарем и прикладывать увеличительное стекло к месту, требующему отчетливой видимости.

Если регулировка производится вне ангара, не следует ставить нивелир против солнца.

Окончательно установленным нивелир считается тогда, когда средняя горизонтальная линия сетки окуляра отчетливо совпадает с соответствующим делением рейки, а вертикальная линия одновременно полностью совпадает или параллельна с вертикальным обрезом рейки при вертикальном положении последней.

ОСНОВНЫЕ ПРИНЦИПЫ ОРГАНИЗАЦИИ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ САМОЛЕТОВ.

Основами правильного ведения самолетного хозяйства являются:

1. Организация надлежащего учета, который давал бы возможность устанавливать сроки службы как всего самолета в целом, так и отдельных его деталей, а на основе этих сроков разрабатывать нормы запасных частей, обеспечивающие данный срок эксплуатации самолета.
2. Организация правильного и систематического контроля состояния материальной части с последующим анализом всех причин, которые так или иначе влияют на состояние материальной части и ее исправность.
3. Планирование технического ресурса таким образом, чтобы наилучшим способом использовать самолеты, сохраняя в то же время полную боеготовность части.

I. Основы учета работы самолетов

Задачи учета кратко уже сформулированы в п. I, но к ним необходимо добавить еще задачу выявления «неполадок» с различными деталями, имеющих место в эксплуатации того или иного самолета.

Основным учетным документом этого рода был и остается формуляр самолета. Не останавливаясь на рассмотрении его формы и правил ведения (так как это надо считать общеизвестным), отметим только, что правильно ведущийся формуляр может дать полную картину эксплуатации самолета.

В особенности важно, чтобы в формуляр самолета заносились время и причины замены всех деталей, когда-либо заменявшихся при эксплуатации, так как на основе этих данных при изучении формуляров самолетов, снятых с эксплуатации, возможно определить как характер, так количество и сроки заменявшихся деталей. Так как самолет имеет длительный срок службы и обработка формуляров все же довольно затруднена (главным образом вследствие неудовлетворительного их ведения), то практически приходится прибегать к вспомогательным формам учета с целью получения более быстрого результата. Форм этих может быть предложено несколько, но все эти формы практически полностью не отвечают всем предъявляемым к учету требованиям.

Рассмотрим прежде всего форму учета, применявшуюся в ВВС до сего времени.

Эта форма в основном сводится к следующему.

В ангаре должна вестись ведомость, в которой на одной стороне указаны типы и номера самолетов данной части, а на другой—заменя-

мые детали. В точке пересечения граф данного самолета и детали представляется, на каком часу данная деталь заменялась (см. таблицу XXIX).

Таблица XXIX

Тип и номер самолета	Наименование детали			
	Винт	Радиатор	Трос к рулю глубины	Костыль и т. д.
P-1 №	120	—	40	70
P-1 №	100	—	60	80
и. т. д.				
Средний срок службы детали	110	—	50	75

Примечание. Числителем в виде дроби может быть указано количество одинаковых деталей, заменяемых одновременно.

Тогда, беря сумму каждой вертикальной графы и деля на число случаев замены, мы получаем средний эксплуатационный срок службы данной детали, который будет учитывать и аварии, и поломки, и естественный износ, т. е. это будет «снабженческий» срок службы данной детали. Если же особыми знаками (например, объединением цифры чертой) мы будем выделять естественный износ (или, наоборот, замену вследствие поломки, аварии, грубых посадок, недосмотра и т. п.), то можно будет выделить средний истинный срок службы данной детали до полного износа, т. е. тот срок, при наступлении которого в эксплуатации за данной деталью должно быть установлено особенно тщательное наблюдение (при возможности она должна быть сменена, не дожидаясь ее разрушения от износа и усталости материала).

Ясно, что, ведя такие наблюдения хотя бы в нескольких авиационных частях в течение длительного срока, можно получить наглядную картину того, что именно ломается и изнашивается на данном самолете и через какой срок, т. е. подобный учет даст возможность составить по данному типу самолета (даже с учетом особенностей его эксплуатации в том или ином районе) норму запасных частей, идущую на определенный срок (например на 100 час. эксплуатации).

Зная число самолетов данного типа, предполагаемый налет и имея норму, всегда можно сказать, сколько и каких деталей потребуется при эксплуатации. В то же время, если какая-либо часть намного превысит эту норму, это будет указывать на ненормальную эксплуатацию. Разработав подобные нормы, мы можем легче подходить к авиачастям с принципом хозрасчета, заставляя их в отношении запчастей укладываться в определенные рамки норм. Понятно, что подобная же форма при ведении ее в реморганах может дать полную картину деталей, заменявшихся при каждом ремонте, и даст возможность разработать ремонтную норму запчастей, т. е. список и количество деталей, идущих в среднем на один ремонт¹.

¹ В настоящее время разрабатываются и вводятся новые формы подобного учета.

2. Контроль эксплуатации

2. Контроль за эксплуатацией материальной части в первую очередь должен осуществляться путем детальных повседневных осмотров самолета и мотора, производимых техническим составом накануне полетного дня, и кратких проверочных осмотров самолетов утром в полетный день на красной черте. Этот осмотр должен проводиться в строгой последовательности в соответствии со специально разрабатываемой для каждого типа самолетов инструкцией, которая не должна упускать ни одного вопроса, могущего привести к отказу самолета (или мотора) в работе. Так как инструкция является только формой, то она может быть сколь угодно полной и подробной и самое лучшее, если она, в виде маленькой книжки, будет все время находиться в кармане авиатехника. Подобные формы разработаны и приведены в инструкциях по эксплуатации самолетов (форма по самолету Р-1 приведена в статьях автора в № 11 и 12 журнала ВВФ за 1930 г.). Поэтому в настоящей книге останавливаться на этих формах мы не будем. Разработка обобщающей формы может быть целесообразна только с точки зрения создания образца для необходимой все же разработки подробных инструкций для каждого типа, так как в обобщающей форме безнадежно пытаться охватить все вопросы, свойственные особенностям самолета каждого типа¹.

Что касается контроля результатов осмотра, то он может производиться двояким путем: или отметкой в формуляре замеченных дефектов с последующей записью об их устранении, или такой же записью в специальный журнал, находящийся на борту самолета или в ангаре. В этом журнале также должна быть сделана отметка о времени и способе устранения дефекта.

Летчик также должен осуществлять повседневный осмотр самолета перед каждым вылетом, но инструкция по осмотру для него должна быть краткой и предусматривать затрату времени не более 5—7 мин. (для техника 30—40 мин.) и затрагивать только поверку органов управления, оборудование и вооружение его кабины. На тяжелых машинах обязанности осмотра должны быть распределены между экипажем, причем командир корабля, являясь ответственным за полноту и правильность проведения осмотра, проверяет также основные узловые точки самолета. Старший авиатехник, инженер-механик, командиры отрядов и эскадрилий должны производить проверку материальной части «на выдержку» в соответствии со специальными приказами ВВС РККА, а самое главное контролировать ведение самой системы осмотров.

Что касается постановки этого вопроса за границей, то по имеющимся материалам можно судить, что там ему придается очень большое значение. Так, например, официальное английское наставление для летного обучения гласит следующее:

¹ В настоящее время разрабатываются специальные контрольные карточки осмотра по каждому типу самолетов, служащие краткой сводкой указанной выше подробной инструкции, регламентирующие: кто, что и когда осматривает.

«Летчик должен знать, что его ответственность за самолет не исчерпывается лишь благополучной посадкой его на землю, но что наиболее существенным в его квалификации является совершенное знание материальной части самолетов и моторов и уход за нею»... и далее: «Командование части несет ответственность за издание необходимых распоряжений, касающихся порядка осмотра и ухода за самолетами и моторами, и эти приказы должны аккуратно исполняться, чтобы ни одна мелочь не ускользнула от внимания. Командиры отрядов должны делать не один раз в неделю проверку исполнения, чтобы убедиться, что система осмотров выполняется полностью». (Английское руководство для летного обучения. § 110, 112 и 113.)

В упомянутом выше наставлении особо подчеркивается, что приказы по осмотру издаются командиром части персонально и он не может перенести ответственность на подчиненных. Эти приказы преследуют цель: 1) обеспечения безопасности личного состава; 2) содержания самолетов в рабочем состоянии; 3) определения ответственности за осмотры и за работы на самолете; 4) установления учета осмотров каждого самолета и проработанной на нем работы.

Периодические осмотры выполняются ежедневно летчиком, в распоряжении которого находится самолет. Полные осмотры производятся по возможности чаще командиром отряда и летчиком в сроки, устанавливаемые приказом по части. В каждом отряде ведется «Книга осмотра самолетов», в которую ежедневно заносятся следующие сведения: а) результат всех осмотров, производящихся по инициативе механика, регулировщика¹ и др.; б) день и час непригодности самолета, а также день и час, когда самолет приведен в исправное состояние, и инициалы лица, снявшего «негодность» самолета для полетов; в) мнение летчика по этому вопросу и его инициалы; г) краткий перечень всех изменений, ремонта и перестановок, о которых сделаны распоряжения; отметка, как выполняются эти распоряжения; д) всякого рода сообщения, которые, по мнению командира части, должны записываться; е) отметки командира части по предыдущим записям. Командир отряда или части должен ежемесячно лично проверять книгу и делать отметки, указанные в п. е).

Далее—для каждого самолета предлагается иметь дощечку для записей «О негодности к службе» с надписью красными буквами: «Негоден к полету», и после этого авиатехник (если «негодность» произошла по вине мотора) или регулировщик (если это произошло по вине самолета или оборудования, в отношении которого он получает сведения от соответствующего специалиста) немедленно обязан вывесить эту дощечку на видном месте спереди самолета и сделать запись в книгу осмотра самолетов. Дощечка «О негодности» снимается только по приказанию командира отряда или летчика, но не ранее, как будут сделаны новые записи в книгу осмотра.

Каждый самолет осматривается по крайней мере 2 раза в течение

¹ В Английском воздушном флоте на каждом самолете помимо механика имеется специальный регулировщик, несущий известную долю ответственности за самолет и его оборудование наравне с механиком.

дня, т. е. перед стартом и после окончания полетов. Осмотры производятся и в другое время, например после налета определенного числа часов,—в соответствии со специальными инструкциями. После налета самолетом 250—500 час. он идет в парковский просмотр.

Эта система осмотров требует ведения документов в виде двух форм: а) Одна регистрирует летную службу самолета и его техническое состояние перед вылетом и ведется летчиком (после полета) и авиатехником (перед полетом); эта форма учитывает один день службы самолета. б) Другая форма представляет собой последовательные записи в течение месяца, содержащие в себе не только данные технического состояния самолета, но и его ремонта, нагрузки, обслуживающего состава, рабских часов, затраченных на обслуживание и другие работы и т. д.

К сожалению, все эти формы дают лишь общие указания по осмотру различных деталей и стремятся охватить все системы самолетов.

В американском воздушном флоте существует карточка еженедельного осмотра, заполняемая на каждый самолет специальными инспекторами, находящимися на каждом аэродроме (см. книгу «Modern Aircraft V, Page», Нью-Йорк, 1928 г.). Эта карточка—стандартная и содержит, главным образом, только перечисление основных деталей самолета. После заполнения карточки отсылаются главному инспектору, где и суммируются.

Кроме таких повседневных осмотров, в каждой части должны быть разработаны сроки просмотра отдельных важнейших узлов и деталей в зависимости от налета самолета. Эти же сроки указываются и в инструкции по эксплуатации данного самолета.

Так, например, на самолете АНТ-4 необходимо периодическое выполнение нижеследующих работ:

а) через 10 час. проверять винт, посадку втулки, состояние окраски и лакировки и наличие коррозии; б) через 15 час.—просматривать все детали управления и особенно тросы к рулю глубины, снимая их с роликов; в) через 30 дней эксплуатации производить снятие отъемных частей крыла и осмотр внутренности крыльев, а также съемку деревянных реек самолета для выявления под ними следов коррозии и т. д.

На основе указанного выше учета работы деталей самолета можно установить сроки более детальных просмотров, производимых силами реморганов. Эти детальные осмотры производились ранее раз в год специальной комиссией для всей материальной части (так называемые «годовые осмотры»). Но так как это приводило к неравномерному загрузению реморганов сразу после этих осмотров, то в настоящее время годовые осмотры заменены специальными просмотрами, производимыми для каждого самолета через определенный срок налета.

Когда самолет подходит к установленному сроку просмотра, то он должен быть направлен в мастерские авиапарка или на ремзавод, где должен быть разобран, расшит и тщательно просмотрен с заменой всех износившихся деталей. Для тяжелых самолетов такого вида просмотры могут производиться в отепленном ангаре, не изымая самолета из части вследствие сложности его переборки и размещения в мастерских реморгана.

Что касается конечного срока службы самолета, то для каждого типа самолетов может быть намечен такой срок в часах или посадках,

а для тех самолетов, которые не смогут вылетать данного срока, он может быть определен и годами.

Практически очень часто получается так, что самолет устаревает как боевой тип (в тактическом отношении) быстрее, чем он успеет износиться от эксплуатации.

В гражданской авиации, где характер эксплуатации другой (полеты без высшего пилотажа с очень большим налетом за сравнительно короткий срок эксплуатации в годах), мы действительно имеем примеры полного износа самолетов в результате громадного налета в часах (1 500—2 000 час.).

Так как в ВВС самолеты эксплуатируются с высшим пилотажем, то возникает необходимость иметь две основных группы самолетов: группа А — самолеты, обладающие полным запасом прочности и вполне пригодные к высшему пилотажу, и группа Б — самолеты, непригодные к высшему пилотажу.

Во вторую группу (Б) самолет попадает, приобретя какой-либо дефект (например, сильный люфт в шарнирах рулей, коробление каких-либо стоек или лонжеронов), допускающий еще производство прямых полетов, но делающий опасным полеты с высшим пилотажем. Это станет вполне понятным, если вспомнить, что при высшем пилотаже за счет сил инерции возникают в полете перегрузки, достигающие величины 2—2,5-кратной, а в некоторых случаях и 6—7-кратной (например при резком выходе истребительного самолета из длительного пикирования) по сравнению с нагрузками в нормальном горизонтальном полете.

Как каждый самолет строится таким образом, чтобы иметь не менее 2-кратного запаса прочности для наиболее тяжелого случая работы его деталей, то, если мы возьмем какой-либо самолет, получающий в полете максимум 4-кратную перегрузку, то его полный запас прочности (до разрушения) должен быть равен $4 \times 2 = 8$, т. е. самолет будет разрушаться во время статических испытаний при нагрузке, в 8 раз превышающей нормальную.

Если после длительной эксплуатации у самолета останется меньший запас прочности (что практически и имеет место: так, например, коробка крыльев самолета Р-1, испытанная после длительной эксплуатации, дала запас прочности вместо 7—8-кратного только около 6), то мы не будем гарантированы, что при высшем пилотаже на таком самолете не будут получаться остающиеся деформации за счет перехода напряжения в материале за предел упругости. Такие остаточные деформации также наблюдались в практике эксплуатации в виде вытяжки лент и смятия накладок, связывающих крылья с центропланом (самолет Р-1), трещин и волнистости фанерной обшивки крыльев (самолеты «Фоккер») и т. п. В то же время такой самолет является еще вполне пригодным для полетов без высшего пилотажа, так как для тех нагрузок, которые при этом получаются, он обладает еще вполне достаточным запасом прочности.

Понятно, что полная прочность самолета может быть восстановлена грамотным ремонтом, но необходимо отметить, что в случае сильного износа самолета и длительного срока его эксплуатации этот ремонт

должен быть очень полным (например для самолетов деревянной конструкции—с полной заменой всех ответственных деревянных деталей и допуском металлических только после тщательной проверки и испытания ряда образцов на выдержку), так как частичное обмывление изношенных самолетов не дает хорошего результата и в некоторых случаях приводило даже к авариям. Объем такого восстановительного ремонта определяется специальной инструкцией. Самолет, временно переведенный в группу Б по незначительной причине, может быть переведен обратно в группу А после устранения этой причины.

Конечно, наилучшим способом определения сроков службы самолетов и сроков перевода их в непилотажные группы надо считать проведение ряда статических испытаний как нового самолета, так и после налета разного числа часов. Но сложность и дороговизна этого метода не дают пока возможности провести его в полной мере.

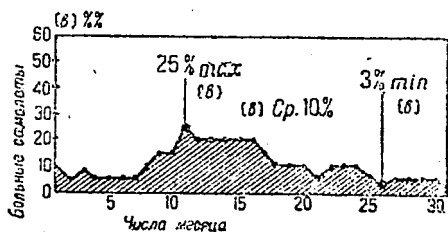


Рис. 272.

Кроме повседневных осмотров самолетов, нормирования сроков их детальных периодических просмотров и конечных сроков службы, хорошим средством для контроля эксплуатации самолетов в данной части может служить ведение «Графика больных самолетов», предложенного инж. Глазовым (см. статью в ВВФ, № 8, за 1930 г.). График этот показан на рис. 272 и представляет собой ежедневную отметку процента неисправных самолетов к общему числу самолетов. По этому графику после ведения его в течение длительного периода можно до некоторой степени сделать сравнительную оценку различных авиационных частей, а для данной части проанализировать характер и причины снижения ее боеготовности в разное время года. Если вести этот график для одного самолета, отмечая дни, когда он был исправен и когда неисправен (тогда надо отложить по одной стороне не процент самолетов, а часы налета), то можно определить коэффициент использования самолета. Так, если самолет из 30 дней 5 дней был неисправен и 25 исправен, то коэффициент его использования будет

$$K = \frac{25}{30} \cdot 100 = 83\%.$$

Подводя среднее для всех самолетов данной части, получаем некоторую величину, могущую служить также для сравнительной оценки эксплуатации самолетов в данной части.

3. Планирование технического ресурса

Понятие о техническом ресурсе было введено т. С. Г. Хорьковым, в его статье в ВВФ, № 1 за 1927 г.; там же и были разобраны оперативные формы учета этого ресурса. Позднее тот же материал

был опубликован в бюллетене быв. Научно-технического комитета УВВС с рядом дополнений, введенных строевыми авиачастями. В нашу задачу не входит рассмотрение этого материала и для его изучения мы отсылаем к указанным выше статьям.

Необходимо отметить, что до сих пор существовало только понятие о моторном ресурсе, т. е. о том числе часов, которое мотор работает от одной перемычки (или ремонта) до другой. В последнее же время, в связи с введением отмеченных выше периодических просмотров самолетов в реморганах, появляется новое понятие «самолетного ресурса», т. е. как срока работы самолета между этими просмотрами.

Грамотное планирование этого ресурса является совершенно необходимым, для того чтобы обеспечить наилучшее использование самолетов в данной части.

Задачи планирования сводятся в основном к следующему:

1. Определить количество и сроки поступления в ремонт самолетов.
2. Спланировать расход и получение технического самолетного ресурса.
3. Выявить количество самолетов, ремонтируемых своими силами и подлежащих получению из центра.

План составляется с разбивкой на зимний и летний периоды, причем в основу кладутся сроки службы самолетов между просмотрами. Для составления плана необходимо знать: а) точные сведения о ресурсе каждого самолета; б) ориентировочное количество и сроки получения самолетов из центра; в) наличие запасных самолетов и г) количество летчиков и порядок пополнения части летным составом. При этом необходимо учесть все дополнительные виды налета (командирский налет, особые задания и т. д.) и рулежку самолетов, которую надо считать за 100% в смысле работы самолета. Эти виды налета ориентировочно можно принимать для сухопутных самолетов в 3%, а для гидросамолетов в 5% от общего налета. Также необходимо иметь запас самолетов на случай аварий и поломок (что должно быть определено командованием части).

Предположим, что у нас имеется 10 самолетов, которым предстоит вылетать за год по 300 час., и на дополнительные виды налета надо обеспечить 100 час. Тогда общее количество часов, которое должны будут налетать все самолеты, составит:

$$10 \cdot 300 + 100 = 3\,100 \text{ час.}$$

Предположим, что за зимний период будет израсходована $\frac{1}{3}$ от этого числа часов, или

$$3\,100 : 3 \cong 1\,000 \text{ час.}$$

Тогда за лето должно быть израсходовано:

$$3\,100 - 1\,000 = 2\,100 \text{ час. или около } 210 \text{ час. на самолет.}$$

Добавляя к этому числу часов расход ресурса на рулежку, получим:

$$2\,100 + 0,03 \cdot 2\,100 = 2\,163 \text{ час.}$$

Учитывая еще запас часов, с которым должны выйти самолеты к зимнему периоду и беря его (условно) в 100 час. на самолет, найдем, что нам всего надо обеспечить:

$$2\ 163 + 100 \cdot 10 = 3\ 163 \text{ часа.}$$

Составим таблицу имеющегося ресурса на самолетах. Возьмем для примера следующие данные (см. табл. XXX).

Таблица XXX

№ по пор.	Номер самолета	Налет в часах		Число ремонтов и просмотров	Остается ресурса в час
		всего	последнего ремонта		
1	3 355	380	90	1	210
2	3 272	472	100	1	110
3	—	—	—	—	270
4	—	—	—	—	190
5	—	—	—	—	100
6	—	—	—	—	300
7	—	—	—	—	190
8	—	—	—	—	170
9	—	—	—	—	24
10	—	—	—	—	220
Всего...					2 150

Примечание. Условно примем время между осмотрами и ремонтами самолетов в 300 час.

Вычитая имеющийся ресурс из потребного, получим:

$$3\ 163 - 2\ 150 = 1\ 013 \text{ час.,}$$

или теоретически $1\ 013 : 300 =$ около 3 самолетов с ресурсом в 300 час.; но это будет только в том случае, если максимально будут использованы самолеты, имеющие большой запас ресурса. Практически это может быть и не так, и можно подойти к этому иным путем, а именно: беря из таблицы самолеты с остатком ресурса менее 210 час. (т. е. налета за летний период), мы можем, примерно, прикинуть, когда эти самолеты выйдут в ремонт и распределить их выход в ремонт по месяцам, учитывая приблизительный налет за 1—2—3 и т. д. месяца и выводя в ремонт некоторые самолеты, быть может, ранее срока, а другие позже, но с тем чтобы не создавать перегрузки ремонтных в одном каком-либо месяце. При этом может получиться результат несколько иной по сравнению с предыдущим.

К полученным выше трем самолетам надо добавить 1—2 самолета запасных на случай аварий и поломок. Тогда получим общее число потребных самолетов: $3 + 1 = 4$ самолета.

В итоге мы можем составить таблицу отправки самолетов в ремонт и получения их по месяцам, что и является основным планом обеспечения самолетами.

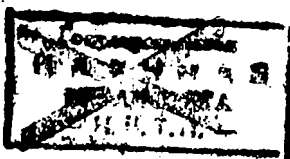
Таблица эта имеет следующую форму.

Таблица XXXI

Месяц	С а м о л е т ы					
	Потребуеют ремонта			Должны быть получены		
	для обеспеч. ресурса	резер- вные	всего	от снабжения округа	от парка	всего
Май	—	—	—	—	—	—
Июнь	—	—	—	—	—	—
Июль	1	—	1	—	—	—
Август	1	—	1	—	1	1
Сентябрь	1	1	2	2	2	3
Итого	3	1	4	1	3	4

Примечание. Если бы в первой таблице некоторые самолеты имели остаток ресурса, которого хватило бы менее, чем на 1 месяц, то их пришлось бы направлять в ремонт в июне и даже в мае.

Аналогичный метод планирования применяется и для моторного ресурса. Так как в задачу настоящей книги входит рассмотрение вопросов только самолетного порядка, то моторная часть не плагается и этим. заканчивается рассмотрение вопросов технической эксплуатации самолетов.



О П Е Ч А Т К И

Стр.	Строка	Напечатано	Следует читать
16	9 сверху	обшивками	обжимками
22	3 „	необходимо лишь	необходимо сказать лишь
30	2 и 3 строки	сверху надо поменять местами	
30	14 сверху	самолета, к вибрации	самолета и приводит к вибрации
41	Подпись под рис. 34	узел на 1-м пистоне	узел на 10-м пистоне
47	6 сверху	0,3—0,4% вместо марки „М“)	0,3—0,4%) вместо марки „М“,
57	4 снизу	другая, но	другая, то
66	Табл. VIII, графа: Модуль упругости	73000	730 000
66	Табл. IX, графа: Коэффициент крепости	12—30	12—20
78	1 снизу	по крепости, имеющейся за границей, подобные	по крепости имеющиеся за границей подобные
103	1 „	надлома (рис. 81)	надлома
108	4 „	перевесных	переносных
122	10 „	(рис. 92, 93	(рис. 93,
132	12 „	(рис. 1 А)	(рис. 111)
142	Заголовок	Прутковые расчалки перенести выше и поставить перед абзацем: „Некоторые самолеты имеют . . .“ и т. д.	
151	Подпись под фиг. 129	10 — узел крепления	12 — узел крепления
160	2 сверху	доске	носке
168	4 „	кипяченой	кипящей
168	5 снизу	(рис. 143)), — за	(рис. 143), б) за
169	5 сверху	б) за исправностью	в) за исправностью
169	Рис. 142	Повернуть рисунок так, чтобы ось экватора стояла горизонтально	
176	8 сверху	пробелом	пробегом
187	26 „	рычаг	ручку
189	18 снизу	с подачей горючего только от механических помп АМ	с подачей горючего от механических помп АМ и самотеком
200	Подпись под рис. 181	а—трубки, . . . с отверстиями в 1 мм	а — трубка, . . . с отверстием в 1 мм
203	Подпись под рис. 185	гнутые	гнутье
205	8 снизу	соединение в разрезанном виде	несколько измененное соединение в разрезанном виде
208	Подпись под рис. 197	Краны АМ — игольчатый и перекрывной	Перекрывной кран АМ
245	12 сверху	В формуле заменить буквы <i>k</i> и <i>p</i> на <i>K</i> и <i>P</i>	

A

19924